

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



**2015-12**

Vol.41 No.12

## 目 次

- 转静件碰摩故障定位声发射波束形成方法 ..... 何田, 叶午, 于海生, 刘文洋, 刘献栋 (2191)
- 基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别 ..... 奚文骏, 王浩伟, 王瑞奇 (2198)
- 基于 CO<sub>2</sub> 浓度监测的飞机火警探测方法 ..... 赵建华, 方丽丽 (2205)
- 水下运载器航位推算系统初始位置确定方法 ..... 张延顺, 郭雅静, 黄小娟, 李春雨, 汪湛清 (2211)
- 基于多应力加速试验方法的智能电表寿命评估 ..... 查国清, 黄小凯, 康锐 (2217)
- 采用区间分析的加速退化试验评估方法 ..... 刘乐, 李晓阳, 姜同敏 (2225)
- 变构型多操纵面 RLV 进场着陆轨迹优化设计 ..... 郝现伟, 王勇, 杨业, 郭涛 (2232)
- 基于边缘信息的灰度目标跟踪算法 ..... 郑海超, 毛峡, 梁晓庚 (2240)
- 改进的模拟温补晶振宽温补偿方法 ..... 韩艳菊, 杨科, 郑鸿耀 (2250)
- 基于扩张干扰观测器的带攻击角约束制导律 ..... 张皎, 杨旭, 刘源翔 (2256)
- 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法 ..... 姚星宇, 王建军, 翟学 (2269)
- 基于动态流体扰动原理的三维滚动航路规划 ..... 姚鹏, 王宏伦, 刘畅 (2280)
- 基于数据网格化方法的低轨辐射带建模技术 ..... 常崢, 王咏梅, 田天, 张贤国 (2288)
- 二维空间时间分数阶色散方程的差分方法 ..... 张英晗, 杨小远 (2296)
- 双电磁航天器编队构型保持自适应控制 ..... 徐增文, 师鹏, 赵育善 (2302)
- 鲁棒的红外小目标视觉显著性检测方法 ..... 王刚, 陈永光, 杨锁昌, 高敏, 戴亚平 (2309)
- 重复使用液体火箭发动机可用度的数字仿真 ..... 刘士杰, 梁国柱 (2319)
- GNSS 信号模拟器通道群时延标定方法 ..... 李世光, 寇艳红, 杨军, 王伟 (2328)
- 基于像素间孤波的图像处理模型分析 ..... 朱自民, 刘荣强, 刘芬芬, 曹有为 (2335)
- 混合约束下随船备件配置优化方法 ..... 蔡芝明, 金家善, 陈砚桥 (2340)
- 基于禁忌搜索的动态符号执行方法 ..... 蔡军, 邹鹏, 马金鑫, 何骏 (2348)
- 超声速气流中液体横向射流的破碎特性 ..... 李锋, 吕付国, 罗卫东, 赵凯, 王昌胜, 熊溢威 (2356)
- 利用符号计算方法研究生物系统全时滞稳定性 ..... 柳君, 牛薇 (2363)
- 民用飞机技术出版物的源数据影响度综合评价 ..... 陈杰, 刘虎, 彭和平, 宋玉起 (2370)
- 基于关联规则的 MBD 数据集定义研究与实现 ..... 王宏, 于勇, 印璞, 赵罡, 王伟 (2377)
- 多机械臂的分布式自适应迭代学习控制 ..... 孙继鹏, 孟德元, 杜明骏, 左宗玉 (2384)
- 基于 PD 的半导体激光器温度控制系统设计方法 ..... 陈熙, 全伟 (2391)

## 2015 年第 41 卷总目次

期刊基本参数: CN11-2625/V \* 1956 \* m \* A4 \* 206 \* zh \* P \* ¥20.00 \* 900 \* 27 \* 2015-12

## 第 41 卷终

(编辑 娄嘉 张嵘 赵海容 李晶 张欣蔚)

CONTENTS

Acoustic emission beamforming method for localizing rotor-stator rubbing fault  
..... HE Tian, YE Wu, YU Haisheng, LIU Wenyang, LIU Xiandong (2191)

Failure mechanism consistency identification based on acceleration coefficient constant principle  
..... XI Wenjun, WANG Haowei, WANG Ruiqi (2198)

Aircraft fire detection method based on CO<sub>2</sub> concentration monitoring  
..... ZHAO Jianhua, FANG Lili (2205)

Method for determining initial position of dead reckoning system of underwater vehicle  
..... ZHANG Yanshun, GUO Yajing, HUANG Xiaojuan, LI Chunyu, WANG Zhanqing (2211)

Smart meter lifetime evaluation based on multi-stress acceleration test method  
..... ZHA Guoqing, HUANG Xiaokai, KANG Rui (2217)

Evaluation method for accelerated degradation testing with interval analysis  
..... LIU Le, LI Xiaoyang, JIANG Tongmin (2225)

Optimization design of approach and landing trajectory for variable configuration RLV with multi-control surfaces  
..... HAO Xianwei, WANG Yong, YANG Ye, GUO Tao (2232)

Gray target tracking algorithm based on edge information  
..... ZHENG Haichao, MAO Xia, LIANG Xiaogeng (2240)

Modified wide temperature compensation method for analog TCXO  
..... HAN Yanju, YANG Ke, ZHENG Hongyao (2250)

Guidance law with impact angle constraints based on extended disturbance observer  
..... ZHANG Jiao, YANG Xu, LIU Yuanxiang (2256)

Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element  
..... YAO Xingyu, WANG Jianjun, ZHAI Xue (2269)

Three-dimensional rolling path planning via dynamic fluid disturbance  
..... YAO Peng, WANG Honglun, LIU Chang (2280)

Modeling technology of radiation belt in LEO based on data gridding methods  
..... CHANG Zheng, WANG Yongmei, TIAN Tian, ZHANG Xianguo (2288)

Difference methods for two-dimensional space-time fractional dispersion equation  
..... ZHANG Yinghan, YANG Xiaoyuan (2296)

Adaptive control for two-spacecraft electromagnetic formation keeping  
..... XU Zengwen, SHI Peng, ZHAO Yushan (2302)

Robust visual saliency detection method for infrared small target  
..... WANG Gang, CHEN Yongguang, YANG Suochang, GAO Min, DAI Yaping (2309)

Digital simulation on reusable liquid rocket engine availability  
..... LIU Shijie, LIANG Guozhu (2319)

Group delay calibration method for GNSS signal simulator channel  
..... LI Shiguang, KOU Yanhong, YANG Jun, WANG Wei (2328)

Analysis of image processing model based on pixels of solitary waves  
..... ZHU Zimin, LIU Rongqiang, LIU Fenfen, CAO Youwei (2335)

Warship spare parts allotment optimization method under mixed-constraints  
..... CAI Zhiming, JIN Jiashan, CHEN Yanqiao (2340)

Dynamic symbolic execution approach based on tabu search  
..... CAI Jun, ZOU Peng, MA Jinxin, HE Jun (2348)

Breakup characteristics of liquid jet in supersonic cross flow  
..... LI Feng, LYU Fuguo, LUO Weidong, ZHAO Kai, WANG Changsheng, XIONG Yiwei (2356)

Analysis of all time-delay stability for biological systems using symbolic computation methods  
..... LIU Jun, NIU Wei (2363)

Comprehensive evaluation on influence degree of source data for civil aircraft technical publication  
..... CHEN Jie, LIU Hu, PENG Heping, SONG Yuqi (2370)

Research and implementation of MBD dataset definition based on association rules  
..... WANG Hong, YU Yong, YIN Pu, ZHAO Gang, WANG Wei (2377)

Distributed adaptive iterative learning control for multiple robot manipulators  
..... SUN Jipeng, MENG Deyuan, DU Mingjun, ZUO Zongyu (2384)

Design method of a PD-based temperature control system for laser diode  
..... CHEN Xi, QUAN Wei (2391)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0828

# 转静件碰摩故障定位声发射波束形成方法

何田\*, 叶午, 于海生, 刘文洋, 刘献栋

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)



**摘 要:** 目前制约碰摩定量诊断的难题之一就是振动法无法对其进行有效定位. 针对该问题, 提出了一种适用于旋转机械的转静件碰摩故障定位的声发射(AE)波束形成方法. 首先, 根据旋转机械转静件碰摩力学模型和转子实验台参数建立了碰摩声发射的有限元仿真模型, 进行了碰摩声发射仿真, 分析了仿真信号特征和声发射波传播特性. 然后, 基于声发射仿真信号和声发射碰摩传播特性研究了几种典型的波束形成阵列形式(直线阵列、十字阵列和圆形阵列)的碰摩定位性能, 确定直线阵列最适合用于碰摩定位; 针对直线阵列的缺点, 提出了传感器阵列布置的优化方案和定位流程. 最后, 通过实验对提出的碰摩故障定位方法进行验证. 研究表明, 通过选择正确的传感器阵列布置方式、合理的传感器阵列形式, 声发射波束形成法可以实现对碰摩故障的准确定位.

**关键词:** 碰摩; 定位; 声发射(AE); 波束形成; 有限元

**中图分类号:** TH17; V231

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2191-07

旋转机械转静件碰摩故障是航空、电力、机械等诸多领域中经常发生的故障之一. 对于航空发动机或汽轮机等大型机械, 一旦发生转子与静子的碰摩, 轻的会影响机械的正常运行及使用寿命, 严重的往往还会造成灾难性的后果<sup>[1-2]</sup>. 为正确诊断碰摩原因和类型, 更好地进行设备维护维修, 需要能够准确定位碰摩发生位置. 目前对转静子碰摩故障的监测主要是利用振动监测技术, 对碰摩存在的检测取得了较大进步<sup>[3-4]</sup>, 但很难实现对碰摩故障的定位诊断<sup>[5]</sup>.

旋转机械的转子和静子在碰摩过程中会发生碰摩表面的弹性变形、塑性变形、摩擦等物理现象, 而产生丰富的声发射信号<sup>[6]</sup>. 通过对声发射信号的采集、分析、处理可实现对碰摩故障监测和定位, 因此声发射技术在旋转机械碰摩故障诊断领域有广阔的发展空间. 褚福磊等<sup>[6]</sup>基于声发射

波形分析技术研究了碰摩故障的特征提取, 并发展了基于小波分解的声发射碰摩定位方法. Hall和Mba<sup>[7-8]</sup>利用声发射的Kolmogorov-Smirnov(KS)统计提取汽轮机轴的摩擦特征, 并基于时差定位法进行碰摩的定位. 何田等<sup>[9-10]</sup>提出基于近场波束形成法的声发射源定位方法, 能有效地定位旋转机械碰摩声发射源. 这些研究成果表明声发射技术不仅可以检测转静子碰摩故障的发生, 还可通过定位分析找到声发射源, 在碰摩诊断方面展现出良好的应用前景. 特别是波束形成法可以不需要确定时差, 抗干扰性强, 在声发射定位方面得到了验证<sup>[10-12]</sup>, 特别适合碰摩定位<sup>[10]</sup>. 但波束形成法在声发射定位领域还是一种新方法, 对其定位性能的研究还不够深入, 如碰摩声发射信号在机匣结构中的传播特性、不同的阵列形式等对定位结果影响不明.

收稿日期: 2014-12-30; 录用日期: 2015-02-25; 网络出版时间: 2015-07-14 16:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150714.1603.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51105018); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-JTXY-16)

\* 通讯作者: 何田(1979—), 男, 四川广安人, 副教授, hetian@buaa.edu.cn, 主要研究方向为机械系统故障诊断及结构损伤检测.

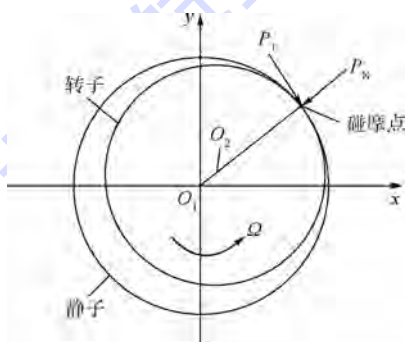
**引用格式:** 何田, 叶午, 于海生, 等. 转静件碰摩故障定位声发射波束形成方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2191-2197. He T, Ye W, Yu H S, et al. Acoustic emission beamforming method for localizing rotor-stator rubbing fault[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2191-2197 (in Chinese).

针对以上问题,本文基于有限元法,提出了一种碰摩声发射的仿真方法,研究了不同阵列的波束形成定位性能,并在此基础上建立一种新的阵列用于碰摩定位.首先,利用有限元分析软件 ABAQUS,根据碰摩的力学模型建立了碰摩有限元仿真模型;其次,基于有限元仿真获得了不同阵列参数下的声发射仿真信号,并研究了碰摩声发射在薄壁圆筒结构中的传播特性;然后,对比了3种典型阵列形式,直线、十字、圆形阵列的定位性能,在此基础上提出了优化的阵列形式;最后,利用转静子碰摩声发射定位实验进行验证.

## 1 碰摩声发射有限元仿真

### 1.1 碰摩力学模型

建立转子与静子机匣之间的碰摩力学模型,可以为分析碰摩声发射仿真提供指导.转静子碰摩的力学模型可以简化为图1所示<sup>[13]</sup>.此模型将碰摩力分解为法向碰撞力  $P_N$  和切向摩擦力  $P_T$ ,并假设转子与机匣内表面的摩擦符合库伦摩擦定律.因此,在进行有限元建模时,可通过调整静子和转子的不对中量来实现碰摩,并假定转子和静子的摩擦系数是常数.



$O_1, O_2$ —静子和转子的中心;  $\Omega$ —转子转速.

图1 碰摩力学简化模型<sup>[13]</sup>

Fig. 1 Mechanical simplified model of rubbing<sup>[13]</sup>

### 1.2 碰摩有限元仿真模型

基于第2.1节的碰摩力学模型,借鉴某旋转机械碰摩实验台结构,建立碰摩声发射有限元仿真模型如图2所示.

在该模型中,将静子机匣简化为薄壁圆筒结构,而风扇及涡轮叶片等转子叶片结构简化为直的薄齿状.转子结构和静子机匣的结构参数及材料属性如下.

静子机匣尺寸:内圈直径  $\phi 312$  mm、外圈直径  $\phi 320$  mm;长 310 mm.

转子尺寸:转子叶片外圈直径  $\phi 300$  mm、叶片厚 3 mm、转子盘厚 20 mm.

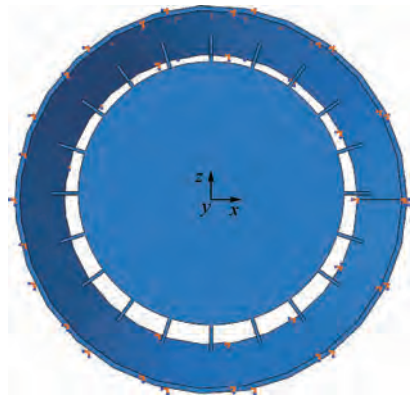


图2 旋转机械碰摩有限元仿真模型

Fig. 2 Finite element simulation model of rotating machinery rubbing

转子和静子结构的材料均为弹性非黏性的均质钢,弹性模量  $E = 2.09 \times 10^{11}$  N/m<sup>2</sup>,泊松比  $\nu = 0.28$ ,密度  $\rho = 7800$  kg/m<sup>3</sup>.

有限元仿真计算时所采用的边界条件如下:①圆筒结构的两端面施加固定约束;②假设转子叶片与静子机匣是径向碰摩,因此仅需在转子轴上施加一个径向力  $P_N$  为 5 N,使得转子叶片与圆筒结构相接触,然后对转子施加一个转速 2000 r/min;③转子的齿面和圆筒的内壁表面之间建立面-面接触,并将面-面的接触状态设置成“允许相互脱离”的状态,接触表面的摩擦系数为 0.15;④碰摩定位通常只关心圆筒结构中的声发射信号及传播特性,因此可将转子部件约束成刚体,这样可以节省计算时间.

本文使用的是商业有限元软件 ABAQUS/EXPLICIT 分析模块.为了避免数值解的不稳定性,在 ABAQUS/EXPLICIT 模块中设置稳定的时间增量步  $\Delta_t$ ,其计算准则为

$$\Delta_t \approx \frac{l_{\min}}{c_L} \quad (1)$$

式中: $l_{\min}$ 为网格中最小单元的几何尺寸; $c_L$ 为纵波波速.本文采用更加保守(安全)的  $\Delta_t$ :

$$\Delta_t \approx \frac{l_{\min}}{\sqrt{2} \cdot c_L} \quad (2)$$

对于显性动力分析的最大频率  $f_{\max}$ ,相应的时间增量步还要保证有足够高的频率,本文中:

$$\Delta_t = 1/(20f_{\max}) \quad (3)$$

单元尺寸是声发射波传播仿真的关键参数.单元尺寸的设置要求必须能够精确地捕获声发射波的传播.单元尺寸由被分析的最小波长  $\lambda_{\min}$  所决定,比较合理的办法是一个波长取 20 个节点:

$$l_e = \lambda_{\min}/20 \quad (4)$$

式中: $l_e$ 为单元的长度,本文选用一致的单元尺

寸,因此  $l_{e\min} = l_e$ ;  $\lambda_{\min}$  可以由仿真所关心的最小频率  $f_{\min}$  和横波波速  $c_T$  近似计算得到

$$\lambda_{\min} \approx c_T / f_{\min} \quad (5)$$

对于本文中的问题,碰摩声发射信号的中心频率在 0.4 MHz 以内.因此,由式(3)可以得出时间增量  $\Delta t = 0.01 \mu\text{s}$ . 根据以上的材料属性可知圆筒结构中的横波波速为 3 240 m/s,进而可以估算  $\lambda_{\min}$  近似为 8.2 mm. 在本文中  $\lambda_{\min}$  设定为 10 mm. 由式(4)和式(5)可得到  $l_e$  为 0.5 mm. 为了获得更高的节点位移精度,本文使用的单元类型为 8 节点线性减缩积分体单元 C3D8R.

### 1.3 仿真结果及验证

按照以上的仿真模型及相关参数的设置后,提交到 ABAQUS/EXPLICIT 分析模块进行计算,得到的碰摩声发射信号如图 3 所示,声发射仿真信号前两个波峰分别对应扩展波和弯曲波,后面比较大的波峰是反射波.声发射信号中心频率为 0.24 MHz(图 3 中粗线所示).碰摩声发射波在机匣结构中传播的波场快照如图 4 所示.

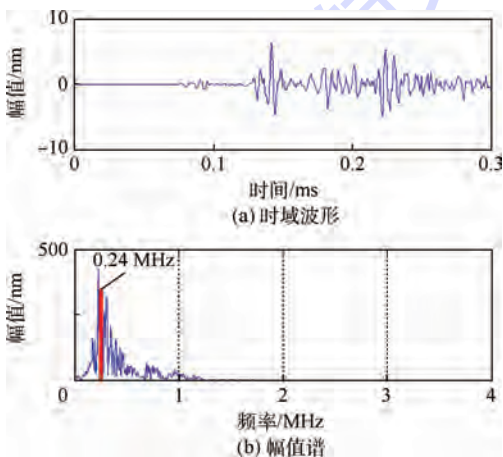


图 3 碰摩声发射信号的模拟

Fig. 3 Simulation of acoustic emission signal of rubbing

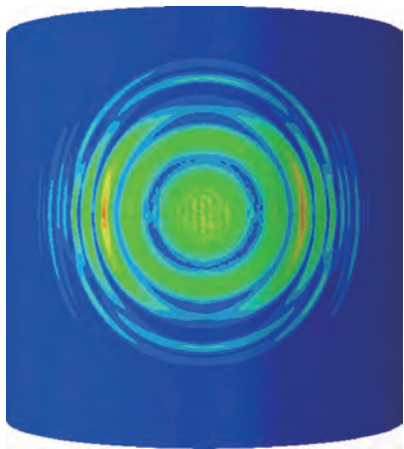


图 4 声发射信号在圆筒中传播的波场快照

Fig. 4 Snapshots of propagation of acoustic emission signal in cylinder

获得了仿真声发射模型,就可以利用具有传播特性的声发射信号来分析典型阵列的波束形成定位性能.

## 2 碰摩波束形成定位方法

### 2.1 延时-迭加波束形成法

波束形成法由一组在空间固定位置上分布的传声器组成的阵列对空间声场进行测量,通过对每个固定位置上的传声器测得的信号进行处理,以获得详细的声源信息,特别是源位置信息.在各种波束形成算法中,延时-累加是简单又有效的算法之一,应用最为广泛<sup>[14]</sup>.当传感器阵列在近场区域内对点声源进行聚焦时,入射声波为球面波,波束形成法原理如图 5 所示.阵列输出<sup>[15]</sup>为

$$b(\mathbf{r}, t) = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M w_m x_m(t - \Delta_m(\mathbf{r})) \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{r}$  为参考点到聚焦点位移;  $M$  为传感器的个数;  $w_m$  为第  $m$  个传感器通道的加权系数;  $x_m(t)$  为第  $m$  个传感器测得的信号;  $\Delta_m(\mathbf{r})$  为当聚焦到  $\mathbf{r}$  所在点时,第  $m$  个传感器相对于参考点的时延.对于目标源来说,信号在相加之前,  $\Delta_m(\mathbf{r})$  会使信号调整到同一波前,阵列输出最大.而聚焦到其他点时信号不会调整到同一波前.由图 5 中几何关系可得

$$\Delta_m(\mathbf{r}) = \frac{|\mathbf{r}| - |\mathbf{r} - \mathbf{r}_m|}{c} \quad (7)$$

式中:  $|\mathbf{r}| - |\mathbf{r} - \mathbf{r}_m|$  为参考点到聚焦点的距离与第  $m$  个传感器到聚焦点距离差,  $\mathbf{r}_m$  为参考点到第  $m$  个传感器的位移;  $c$  为声波传播速度.

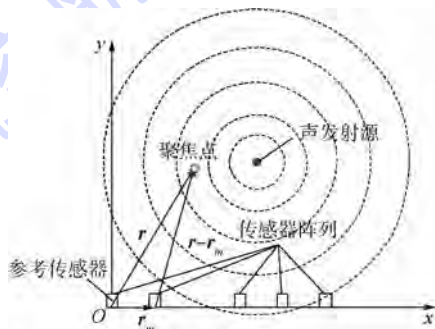


图 5 延时-迭加波束形成示意图

Fig. 5 Illustration of delay-and-sum beamforming

### 2.2 基于碰摩声发射波传播特性的定位分析

传统的波束形成法有以下几种基本形式:直线阵列、圆形阵列、十字阵列和平面阵列等.由于平面阵列需要较多的声发射传感器,测试成本高,未见使用.本文主要研究前 3 种阵列形式对定位性能的影响.传感器阵列布置以及各个碰摩位置

(1#~5#)如图6所示.以最下边的传感器为坐标原点建立坐标系,各传感器阵列对不同碰摩位置获得的仿真声发射源的定位结果见表1.

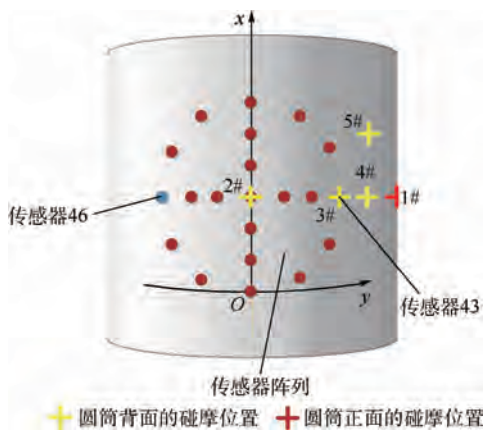


图6 传感器阵列及碰摩位置

Fig. 6 Sensor arrays and rubbing positions

表1 不同阵列形式对各碰摩位置的定位结果

Table 1 Results of localized rubbing positions by different arrays

碰摩位置	坐标 (x,y)/mm	定位结果 (x,y)/mm	与真实声发射源 距离差(x,y)/mm
1#	(100,251)	直线:(100,247)	(0,4)
		十字:(100,248)	(0,3)
		圆形:(100,253)	(0,2)
2#	(100,502)	直线:(100,500)	(0,2)
		十字:(无法识别)	
		圆形:(无法识别)	
3#	(100,418)	直线:(100,410)	(0,8)
		十字:(100,373)	(0,45)
		圆形:(100,395)	(0,23)
4#	(100,376)	直线:(100,370)	(0,6)
		十字:(100,373)	(0,3)
		圆形:(100,373)	(0,3)
5#	(150,376)	直线:(150,366)	(0,10)
		十字:(150,368)	(0,8)
		圆形:(151,373)	(1,3)

对定位结果分析可发现:对于碰摩位置1#、4#、5#、3种阵列方式均可以精准地识别出碰摩位置,其中十字和圆形阵列略好于直线阵列.然而对于碰摩位置2#(位于阵列中心相反的一侧)十字阵列和圆形阵列的定位出现了很大的偏差没能识别出碰摩位置.而对于3#,十字和圆形阵列较直线阵列的定位结果也偏差较大.对以上现象分析发现,对于圆筒结构,在十字阵列和圆形阵列的中心线的对面端(圆筒的另一侧)会出现一个大小和阵列孔径相当的“盲区”(定位不准确的区域),其中2#位于这一区域的中心位置,3#位于区域的边缘位置.在这一区域里所产生的声发射信号传到传感器阵列后会造传感器阵列中心线两端的

传感器接收同一波形时产生时序的混乱,从而造成定位结果的严重偏离.

由于直线阵列是一条直线,不会出现以上提到的时序混乱问题,也不会出现定位的“盲区”.因此,直线阵列较之其他两种阵列形式更加适合于圆筒结构的碰摩定位.但直线阵列在圆筒结构上轴向布置时,由于对称性,直线阵列会识别出两个关于阵列对称的声发射源,其中一个为真实声发射源的镜像,如图7所示.此时阵列是无法判断声发射信号是从y轴的正向传过来,还是从y轴的负向传过来的,因此需要做进一步的改进.

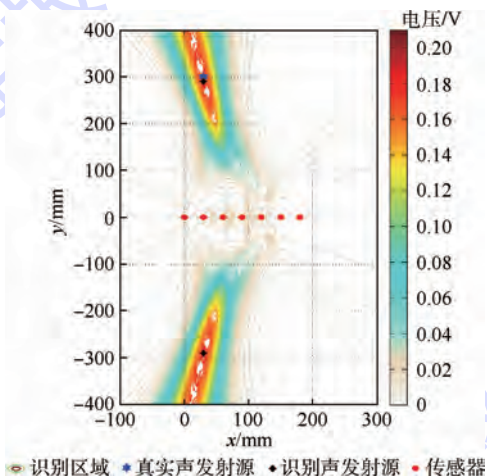


图7 直线阵列定位的镜像对称效果

Fig. 7 Mirror symmetry effect of line arrays

考虑到直线阵列在y方向上的不足,本文在阵列的一侧多加一个判别传感器来加以改进,具体流程如图8所示.进行扫描定位前,先用这一传感器与三角区域其他3个传感器一同判别声发射源的方向是y轴的正向还是负向,然后只需要向一个方向扫描半个圆筒进行定位即可,这样既节省了计算成本,又可以消除镜像的影响.定位效果如图9所示,在判别方向后实现了对图7中所示位置的定位,避免了镜像伪声源,实现了碰摩的准确定位.

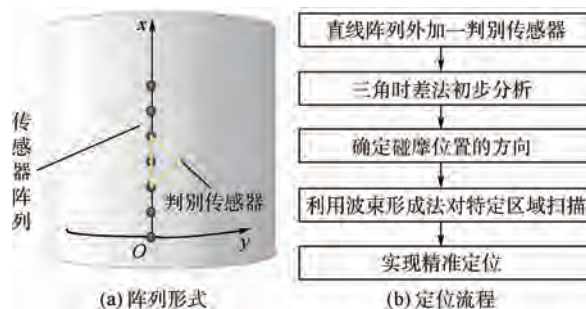


图8 用于碰摩定位的改进阵列及定位流程

Fig. 8 Improved array and localization scheme for localizing rubbing

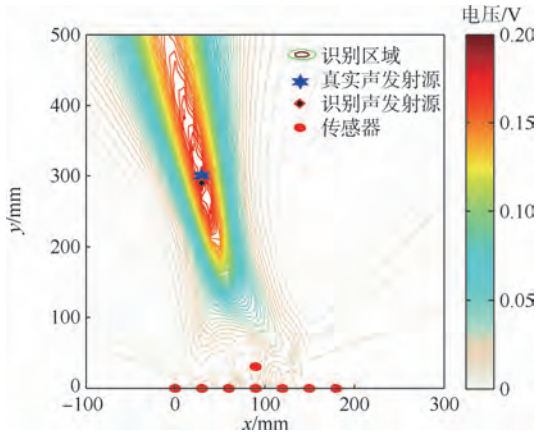


图 9 改进直线阵列的定位效果

Fig. 9 Localized effects of improved line arrays

### 3 实验验证

实验台由转子系统和静子机匣组成,如图 10 所示.转子系统是由电机、转速控制仪和转子盘组成.盘上固定一块薄钢片,来模拟转子叶片.通过调整转子盘偏心量和与薄壁圆筒内部的距离,使转子旋转时发生转静件碰摩.本文提出的传感器阵列布置及坐标系位置如图 11 所示.

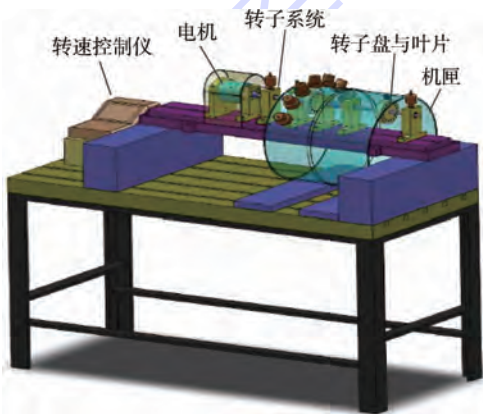


图 10 转静件碰摩实验台

Fig. 10 Test-bed for rotor-stator rubbing



图 11 改进后的阵列布置及坐标系位置

Fig. 11 Arrangement of improved arrays and location of coordinate system

选取了如表 2 所示的位置进行碰摩.首先利用方向判别传感器进行声发射波方向判断.在确定声发射源的方向后,阵列只需扫描半个圆筒区域即可.利用本文提出的方法对不同碰摩位置进行定位,各碰摩点在坐标系中的位置及相应的定位结果如表 2 所示,阵列输出定位结果见图 12 ~ 图 14,分别为 1#、2#、3#碰摩位置的定位结果.由定位结果可以看出,改进后的阵列可以实现对碰摩声发射源的方向做出准确判断,并能够实现对不同碰摩位置的准确定位.

表 2 各碰摩位置坐标及定位结果

Table 2 Rubbing position coordinates and their localized results

碰摩位置	坐标 ( $x, y$ )/mm	定位结果 ( $x, y$ )/mm	与真实声发射源 距离差( $x, y$ )/mm
1#	(60, 258)	(60, 271)	(0, 13)
2#	(90, 258)	(90, 280)	(0, 22)
3#	(120, 258)	(120, 289)	(0, 31)

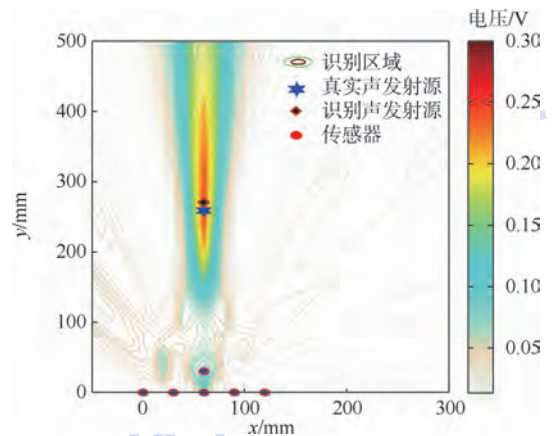


图 12 碰摩位置 1#的定位结果 (60 mm, 271 mm)

Fig. 12 Localized results of rubbing position 1#  
(60 mm, 271 mm)

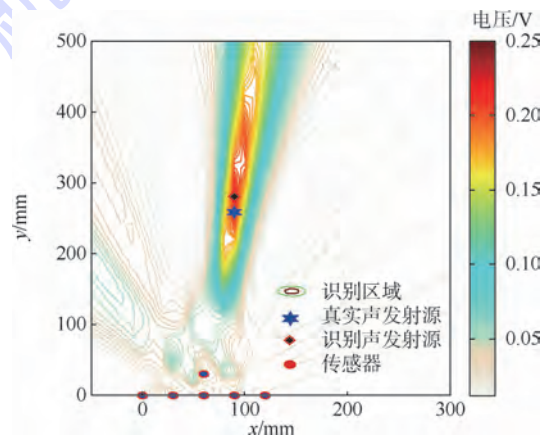


图 13 碰摩位置 2#的定位结果 (90 mm, 280 mm)

Fig. 13 Localized results of rubbing position 2#  
(90 mm, 280 mm)

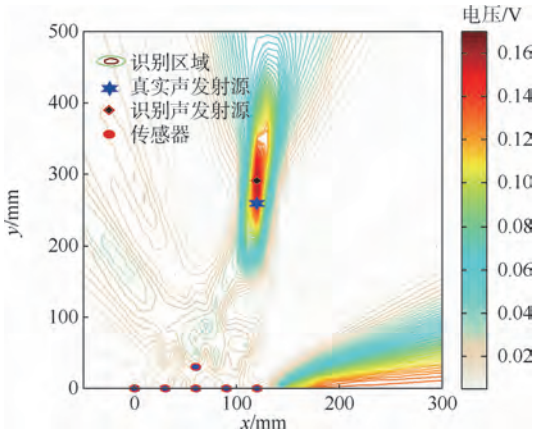


图14 碰摩位置3#的定位结果(120 mm,289 mm)

Fig. 14 Localized results of rubbing position 3#  
(120 mm,289 mm)

## 4 结论

本文针对碰摩声发射波束形成定位展开研究,首先建立碰摩声发射传播特性研究的有限元仿真方法;然后基于碰摩声发射有限元仿真信号,进行了波束形成定位,确定最佳的传感器阵列方式及布置方案;最后通过旋转机械碰摩定位实验进行验证.取得的具体成果如下:

1) 建立了转静件碰摩声发射有限元仿真模型,获得碰摩声发射波在机匣结构中的声发射信号及其传播特性.

2) 通过对3种阵列形式的碰摩定位结果分析得出,十字阵列和圆形阵列在进行旋转机械碰摩定位时,存在一定的缺陷,而直线阵列更加适合.通过对直线阵列的改进,建立了一种适合于旋转机械碰摩的声发射波束形成定位方法.

3) 通过转静件碰摩声发射定位实验,对优化后的阵列形式的定位效果进行了验证.实验结果表明改进后的直线阵列能够对不同的碰摩位置进行良好的定位.

## 参考文献 (References)

[1] 艾延廷,费成巍,王志.航空发动机整机振动故障模糊信息熵诊断方法[J].推进技术,2011,32(3):407-411.  
Ai Y T, Fei C W, Wang Z. A fault diagnosis method for aero-engine vibration based on fuzzy information entropy[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3):407-411 (in Chinese).

[2] 张文斌,唐贵基,王维珍.大型汽轮机动静碰摩故障的分析和处理[J].东方电气评论,2004,18(4):231-234.  
Zhang W B, Tang G J, Wang W Z. Analysis and dealing with the rubbing between shaft/rotor and starts of large turbine-generator unit[J]. Dongfang Dianqi Pinglun, 2004, 18(4):231-234 (in Chinese).

[3] 罗跃纲,张松鹤,闻邦椿.转子-轴承系统裂纹-碰摩耦合故障的非线性特性研究[J].振动与冲击,2005,24(3):43-46

Luo Y G, Zhang S H, Wen B C. Study on complex nonlinear dynamics of rigid rotor bearing system[J]. Journal of Vibration and Shock, 2005, 24(3):43-46 (in Chinese).

[4] 王翔,田永伟,王金平.基于HHT的汽轮机组碰摩故障信号时频分析方法研究[J].汽轮机技术,2010,52(2):133-136.  
Wang X, Tian Y W, Wang J P. Study on time-frequency analysis method of rub-impact fault for turbine unit based on Hilbert-Huang transform[J]. Turbine Technology, 2010, 52(2):133-136 (in Chinese).

[5] 邓艾东,包永强,赵力.转子碰摩声发射源定位中的广义互相关时延估计研究[J].中国电机工程学报,2009,29(14):86-92.  
Deng A D, Bao Y Q, Zhao L. Research on time delay estimation algorithm based on generalized cross correlation in acoustic emission source location[J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(14):86-92 (in Chinese).

[6] 褚福磊,王庆禹,卢文秀.用声发射技术与小波包分解确定转子系统的碰摩位置[J].机械工程学报,2002,38(3):139-143.  
Chu F L, Wang Q Y, Lu W X. Detection of the rub location in a rotor system with AE sensors and wavelet analysis[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 38(3):139-143 (in Chinese).

[7] Hall L D, Mba D. Acoustic emissions diagnosis of rotor-stator rubs using the KS statistic[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2004, 18(4):849-868.

[8] Hall L D, Mba D. Diagnosis of continuous rotor-stator rubbing in large scale turbine units using acoustic emissions[J]. Ultrasonics, 2004, 41(9):765-773.

[9] 何田,刘耀光,陈亚农,等.基于声发射波束形成法的转静子碰摩故障定位[J].航空动力学报,2011,26(10):2207-2213.  
He T, Liu Y G, Chen Y N, et al. Method for locating of rotor-stator based on acoustic emission beamforming[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10):2207-2213 (in Chinese).

[10] He T, Xiao D H, Pan Q, et al. Analysis on accuracy improvement of rotor-stator rubbing localization based on acoustic emission beamforming method[J]. Ultrasonics, 2014, 54(1):318-329.

[11] He T, Pan Q, Liu X D, et al. Near-field beamforming analysis for AE source localization[J]. Ultrasonics, 2012, 52(5):587-592.

[12] McLaskey G C, Glaser S D, Grosse C U. Beamforming array techniques for acoustic emission monitoring of large concrete structures[J]. Journal of Sound and Vibration, 2010, 329(12):2384-2394.

[13] 刘献栋.旋转机械转静件碰摩故障及其诊断技术的研究[D].北京:北京航空航天大学,1999.  
Liu X D. Research on rub-impact fault between rotor and stator in rotating machinery and its diagnostic technology[D]. Beijing:Beihang University, 1999 (in Chinese).

[14] Johnson D H, Dudgeon D E. Array signal processing: Concepts and techniques[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1993:111-198.

[15] Christensen J J, Hald J. Technical review No. 1: Beamforming[R]. Nærum: Brüel & Kjær, 2004:1-48.

## Acoustic emission beamforming method for localizing rotor-stator rubbing fault

HE Tian<sup>\*</sup>, YE Wu, YU Haisheng, LIU Wenyang, LIU Xiandong

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

**Abstract:** One of the challenges restricted rubbing quantitative diagnosis is that vibration method cannot be effectively applied to rubbing fault localization. Therefore, an acoustic emission (AE) beamforming array was presented to localize rotor-stator rubbing fault of rotating machinery. Firstly, finite element simulation model of rubbing AE was established based on mechanical model of rotor-stator rubbing and the structure of rotor test-bed, which can be used to simulate AE signals and study characteristics of simulating signals and AE wave propagation. Then rubbing localization performances of AE beamforming with typical arrays, such as line array, crossed array and circular array, were studied based on simulation AE signals and propagation characteristics of rubbing AE, and that the line array was the most appropriate for rubbing localization. Aiming to the shortage of line array, the improved sensor array and localization scheme were approached. Finally, the proposed localizing method of rubbing fault was verified by experiments. The results show that AE beamforming method can achieve accurate localization of rubbing fault by choosing the right sensor array and suitable sensor arrangement.

**Key words:** rubbing; localization; acoustic emission (AE); beamforming; finite element

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0815

# 基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别



奚文骏<sup>1</sup>, 王浩伟<sup>\*1,2</sup>, 王瑞奇<sup>1</sup>

(1. 海军航空工程学院 兵器科学与技术系, 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 91880 部队, 青岛 266300)

**摘 要:** 为了解决加速退化试验中产品失效机理一致性判别难题, 以 Gamma 退化模型为研究对象, 提出了基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别方法. 在阐明失效机理一致性判别理论依据的基础上, 引入加速系数不变原则推导出 Gamma 过程的参数在不同应力下应满足的变化规律, 利用  $t$  统计量对参数一致性进行检验以判别失效机理是否一致. 通过仿真试验和实例应用验证了所提的方法, 研究结论显示所提方法具有良好的工程应用性.

**关键词:** 失效机理; 一致性判别; 加速系数; 加速退化; Gamma 过程

**中图分类号:** V216.5; TB114.3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2198-07

加速试验作为快速评估产品寿命的一种有效手段已经被广泛应用. 有效的加速试验应保证产品在所有加速应力下的失效机理具有一致性, 否则无法正确外推出产品在正常应力下的寿命信息. 因此, 在利用加速数据进行寿命预测时, 必须要判别产品在各加速应力下的失效机理是否具有一致性.

目前, 失效机理一致性判别方法可分为两大类. 第 1 类不需要建立产品的可靠性模型, 而是根据产品在各应力下的退化路径的形状是否一致进行失效机理一致性判别. 其中, 文献[1]基于秩相关系数对产品退化轨迹的一致性进行判别; 文献[2-4]分别利用灰色理论对退化轨迹一致性进行判别. 第 2 类需要结合产品的可靠性模型进行失效机理一致性判别. 其中, 文献[5-7]分别使用了  $F$  统计量、Bartlett 统计量结合对数正态分布、Gamma 分布及威布尔分布研究了失效机理一致性判别方法; 文献[8]提出了基于退化模型的失效机理一致性判别方法.

第 1 类判别方法主要应用在加速试验前, 可利用摸底试验数据大体确定产品失效机理保持一致性的加速应力值范围. 第 2 类判别方法主要应用在加速试验后, 可通过大量加速试验数据建立准确的可靠性模型, 进而判别产品在加速试验中的失效机理是否一致. 然而, 现有的第 2 类方法主要针对加速寿命试验, 针对加速退化试验的研究较少.

为了解决加速退化试验中产品失效机理一致性判别难题, 本文以性能退化服从 Gamma 过程的产品为例, 提出了基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别方法. 首先分析了失效机理一致性判别的理论依据, 其次引入加速系数不变原则推导出 Gamma 过程的参数在不同应力下应满足的变化规律, 然后给出了利用  $t$  统计量进行参数一致性检验的方法, 接下来通过仿真试验分别对加速系数不变原则的推导结论和基于  $t$  统计量的参数一致性检验方法进行了验证, 最后将本文所提方法在步进应力加速退化试验中进行了实例

收稿日期: 2014-12-24; 录用日期: 2015-03-06; 网络出版时间: 2015-04-01 16:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150401.1635.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273058)

作者简介: 奚文骏(1978—), 男, 江苏常州人, 博士研究生, 副教授, usb20@126.com

\* 通讯作者: 王浩伟(1981—), 男, 山东莱州人, 博士, 讲师, wyg2010123@126.com, 主要研究方向为加速试验、贮存延寿.

**引用格式:** 奚文骏, 王浩伟, 王瑞奇. 基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2198-2204. Xi W J, Wang H W, Wang R Q. Failure mechanism consistency identification based on acceleration coefficient constant principle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2198-2204 (in Chinese).

应用.

## 1 失效机理一致性判别的理论依据

周源泉等<sup>[9]</sup>研究了加速寿命试验中产品失效机理一致性的判别方法,他指出加速系数不变的充要条件是寿命分布模型各参数在不同应力下满足特定的变化规律,文献[10]进一步指出失效机理不变是加速系数不变的充要条件.文献[5-7]以此为理论依据,结合不同的寿命分布模型研究了失效机理一致性判别方法.

利用加速系数不变原则同样可以推导出性能退化模型参数在不同应力下满足变化规律,由此可建立失效机理不变与性能退化模型参数之间的联系,如图1所示.根据图1中的等效关系可将失效机理一致性判别问题转换为性能退化模型参数检验问题.对于绝大多数性能退化模型来说,模型参数不止一个并且有的参数随着应力变化有的参数保持不变,构建的被检参数关系式应该与应力无关.

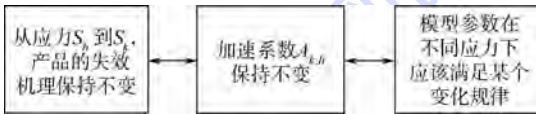


图1 失效机理不变与性能退化模型参数之间的联系

Fig.1 Relationships between failure mechanism consistency and model parameters

## 2 参数在加速应力下的变化规律

### 2.1 Gamma 退化模型

由于产品的性能退化过程具有不确定性,随机过程适用于退化建模,其中Gamma过程被广泛用于对严格单调退化过程建模.如果随机过程 $\{Y(t), t \geq 0\}$ 为Gamma过程,则 $\{Y(t), t \geq 0\}$ 满足以下性质.

1)  $Y(t)$ 在任两个不相交的时间区间内具有平稳独立增量  $\Delta Y(t) = Y(t + \Delta t) - Y(t)$ .

2)  $\Delta Y(t)$ 服从如下形式的Gamma分布:

$$\Delta Y(t) \sim \text{Ga}(\alpha \Delta \Lambda(t), \beta) \quad (1)$$

式中:  $\text{Ga}(\cdot)$ 为Gamma分布函数,  $\alpha \Delta \Lambda(t)$ 为形状参数,  $\beta$ 为尺度参数,  $\Lambda(t)$ 为时间  $t$  的单调函数并且满足  $\Lambda(0) = 0, \Delta \Lambda(t) = \Lambda(t + \Delta t) - \Lambda(t)$ .

3)  $Y(t)$ 在  $t = 0$  处连续,且  $Y(0) = 0$ .

使用Gamma过程 $\{Y(t), t \geq 0\}$ 对产品退化过程建模,则  $Y(t)$ 首次到达失效阈值  $D$  的时间为产品的寿命  $\xi = \inf\{t | Y(t) \geq D\} = \{t | Y(t) \geq D\}$ . 根据Gamma分布的可加性,由式(1)可得  $Y(t) \sim \text{Ga}(\alpha \Lambda(t), \beta)$ ,进而推导出产品的可靠度函数为

$$R(t) = P(Y(t) < D) = \int_0^D \frac{\beta^{\alpha \Lambda(t)}}{\Gamma(\alpha \Lambda(t))} Y^{\alpha \Lambda(t)-1} \exp(-Y\beta) dY = \frac{1}{\Gamma(\alpha \Lambda(t))} \int_0^{D\beta} y^{\alpha \Lambda(t)-1} \exp(-y) dy \quad (2)$$

式中:  $\Gamma(\cdot)$ 为Gamma函数;  $y = Y \cdot \beta$ . 将不完全Gamma函数  $\Gamma(a, z) = \int_z^\infty y^{a-1} \exp(-y) dy$  代入式(2),可得累积分布函数为

$$F(t) = 1 - R(t) = \frac{\Gamma(\alpha \Lambda(t), D\beta)}{\Gamma(\alpha \Lambda(t))} \quad (3)$$

### 2.2 推导参数的变化规律

对于Gamma过程在加速退化试验中的应用,文献[11-12]中假定  $\alpha$  随着应力水平改变发生变化而  $\beta$  保持不变,但是文献[13-14]中使用了完全相反的假定.以下利用加速系数不变原则推导Gamma过程参数的变化规律.

加速系数的一个定义为:设  $F_k(t_k)$  和  $F_h(t_h)$  分别表示产品在任两个应力  $S_k$  和  $S_h$  下的累积失效概率(其中  $t_k$  和  $t_h$  为其相应的试验时间),如有  $F_k(t_k) = F_h(t_h)$ ,则可将应力  $S_k$  相当于应力  $S_h$  的加速系数  $A_{k,h}$  定义为

$$A_{k,h} = t_h / t_k \quad (4)$$

根据加速系数不变原则,加速系数  $A_{k,h}$  应为一个与可靠度无关的常数,即对任意  $t_k$  下式(5)恒成立:

$$F_k(t_k) = F_h(A_{k,h} t_k) \quad (5)$$

将式(3)代入式(5),并设时间函数为  $\Lambda(t) = t$ ,得

$$\frac{\Gamma(\alpha_k t_k, D\beta_k)}{\Gamma(\alpha_k t_k)} = \frac{\Gamma(\alpha_h A_{k,h} t_k, D\beta_h)}{\Gamma(\alpha_h A_{k,h} t_k)} \quad (6)$$

为了保证式(6)对任意  $t_k$  恒成立,需要满足:

$$\begin{cases} D\beta_k = D\beta_h \\ \alpha_k t_k = \alpha_h A_{k,h} t_k \end{cases} \quad (7)$$

因此,以下关系可被推导出:

$$\begin{cases} A_{k,h} = \alpha_k / \alpha_h \\ \beta_k = \beta_h \end{cases} \quad (8)$$

可知  $\alpha$  应该随着应力的改变发生变化而  $\beta$  应该保持不变,此推导结论与文献[11-12]中的假定相一致,也说明文献[13-14]中的假定不合理.

当利用Gamma过程对非线性退化过程进行建模时,一般设时间函数  $\Lambda(t) = t^r$ ,其中  $r$  为时间参数.将  $\Lambda(t) = t^r$  代入式(4)~式(8),可推导出以下关系式:

$$\begin{cases} A_{k,h} = (\alpha_k / \alpha_h)^{1/r_k} \\ \beta_k = \beta_h \\ r_k = r_h \end{cases} \quad (9)$$

### 3 参数值一致性的假设检验方法

当利用 Gamma 过程对线性退化过程建模时,取  $\Lambda(t) = t$ , 根据式(8)确定被检参数关系式为  $\beta_k = \beta_h$ ; 对非线性退化过程建模时,取  $\Lambda(t) = t^r$ , 根据式(9)确定被检参数关系式为  $\beta_k = \beta_h$  和  $r_k = r_h$ . 下面针对非线性退化建模的情况研究参数一致性的假设检验方法.

设  $y_{ijk}$  ( $i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m; k=1, 2, \dots, q$ ) 为应力  $S_k$  下第  $j$  个产品第  $i$  次测量得到的退化数据,  $t_{ijk}$  为对应的测量时刻, 任一产品的参数估计值  $(\hat{\alpha}_{jk}, \hat{\beta}_{jk}, \hat{r}_{jk})$  可通过如下似然函数求解出:

$$L(\hat{\alpha}_{jk}, \hat{\beta}_{jk}, \hat{r}_{jk}) = \prod_{i=1}^n \frac{\beta_{jk}^{\alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk})}}{\Gamma(\alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk}))} \cdot \exp(-\Delta y_{ijk} \beta_{jk}) \cdot \Delta y_{ijk}^{\alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk}) - 1} \quad (10)$$

式中:  $\Delta \Lambda(t_{ijk}) = t_{ijk}^{r_{jk}} - t_{(i-1)jk}^{r_{jk}}$ . 可得  $S_k$  下被检参数估计值向量为  $\hat{\beta}_k = (\hat{\beta}_{1k}, \hat{\beta}_{2k}, \dots, \hat{\beta}_{mk})$ ,  $\hat{r}_k = (\hat{r}_{1k}, \hat{r}_{2k}, \dots, \hat{r}_{mk})$ .

考虑构建  $t$  统计量分别检验关系式  $\beta_k = \beta_h$  和  $r_k = r_h$  是否成立. 当检验关系式  $\beta_k = \beta_h$  是否成立时, 将  $\hat{\beta}_1, \hat{\beta}_2, \dots, \hat{\beta}_q$  作为检验样本, 则任一应力  $S_k$  下的样本  $\hat{\beta}_k$  可看作出自同一总体, 并且不同总体之间相互独立. 由于产品间不可避免存在个体差异, 每个产品的退化轨迹不尽相同, 故性能退化模型的参数估计值也并不一致, 呈现出在较小范围内围绕某一均值上下波动的特点. 因此检验样本也具有类似的 Normal 分布特征, 假设每个应力下的样本分别出自 Normal 分布总体, 对两个 Normal 分布总体的样本是否具有相同的均值进行  $t$  统计量检验, 进而判断出这两个总体的样本是否有显著差异. 需要注意的是, 使用  $t$  统计量应要求各应力下的样本量不小于 10. 基于  $t$  统计量的检验方法描述如下:

设  $X_1, X_2, \dots, X_n$  是来自  $N(\mu_1, \sigma^2)$  的样本,  $Y_1, Y_2, \dots, Y_m$  是来自  $N(\mu_2, \sigma^2)$  的样本, 原假设  $H_0: \mu_1 = \mu_2$ , 备选假设  $H_1: \mu_1 \neq \mu_2$ , 建立如下  $t$  统计量

$$t = \sqrt{\frac{nm}{n+m}} \frac{\bar{X} - \bar{Y}}{W} \quad (11)$$

$$\text{式中: } \begin{cases} \bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i \\ \bar{Y} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m Y_i \end{cases} \quad (12)$$

$$W^2 = \frac{(n-1)W_1^2 + (m-1)W_2^2}{n+m-2} \quad (13)$$

$$W_1^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \quad (14)$$

$$W_2^2 = \frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (Y_i - \bar{Y})^2 \quad (15)$$

由于

$$\sqrt{\frac{nm}{n+m}} \frac{\bar{X} - \bar{Y}}{W} \sim t(n+m-2) \quad (16)$$

当显著性水平为  $\rho$  时, 原假设的拒绝域为

$$\sqrt{\frac{nm}{n+m}} \frac{|\bar{X} - \bar{Y}|}{W} \geq t_{1-\rho/2}(n+m-2) \quad (17)$$

如果不同总体的样本之间没有显著差异, 则可认为被检参数关系式成立, 反之认为被检参数关系式不成立. 只有当两个被检参数关系式  $\beta_k = \beta_h$  和  $r_k = r_h$  都成立时, 方能说明产品在应力  $S_k$  和  $S_h$  下的失效机理具有一致性.

### 4 仿真实验

#### 4.1 加速系数不变原则推导结果的验证

第 2 节通过加速系数不变原则推导出了 Gamma 过程各参数的变化规律, 本节通过仿真试验对推导结论式(9)进行验证<sup>[15]</sup>, 仿真模型为

$$\begin{cases} \alpha_j \sim \text{Ga}(a, b) \\ \Delta y_{ij} | (\alpha_j, \beta) \sim \text{Ga}(\alpha_j \Delta \Lambda(t_{ij}), \beta) \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $\alpha_j$  为服从 Gamma 分布的随机参数,  $a$  和  $b$  分别为形状参数和尺度参数.

仿真模型的参数值设置为:  $(a, b) = (2, 1)$ ;  $\beta = 1$ ;  $i = 1, 2, \dots, 10$ ;  $j = 1, 2, \dots, 20$ ;  $t_{ij} = 10, 20, \dots, 100$ ;  $\Lambda(t_{ij}) = t_{ij}^r$ ;  $r \in (0.5, 1, 2)$ . 验证步骤如下:

1) 利用仿真模型生成产品在应力  $S_k$  下的退化增量数据  $\Delta y_{ijk}, \Delta \Lambda(t_{ijk})$ .

2) 利用式(10)解得  $S_k$  下的参数估计值  $\hat{\alpha}_{jk}, \hat{\beta}_{jk}$  和  $\hat{r}_{jk}$ .

3) 设加速系数  $A_{k,h} \in (0.4, 4)$ , 折算到  $S_h$  下的退化增量数据为  $\Delta y_{ijh}, \Delta \Lambda(t_{ijh} \cdot A_{k,h})$ .

4) 利用式(10)解得  $S_h$  下的参数估计值  $\hat{\alpha}_{jh}, \hat{\beta}_{jh}$  和  $\hat{r}_{jh}$ .

5) 获得  $\hat{\alpha}_{jk}/\hat{\alpha}_{jh}, \hat{\beta}_{jk}/\hat{\beta}_{jh}$  和  $\hat{r}_{jk}/\hat{r}_{jh}$  的平均值, 判断是否满足式(9)给出的关系式.

表 1 显示  $\hat{\beta}_{jk}/\hat{\beta}_{jh}$  及  $\hat{r}_{jk}/\hat{r}_{jh}$  的均值几乎为 1, 并且  $(\hat{\alpha}_{jk}/\hat{\alpha}_{jh})^{1/r_{jk}}$  的均值几乎等于  $A_{k,h}$ , 考虑到数据处理过程中不可避免的数据舍入误差, 这说明基于加速系数不变原则推导出的参数变化规律(式(9))是正确的.

表1 仿真试验结果

Table 1 Results of simulation test

$r$	$A_{k,h} = 0.4$			$A_{k,h} = 4$		
	$\text{mean}\left(\frac{\hat{\beta}_{jk}}{\hat{\beta}_{jh}}\right)$	$\text{mean}\left(\frac{\hat{r}_{jk}}{\hat{r}_{jh}}\right)$	$\text{mean}\left(\left(\frac{\hat{\alpha}_{jk}}{\hat{\alpha}_{jh}}\right)^{1/\hat{r}_{jk}}\right)$	$\text{mean}\left(\frac{\hat{\beta}_{jk}}{\hat{\beta}_{jh}}\right)$	$\text{mean}\left(\frac{\hat{r}_{jk}}{\hat{r}_{jh}}\right)$	$\text{mean}\left(\left(\frac{\hat{\alpha}_{jk}}{\hat{\alpha}_{jh}}\right)^{1/\hat{r}_{jk}}\right)$
0.5	1.0000	1.0000	0.4000	1.0000	1.0000	4.0001
1	1.0002	1.0001	0.4001	1.0001	1.0000	4.0000
2	0.9999	1.0000	0.4000	1.0000	1.0000	4.0000

#### 4.2 参数一致性检验方法的验证

第3节提出了参数值一致性的假设检验方法,本节通过仿真试验对检验方法的有效性进行验证.根据文献[1],产品失效机理具有一致性时,其退化轨迹的形状也具有一致性.据此,首先通过时间函数  $\Lambda(t) = t^r$  参数  $r$  的不同取值生成不同形状的退化数据,然后利用基于  $t$  统计量的检验方法进行参数一致性检验,以验证所提检验方法的有效性.仿真模型为

$$\begin{cases} \alpha_{jk} \sim \text{Ga}(a, b) \\ A_{k,h} \sim \text{UNI}(0.1, 5) \\ t_{ijh} = t_{ijk} \cdot A_{k,h} \\ \Delta y_{ijk} | (\alpha_{jk}, \beta) \sim \text{Ga}(\alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijh}), \beta) \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $\text{UNI}(\cdot)$  为均匀分布.加速系数  $A_{k,h}$  设为一个服从均匀分布的随机变量,仿真模型生成的  $\Delta y_{ijk}$ ,  $\Delta \Lambda(t_{ijh})$  为一个折算到随机应力  $S_h$  下的退化增量.仿真模型的参数值设置为:  $(a, b) = (2, 1)$ ;  $\beta = 1$ ;  $i = 1, 2, \dots, 10$ ;  $j = 1, 2, \dots, 20$ ;  $t_{ijk} = 10, 20, \dots, 100$ ;  $\Lambda(t_{ijk}) = t_{ijk}^r$ ;  $r \in (0.8, 0.9, 1, 1.1, 1.2)$ .验证步骤如下:

1)  $r$  取值为 0.8 并且设  $A_{k,h} = 1$ ,利用仿真模型生成  $S_k$  下的退化增量  $\Delta y_{ijk}$ ,  $\Delta \Lambda(t_{ijk}; r_1)$ ,解出参数估计值  $\hat{\beta}_{jk}$ ,  $\hat{r}_{jk}$ ,得估计值向量  $\hat{\beta}_k$ ,  $\hat{r}_k$ ;

2)  $r$  分别取 0.8, 0.9, 1, 1.1, 1.2,利用仿真模型生成随机应力  $S_h$  ( $h = 1, 2, 3, 4, 5$ ) 下的退化增量  $\Delta y_{ijk}$ ,  $\Delta \Lambda(t_{ij1}; r_1)$ ,  $\Delta y_{ijk}$ ,  $\Delta \Lambda(t_{ij2}; r_2)$ ,  $\dots$ ,  $\Delta y_{ijk}$ ,  $\Delta \Lambda(t_{ij5}; r_5)$ ,分别解出参数估计值  $\hat{\beta}_{j1}$ ,  $\hat{r}_{j1}$ ,  $\hat{\beta}_{j2}$ ,  $\hat{r}_{j2}$ ,  $\dots$ ,  $\hat{\beta}_{j5}$ ,  $\hat{r}_{j5}$ ,得估计值向量  $\hat{\beta}_1$ ,  $\hat{r}_1$ ,  $\hat{\beta}_2$ ,  $\hat{r}_2$ ,  $\dots$ ,  $\hat{\beta}_5$ ,  $\hat{r}_5$ ;

3) 设显著性水平为 0.05,将  $\hat{\beta}_k$  与  $\hat{\beta}_h$  进行一致性检验,  $\hat{r}_k$  与  $\hat{r}_h$  进行一致性检验,两次检验都通过方能证明产品在  $S_k$  与  $S_h$  下的失效机理具有一致性.

4) 将第1)步中的  $r$  依次取值为 0.9, 1, 1.1, 1.2,重复步骤1)~步骤3).

显著性水平为 0.05 时,  $t$  统计量拒绝域的下边界为  $t_{0.975}(38) = 2.024$ ,检验结果如表2所示.

当步骤1)与步骤2)中的参数  $r$  取值相同时,所提检验方法准确检测出其参数估计值具有一致性;当两个步骤中的参数  $r$  分别取值为 0.8, 0.9, 1 时,所提检验方法能够准确检测出其参数估计值不具有一致性;当两个步骤中参数  $r$  的差值变为 0.05 时,例如取值为 1, 1.05, 1.1 时,所提检验方法依然能够准确检测出参数估计值不具有一致性.仿真试验结果说明本文所提的基于  $t$  统计量的参数一致性检验方法是有效的.

表2 基于  $t$  统计量的参数一致性检验结果Table 2 Results of parameter consistency test based on  $t$  statistic

$r$	0.8	0.9	1	1.05	1.1
0.8	通过	未通过	未通过	未通过	未通过
0.9	未通过	通过	未通过	未通过	未通过
1	未通过	未通过	通过	未通过	未通过
1.05	未通过	未通过	未通过	通过	未通过
1.1	未通过	未通过	未通过	未通过	通过

## 5 实例应用

某型军用电连接的接触件为表面镀金的铜合金基体,由于工作环境的原因,此型电连接器寿命受温度和湿度的影响较大,温度和湿度可促使接触件表面的氧化物加速生成,氧化物的堆积促使接触电阻不断增大最终导致产品失效<sup>[16]</sup>.已知此型电连接器的机械寿命为插拔 500 次以上,通过步进应力加速退化试验对其电气寿命进行了研究,具体试验信息如下:

试验中设置温度、相对湿度 3 组综合加速应力  $S_1$  ( $T_1 = 75^\circ\text{C}$ ,  $\text{RH}_1 = 70\%$ ),  $S_2$  ( $T_2 = 100^\circ\text{C}$ ,  $\text{RH}_2 = 80\%$ ),  $S_3$  ( $T_3 = 125^\circ\text{C}$ ,  $\text{RH}_3 = 90\%$ ).随机抽取 10 个产品,在每组加速应力下对 10 个产品进行等时间间隔测量,并且测量次数都为 5 次.  $S_1$  下的测量间隔为 96 h;  $S_2$  下的测量间隔为 48 h;在  $S_3$  下的测量间隔为 24 h.使用毫欧计对接触电阻进行测量,为了抵消每次测量不确定性的影响,将所有接触件的平均接触电阻作为退化量.测量数据如图 2 所示.

设  $t_{ijk}$  为整个加速试验中对应的测量时刻,  $z_{ijk}$

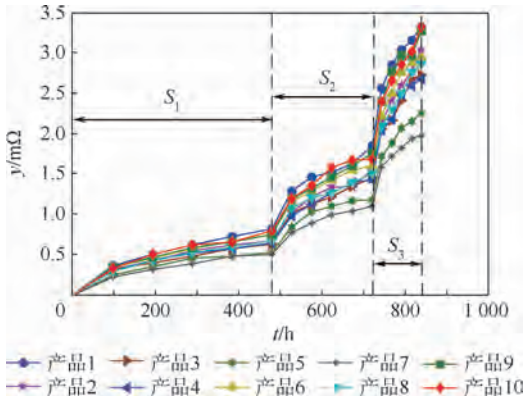


图2 步进应力加速退化数据

Fig. 2 Step stress accelerated degradation data

为  $S_k$  下对应的测量时刻,  $\Delta y_{ijk} = y_{ijk} - y_{(i-1)jk}$  为退化增量, 其中  $i = 1, 2, \dots, 5; j = 1, 2, \dots, 10; k = 1, 2, 3$ . 由于在初始时刻产品并不存在膜层电阻, 导致接触电阻测量值很小且极不稳定, 此时的测量值小于测量设备引入的不确定度, 故将初始测量值  $y_{0jk}$  统一为 0. 对 3 组加速应力下的测量数据处理时, 依据以下折算关系:

$$\begin{cases} y_{0jk} = 0 & z_{ijk} = t_{ijk} & k = 1 \\ y_{0jk} = y_{5j1} & z_{ijk} = t_{ijk} - 480 & k = 2 \\ y_{0jk} = y_{5j2} & z_{ijk} = t_{ijk} - 720 & k = 3 \end{cases}$$

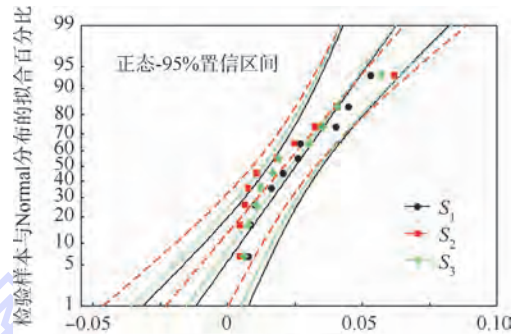
首先对产品退化过程是否符合 Gamma 过程进行检验. 根据文献 [17], 如果产品退化为 Gamma 过程, 则  $\sqrt{\Delta y_{ijk} \beta_{jk} / (\alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk}))}$  应该近似服从一个均值为  $1 - 1 / (9 \alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk}))$  方差为  $1 / (9 \alpha_{jk} \Delta \Lambda(t_{ijk}))$  的正态分布. 据此, 在对以上正态分布标准化后, 分别代入每个产品在 3 个应力下的退化数据进行标准正态分布的假设检验, 在显著性为 0.05 时, 每个产品在各应力下的退化过程都服从 Gamma 过程. 然后通过式 (10) 求得每个产品在各加速应力下的参数估计值  $\hat{\beta}_{jk}, \hat{r}_{jk}$ , 如表 3 所示.

表 3 每个产品在各加速应力下的参数估计值

Table 3 Parameter estimates of each product under different accelerated stresses

编号	$S_1$		$S_2$		$S_3$	
	$\hat{\beta}_{j1}$	$\hat{r}_{j1}$	$\hat{\beta}_{j2}$	$\hat{r}_{j2}$	$\hat{\beta}_{j3}$	$\hat{r}_{j3}$
1	0.053 1	0.520	0.032 5	0.501	0.035 1	0.445
2	0.026 1	0.467	0.061 9	0.498	0.010 7	0.585
3	0.016 2	0.446	0.006 5	0.492	0.057 1	0.452
4	0.007 7	0.482	0.010 7	0.492	0.030 2	0.437
5	0.026 8	0.461	0.024 8	0.395	0.006 1	0.427
6	0.008 5	0.505	0.004 5	0.453	0.016 7	0.444
7	0.040 1	0.518	0.004 6	0.458	0.007 6	0.350
8	0.020 4	0.521	0.018 4	0.464	0.012 3	0.529
9	0.010 2	0.498	0.007 5	0.546	0.040 8	0.398
10	0.044 6	0.563	0.040 3	0.443	0.019 1	0.530

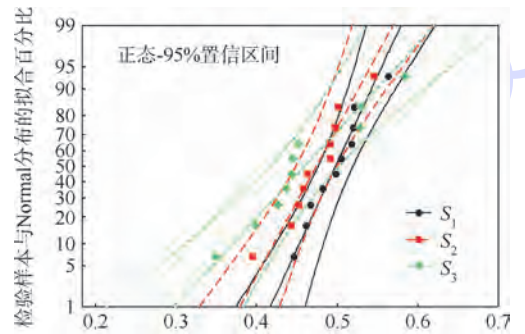
接下来利用 Anderson-Darling 统计量对样本  $\hat{\beta}_k$  和  $\hat{r}_k (k = 1, 2, 3)$  分别进行 Normal 分布的假设检验, 在显著性水平为 0.05 时接受  $\hat{\beta}_k, \hat{r}_k$  在各加速应力下服从 Normal 分布的原假设, 图 3 及图 4 给出了检验样本与 Normal 分布的拟合情况.



应力	均值	标准差	N	AD	P
$S_1$	0.025 37	0.015 97	10	0.340	0.417
$S_2$	0.021 17	0.018 97	10	0.564	0.107
$S_3$	0.023 57	0.016 73	10	0.407	0.281

图 3  $\hat{\beta}_k$  在 Normal 分布下的拟合优度检验

Fig. 3 Goodness-of-fit test of  $\hat{\beta}_k$  under Normal distribution



应力	均值	标准差	N	AD	P
$S_1$	0.498 1	0.034 92	10	0.220	0.771
$S_2$	0.474 2	0.041 01	10	0.286	0.547
$S_3$	0.459 7	0.069 44	10	0.403	0.288

图 4  $\hat{r}_k$  在 Normal 分布下的拟合优度检验

Fig. 4 Goodness-of-fit test of  $\hat{r}_k$  under Normal distribution

最后利用基于  $t$  统计量的检验方法对各应力下样本的一致性进行假设检验. 当显著性水平为 0.05 时, 得拒绝域的下边界为  $t_{0.975}(18) = 2.101$ , 逐一对任两个应力下的样本进行检验, 结果如表 4 所示. 可知各加速应力下的检验样本没有显著差异, 产品在  $S_1, S_2$  及  $S_3$  下的失效机理具有一致性.

表 4 参数一致性检验结果

Table 4 Results of parameter consistency test

一致性检验	检验样本 $\hat{\beta}_k$			检验样本 $\hat{r}_k$		
	$\hat{\beta}_1, \hat{\beta}_2$	$\hat{\beta}_1, \hat{\beta}_3$	$\hat{\beta}_2, \hat{\beta}_3$	$\hat{r}_1, \hat{r}_2$	$\hat{r}_1, \hat{r}_3$	$\hat{r}_2, \hat{r}_3$
$t$ 统计量	0.536	0.246	0.300	1.403	1.562	0.569
结论	通过	通过	通过	通过	通过	通过

## 6 结 论

为了解决加速退化试验中产品失效机理一致性判别难题,文本以 Gamma 退化模型为研究对象,提出了基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别方法,主要研究结论如下:

1) 加速系数不变原则为确定性能退化模型的参数在不同加速应力下的变化规律提供了一种有效方法,不仅是失效机理一致性判别的基础而且可为正确进行加速退化建模提供指导。

2) 性能退化模型往往需要引入时间函数对非线性退化进行建模,此种情况下进行失效机理一致性判别还包括对时间参数的检验. 本文提出了基于  $t$  统计量的方法对参数一致性进行假设检验,仿真试验表明此方法可有效判别出参数估计值是否具有有一致性。

3) 本文提出的失效机理一致性判别方法可容易拓展到采用其他性能退化模型的情况,并且适用于各种加速试验方式,因此具有较广的适用范围和良好的工程应用性。

### 参考文献 (References)

- [1] 冯静. 基于秩相关系数的加速贮存退化失效机理一致性检验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2439-2444.  
Feng J. Consistent test of accelerated storage degradation failure mechanism based on rank correlation coefficient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2439-2444 (in Chinese).
- [2] 姚军, 王欢, 苏泉. 基于灰色理论的失效机理一致性检验方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 734-738.  
Yao J, Wang H, Su Q. Consistency identification method of failure mechanism based on grey theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 734-738 (in Chinese).
- [3] 潘晓茜, 康锐. 基于灰色预测的加速试验机理一致性判别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 787-791.  
Pan X Q, Kang R. Identification method of failure mechanism consistency for accelerated testing based on grey forecasting[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 787-791 (in Chinese).
- [4] 李晓刚, 王亚辉. 利用非等距灰色理论方法判定失效机理一致性[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(7): 899-904.  
Li X G, Wang Y H. Identification method of failure mechanism consistency by non-equidistance grey theory model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7): 899-904 (in Chinese).
- [5] 周源泉, 翁朝曦. 对数正态分布环境因子的统计推断[J]. 系统工程与电子技术, 1996, 18(10): 73-81.  
Zhou Y Q, Weng C X. Statistical inferences of environmental factors for the lognormal distribution[J]. System Engineering and Electronics, 1996, 18(10): 73-81 (in Chinese).
- [6] 马小兵, 王晋忠, 赵宇. 基于伪寿命分布的退化数据可靠性评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(1): 228-232.  
Ma X B, Wang J Z, Zhao Y. Reliability assessment using constant-stress accelerated degradation data based on pseudo life distribution[J]. System Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 228-232 (in Chinese).
- [7] 林逢春, 王前程, 陈云霞, 等. 基于伪寿命的加速退化机理一致性边界检验[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 233-238.  
Lin F C, Wang Q C, Chen Y X, et al. Pseudo-life-based test method of mechanism consistency boundary for accelerated degradation testing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 233-238 (in Chinese).
- [8] 王浩伟, 徐廷学, 王伟亚. 基于退化模型的失效机理一致性检验方法[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 889-897.  
Wang H W, Xu T X, Wang W Y. Test method of failure mechanism consistency based on degradation model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 889-897 (in Chinese).
- [9] 周源泉, 翁朝曦, 叶喜涛. 论加速系数与失效机理不变的条件(I): 寿命型随机变量的情况[J]. 系统工程与电子技术, 1996, 18(1): 55-67.  
Zhou Y Q, Weng C X, Ye X T. Study on accelerated factor and condition for constant failure mechanism(I): The case for lifetime is a random variable[J]. Systems Engineering and Electronics, 1996, 18(1): 55-66 (in Chinese).
- [10] 杨宇航, 周源泉. 加速寿命试验的理论基础(I)[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 276-278.  
Yang Y H, Zhou Y Q. Theoretical foundation of accelerated life(I)[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 276-278 (in Chinese).
- [11] Park C, Padgett W J. Accelerated degradation models for failure based on Geometric Brownian motion and Gamma processes[J]. Lifetime Data Analysis, 2005, 11(4): 511-527.
- [12] Tseng S T, Balakrishnan N, Tsai C C. Optimal step-stress accelerated degradation test plan for Gamma degradation processes[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(4): 611-618.
- [13] Lawless J, Crowder M. Covariates and random effects in a Gamma process model with application to degradation and failure[J]. Lifetime Data Analysis, 2004, 10(3): 213-227.
- [14] Wang X. Nonparametric estimation of the shape function in a Gamma process for degradation data[J]. The Canadian Journal of Statistics, 2009, 37(1): 102-118.
- [15] Wang H W, Xu T X, Mi Q. Lifetime prediction based on Gamma processes from accelerated degradation data[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 172-179.
- [16] 王浩伟, 徐廷学, 赵建忠. 融合加速退化和现场实测退化数据的个体寿命预测方法[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3350-3357.  
Wang H W, Xu T X, Zhao J Z. Residual life prediction method fusing accelerated degradation data and field degradation data[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3350-3357 (in Chinese).
- [17] Wang X, Xu D. An inverse Gaussian process model for degradation data[J]. Technometrics, 2010, 52(2): 188-197.

## Failure mechanism consistency identification based on acceleration coefficient constant principle

XI Wenjun<sup>1</sup>, WANG Haowei<sup>\*1,2</sup>, WANG Ruiqi<sup>1</sup>

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

2. People's Liberation Army 91880 Unit, Qingdao 266300, China)

**Abstract:** To solve the problem that it is hard to identify failure mechanism consistency in accelerated degradation test, taking a Gamma degradation model as research object, an identification method of failure mechanism consistency based on acceleration coefficient constant principle was proposed. The theory of identifying failure mechanism consistency was firstly explained, and then the acceleration coefficient constant principle was introduced to deduce the changing rule for parameters of Gamma process under different stress levels. The method based on  $t$  statistic was used to test the consistency of parameter estimates, so that whether the failure mechanism of product remains consistent or not can be identified. The proposed method is validated through simulation tests and case study, and the research conclusion indicates that the proposed method has a good engineering applicability.

**Key words:** failure mechanism; consistency identification; acceleration coefficient; accelerated degradation; Gamma process

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0062

# 基于 CO<sub>2</sub> 浓度监测的飞机火警探测方法



赵建华\*, 方丽丽

(中国科学技术大学 火灾科学国家重点实验室, 合肥 230026)

**摘 要:** 目前飞机普遍采用感温、感烟火警探测方法,其存在误报率高的缺陷.分析了发生火灾时气态燃烧产物的生成规律,提出了以 CO<sub>2</sub> 气体为火警探测参量,通过准确监测环境中 CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化,进行飞机火警探测的方法;根据飞机飞行所处环境条件的特殊性,研究了基于非色散红外(NDIR)吸收原理的 CO<sub>2</sub> 气体浓度监测的飞机火警探测方法应用于飞机上所面临的温度补偿难题;根据飞机火警探测器测量电压与环境温度、参比电压之间的关系,采用偏最小二乘(PLS)法建立飞机火警探测器温度补偿模型;根据飞机火警探测器测量电压与 CO<sub>2</sub> 气体浓度之间的关系,采用 PLS 法建立 CO<sub>2</sub> 气体浓度计算模型;研究了基于 CO<sub>2</sub> 气体浓度监测的报警算法,为飞机火警探测提供了一种新的方法.

**关键词:** 非色散红外(NDIR); 偏最小二乘法; CO<sub>2</sub> 气体浓度监测; 飞机火警探测器; 温度补偿模型; 浓度计算模型; 自适应报警算法

**中图分类号:** X949; V244.12

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2205-06

随着现代科技的发展以及人们生活水平的提高,越来越多的人在中长途旅行中选择飞机作为主要交通工具.若飞机发生火灾,极有可能酿成机毁人亡的严重后果,造成重大经济损失和人员伤亡.故对飞机火警探测方法的研究具有重要意义.

感烟探测器、感温探测器和感火焰探测器是利用火灾中的温度变化或者火灾烟雾的光学特性的探测原理制成<sup>[1]</sup>.美国20世纪80年代中期Cooper的研究报告指出,33%的烟雾探测器不能正常工作,95%的烟雾探测器由于噪声的干扰而产生误报<sup>[2]</sup>.根据美国联邦航空管理局(FAA)技术中心David<sup>[3]</sup>的统计,平均每200次飞机货舱火警信号报告中只有1次是真火警.近年来,由于气体探测技术的发展,利用气体探测器识别火警已经成为火警探测领域的新手段.

## 1 火警探测参量的选择

绝大多数可燃物均含有C、H元素,在空气中

阴燃热解或明火燃烧时,气态燃烧产物主要是CO<sub>2</sub>、CO和水蒸气.因为空气湿度对水蒸气的影响较大,所以不选择水蒸气作为火警探测参量.

Milke等<sup>[4]</sup>进行的实验表明,对大多数可燃物来说,气态燃烧产物均包含CO和CO<sub>2</sub>.因此,CO和CO<sub>2</sub>都可以考虑作为火警探测参量.目前,基于CO气体浓度监测的探测器主要是半导体式探测器和电化学式探测器.半导体式探测器是基于探测器的阻值与气体浓度成对数关系的原理<sup>[5]</sup>来检测CO气体浓度值,其缺点是很难检测到浓度低于60 mL/m<sup>3</sup>的CO气体,然而正常环境中的CO气体浓度往往低于10 mL/m<sup>3</sup><sup>[6]</sup>,无法准确获得CO气体浓度值.电化学式探测器的缺点是存在中毒现象且无法预知其是否失效.

同时根据Milke等<sup>[4]</sup>进行的实验,背景环境中CO<sub>2</sub>的浓度在400~500 mL/m<sup>3</sup>左右,通过燃烧火实验进一步观察到点燃材料4 min左右CO<sub>2</sub>的

收稿日期: 2015-01-29; 录用日期: 2015-05-04; 网络出版时间: 2015-06-15 18:18

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150615.1818.002.html

\* 通讯作者: 赵建华(1957—),男,安徽旌德人,副研究员, zhaohj@ustc.edu.cn, 主要研究方向为飞机火警探测技术.

**引用格式:** 赵建华, 方丽丽. 基于CO<sub>2</sub>浓度监测的飞机火警探测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2205-2210.

Zhao J H, Fang L L. Aircraft fire detection method based on CO<sub>2</sub> concentration monitoring [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2205-2210 (in Chinese).

浓度增加约  $500 \text{ mL/m}^3$ . 由此可以看出,发生火灾时,  $\text{CO}_2$  浓度将会在短时间内急剧增加,因此通过对环境中  $\text{CO}_2$  气体浓度的精确监测,可以准确判断出是否发生了火灾.

## 2 理论与方法

### 2.1 非色散红外气体浓度探测原理

基于非色散红外 (Non-Dispersion Infrared, NDIR) 原理的  $\text{CO}_2$  浓度探测方法具有选择性好、灵敏度高、可靠性高、体积小、操作方便等优点,已成为国内外  $\text{CO}_2$  气体浓度探测最常用的方法之一<sup>[7-10]</sup>. 基于每种气体分子都具有特定的红外吸收波长的特性及 Lambert-Beer 红外吸收定律,根据气体对某一特征吸收波长处的红外吸收强度,确定被测气体的浓度<sup>[11]</sup>. 不同的气体分子,对于红外光的吸收不同,图 1 为  $\text{CO}_2$  气体的红外吸收光谱图<sup>[12]</sup>.

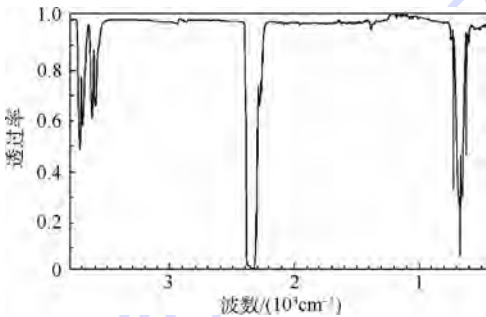


图 1  $\text{CO}_2$  红外吸收光谱

Fig. 1 Carbon dioxide infrared absorption spectra

根据 Lambert-Beer 红外吸收定律,当一束光强度为  $I_0$  的平行红外光入射到气体时,由于气体的吸收作用,其出射光强会发生衰减,其关系如下:

$$I = I_0 \exp(-\mu CL) \quad (1)$$

式中:  $I$  为出射光强度;  $\mu$  为气体的吸收系数,与环境压力、温度、气体的种类、入射光的波长等因素有关<sup>[13]</sup>;  $C$  为待测气体的浓度;  $L$  为透射光路的强度.

实际应用中,由于红外光易受温度、电源电压波动、光源老化等因素影响,仅通过单一光束透射光强的衰减不能准确探测气体的浓度,故采用基于 NDIR 原理的双光束气体浓度探测方法来提高探测精度. 双光束非色散红外气体浓度探测方法是选择被测气体对红外光吸收最强的吸收峰处的波长为测量波长,选择另一个所有气体对其都不具有吸收能力的波长为参比波长. 图 2 为双光束非色散红外吸收原理示意图,红外光源发出的红外光,射入气室,到达参比滤光片和测量滤光片,从而产生一个包含光源和环境信息的参比信号和

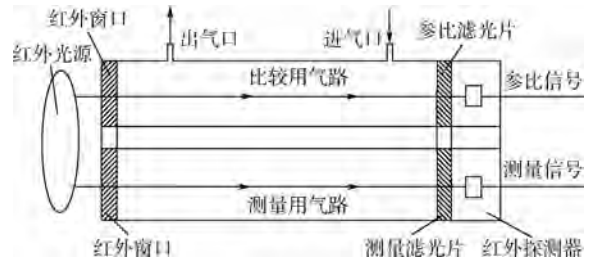


图 2 双光束非色散红外吸收原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of double beam NDIR absorption principle

一个包含被测气体浓度信息的测量信号.

### 2.2 偏最小二乘法

#### 2.2.1 偏最小二乘模型的一般形式

偏最小二乘 (PLS) 模型分为线性与非线性两种,其中线性模型的一般形式为

$$y = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + \dots + b_n x_n \quad (2)$$

式中:  $y$  为因变量;  $x_i$  为自变量;  $n$  为自变量的个数;  $b_i$  为自变量的系数.

而非线性模型的一般形式<sup>[14]</sup>为

$$y = c_0(b_0) + c_1(b_1) \cdot g_1(x) + \dots + c_p(b_p) \cdot g_p(x) \quad (3)$$

式中:  $g_i(x)$  为自变量  $x$  的函数;  $p$  为自变量的个数;  $c_i(b_i)$  为第  $i$  个参数  $b_i$  的函数.

#### 2.2.2 偏最小二乘法计算过程

##### 1) 数据归一化处理.

为了使分析过程具有一般性,对自变量矩阵  $X$  和因变量矩阵  $Y$  进行归一化处理,处理公式为

$$x_{ij} = \frac{x_{ij} - \bar{x}_j}{s_j} \quad (4)$$

式中:  $x_{ij}$  为矩阵中第  $i$  行第  $j$  列的数据;  $\bar{x}_j$  为原数据集中第  $j$  列向量的平均值;  $s_j$  为第  $j$  列向量的标准差.

##### 2) 提取最大主成分.

利用主成分分析的思想对自变量矩阵  $X$  和因变量矩阵  $Y$  提取最大主成分,  $X$  和  $Y$  分解后得

$$\begin{cases} X = TP^T + E \\ Y = UQ^T + F \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $T$  和  $U$  分别为  $X$  和  $Y$  的得分矩阵;  $P$  和  $Q$  分别为  $X$  和  $Y$  的载荷矩阵;  $E$  和  $F$  分别为  $X$  和  $Y$  的拟合残差矩阵.

##### 3) 建立模型.

利用典型相关分析的思想,建立得分矩阵  $T$  和  $U$  之间的模型,得

$$U = TB + W \quad (6)$$

式中:  $W$  为  $U$  和  $T$  的拟合残差矩阵;  $B$  为系数矩阵,其估计矩阵为:  $\hat{B} = (T^T T)^{-1} T^T U$ .

在对因变量矩阵  $Y$  进行预测时有

$$\hat{Y} = UQ^T = TBQ^T \quad (7)$$

### 2.2.3 模型的效果分析

1) 校正均方根误差 (RMSEC): 评价模型本身拟合性能的指标, 公式如下:

$$RMSEC = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n e_i^2}{n}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{n}} \quad (8)$$

式中:  $y_i$  为第  $i$  个样本的真实值;  $\hat{y}_i$  为第  $i$  个样本的校正值;  $n$  为校正集样本个数.

2) 测定系数  $R^2$ : 评价模型预测性能的指标, 该指标是标准化的预测性能指标, 公式如下:

$$R^2 = \frac{S_{SSR}}{S_{SST}} = 1 - \frac{S_{SSE}}{S_{SST}} \quad (9)$$

式中:  $S_{SST} = \sum_{i=1}^m (y_i - \bar{y})^2$  为样本数据变异总平方和;

$S_{SSR} = \sum_{i=1}^m (\hat{y}_i - \bar{y})^2$  为预测数据变异总平方和;

$S_{SSE} = \sum_{i=1}^m (y_i - \hat{y}_i)^2$  为预测数据与观察值的残差平方和;  $m$  为验证集样本个数.

## 3 飞机飞行中气压与气温条件

中型以上的民航飞机通常在海拔 8 ~ 12 km 的高空飞行. 根据 1976 年美国标准大气委员会公布的标准大气数据<sup>[15]</sup> (即温度、压力随海拔高度平均分布) 可知海平面温度为 15℃, 气压为 101.325 kPa (1 013.25 mb); 地面至 11 km 对流层的垂直气温递减率为 0.65℃/100 m; 11 ~ 15 km 平流层温度不变, 气温为 -56.5℃, 如表 1 所示.

表 1 标准大气压、气温数据

Table 1 Data of standard atmospheric pressure and temperature

海拔高度/km	气压/kPa (mb)	气温/℃
0	101.325 (1 013.25)	15.0
1	89.874 (898.74)	8.5
2	79.495 (794.95)	2.0
3	70.108 (701.08)	-4.5
4	61.640 (616.40)	-11.0
5	54.019 (540.19)	-17.5
6	47.181 (471.81)	-24.0
7	41.060 (410.60)	-30.5
8	35.599 (355.99)	-37.0
9	30.742 (307.42)	-43.5
10	26.436 (264.36)	-50.0
11	22.632 (226.32)	-56.5
12	19.330 (193.30)	-56.5
13	16.510 (165.10)	-56.5
14	14.101 (141.01)	-56.5
15	12.044 (120.44)	-56.5

由表 1 可知, 高空环境的温度比地面环境温度约低 60℃, 飞机飞行时处于低压、低温环境中.

## 4 温度补偿与 CO<sub>2</sub> 浓度计算模型

### 4.1 飞机火警探测器温度补偿模型

基于 NDIR 原理的飞机火警探测器对温度比较敏感, 且飞机在高空飞行时, 温度变化较大, 故必须对飞机火警探测器进行温度补偿. 在飞机火警探测器的工作温度范围 (-25 ~ 50℃) 内选择多个不同的温度点配制标准混合气, 进行测试, 得到相应的参比电压和测量电压, 采用偏最小二乘法建立飞机火警探测器温度补偿模型.

#### 4.1.1 飞机火警探测器测量参数

飞机火警探测器在不同温度、不同 CO<sub>2</sub> 气体浓度 ( $\varphi$ ) 下测量电压与参比电压的输出数据, 以及以 20℃ 的测量电压为标准测量电压计算的测量电压差值的数据, 如表 2 所示.

表 2 飞机火警探测器测量参数

Table 2 Measured parameters of aircraft fire detector

CO <sub>2</sub> 浓度/ (mL · m <sup>-3</sup> )	温度/℃	参比 电压/V	测量 电压/V	测量电压 - 标准 测量电压/V
0	-25	4.246	4.965	0.515
0	-15	4.120	4.832	0.382
0	-5	4.008	4.711	0.261
0	4	3.905	4.593	0.143
0	12	3.855	4.531	0.081
0	20	3.783	4.450	0
0	30	3.703	4.335	-0.115
0	40	3.660	4.272	-0.178
0	50	3.591	4.183	-0.267
1000	-25	4.296	4.002	0.488
1000	-15	4.124	3.840	0.326
1000	-5	4.022	3.737	0.223
1000	4	3.933	3.642	0.128
1000	12	3.869	3.582	0.068
1000	20	3.800	3.514	0
1000	30	3.721	3.435	-0.079
1000	40	3.674	3.387	-0.127
1000	50	3.606	3.324	-0.190

#### 4.1.2 温度补偿模型

以温度、参比电压为自变量, 测量电压与 20℃ 的标准测量电压差值为因变量, 采用偏最小二乘法建立模型.

当 CO<sub>2</sub> 浓度为 0 ( $\varphi = 0$ ) 时, 温度补偿模型为

$$\Delta U_{m1} = X_1 \times \begin{pmatrix} 0.0158 \\ -0.0414 \\ -0.0455 \\ 0.9101 \end{pmatrix} \times 0.2616 + 0.0913 \quad (10)$$

式中： $\Delta U_{m1}$ 为温度  $T$  下的测量电压与  $20^\circ\text{C}$  的标准测量电压差值； $X_1$  为自变量  $\{1/T^2, T, T^2, U_r\}_{9 \times 4}$  经过归一化处理后的自变量矩阵； $U_r$  为温度  $T$  条件下的参比电压。

经计算，模型测定系数  $R^2$  为 0.998 3，校正均方根误差 RMSEC 为 0.006，图 3 为测量电压差值的预测值与真实值的比较图。

当  $\text{CO}_2$  浓度  $\varphi = 1000 \text{ mL/m}^3$  时，其温度补偿模型为

$$\Delta U_{m2} = X_2 \times \begin{pmatrix} -0.0066 \\ -0.2537 \\ 0.0492 \\ 0.7815 \end{pmatrix} \times 0.2224 + 0.0930 \quad (11)$$

式中： $\Delta U_{m2}$ 为温度  $T$  下的测量电压与  $20^\circ\text{C}$  的标准测量电压差值； $X_2$  为自变量  $\{1/T^2, T, T^2, U_r\}_{9 \times 4}$  经过归一化处理后的自变量矩阵。

经计算，模型测定系数  $R^2$  为 0.999 8，校正均方根误差 RMSEC 为 0.001 2，图 4 为测量电压差值的预测值与真实值的比较图。

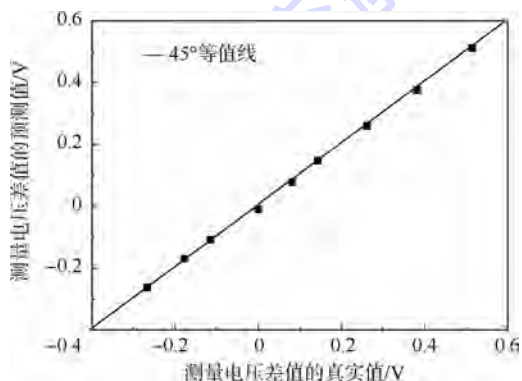


图 3 测量电压差值的预测值与真实值的比较 ( $\varphi = 0$ )  
Fig. 3 Comparison of predicted value and actual value of measuring voltage difference ( $\varphi = 0$ )

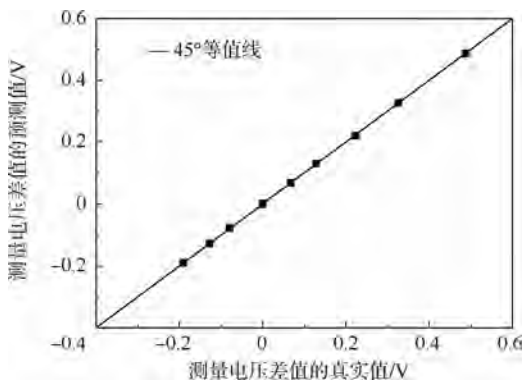


图 4 测量电压差值的预测值与真实值的比较 ( $\varphi = 1000 \text{ mL/m}^3$ )

Fig. 4 Comparison of predicted value and actual value of measuring voltage difference ( $\varphi = 1000 \text{ mL/m}^3$ )

由图 3、图 4 可以看出温度补偿模型的校正模型拟合性能非常好，校正集数据点几乎全部集中在  $45^\circ$  等值线上，即预测值和真实值近乎相等，表明温度补偿模型对每一个校正集样本点的拟合精度非常高。

### 4.2 $\text{CO}_2$ 气体浓度计算模型

在标准温度条件下 ( $20^\circ\text{C}$ )，从  $0 \sim 1000 \text{ mL/m}^3$  之间选择 7 个不同浓度点，配制不同浓度  $\text{CO}_2$  气体，试验得到相应的测量电压，其参数如表 3 所示。以测量电压为自变量， $\text{CO}_2$  气体浓度为因变量，采用偏最小二乘法建立模型。

$\text{CO}_2$  气体浓度计算模型为

$$\varphi = X_3 \times \begin{pmatrix} 3.1178 \\ 2.1266 \end{pmatrix} \times 400.2797 + 497.1429 \quad (12)$$

式中： $X_3$  为自变量  $\{1/U_m, U_m\}_{7 \times 2}$  经过归一化处理后的自变量矩阵； $U_m$  为相应  $\text{CO}_2$  气体浓度的测量电压。

经计算，测定系数  $R^2$  为 0.999 4，校正均方根误差 RMSEC 为 4.397 5，图 5 是  $\text{CO}_2$  气体浓度的预测值与真实值的比较图。

由图 5 可以看出浓度计算模型拟合精度非常高，预测值与真实值几乎相等。

表 3  $\text{CO}_2$  气体浓度计算参数

Table 3 Concentration calculated parameter of  $\text{CO}_2$  gas

$\text{CO}_2$ 气体浓度/ $(\text{mL} \cdot \text{m}^{-3})$	测量电压/V
0	4.450
80	4.254
250	4.045
500	3.822
750	3.653
900	3.567
1000	3.514

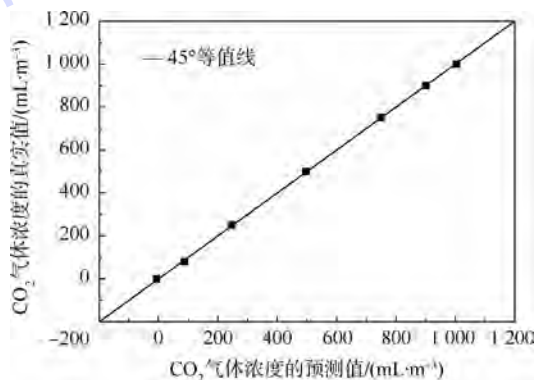


图 5  $\text{CO}_2$  气体浓度的预测值与真实值的比较图

Fig. 5 Comparison of predicted value and actual value of  $\text{CO}_2$  gas' concentration

实际运用中,根据温度补偿模型对测量电压进行补偿修正,然后根据 CO<sub>2</sub> 气体浓度计算模型得到准确的 CO<sub>2</sub> 气体浓度值,进而输入到报警算法中,进行判断、报警。

## 5 报警算法

由 Milke 等<sup>[4]</sup>的实验可知,发生火灾时,CO<sub>2</sub> 气体浓度将急剧增大,其变化速率将达到 5 mL/(m<sup>3</sup>·s),甚至高达 10 mL/(m<sup>3</sup>·s),通过连续监测 CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化,采用“自适应报警算法”即可实现准确、可靠的火警报警。“自适应报警算法”的特点是能自动适应背景环境的 CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化,根据背景环境的 CO<sub>2</sub> 气体浓度、CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化速率和浓度变化值,进行火警与非火警的判断,从而实现火警报警,其算法及处理过程如下:

1) “自适应报警算法”开始工作时,首先连续监测背景环境中的 CO<sub>2</sub> 气体浓度值 5 min(读数频率为 1 Hz),然后计算其平均值  $\varphi_0$ ,并不断进行更新和存储,计算过程如下:

$$\varphi_0 = \frac{\varphi(t_1) + \varphi(t_2) + \dots + \varphi(t_n)}{n} \quad (13)$$

式中: $\varphi_0$  为实时存储的背景环境中 CO<sub>2</sub> 气体浓度值; $\varphi(t_1), \varphi(t_2), \dots, \varphi(t_n)$  为 5 min 内读取的全部背景环境中 CO<sub>2</sub> 气体浓度值; $n$  为 5 min 内读取背景环境中 CO<sub>2</sub> 气体浓度值的次数。

2) 判断 CO<sub>2</sub> 气体浓度变化速率与浓度变化值,并赋予其逻辑值:

$$v = \frac{\varphi(t) - \varphi(t - 15)}{\Delta t} \quad (14)$$

式中: $v$  为 CO<sub>2</sub> 气体浓度变化速率; $\varphi(t)$  为实时 CO<sub>2</sub> 气体浓度值; $\Delta t$  为时间, $\Delta t = 15$  s。

$$x_1 = \begin{cases} 1 & v \geq 5 \text{ mL}/(\text{m}^3 \cdot \text{s}) \\ 0 & v < 5 \text{ mL}/(\text{m}^3 \cdot \text{s}) \end{cases} \quad (15)$$

式中: $x_1$  为  $v$  的逻辑值。

$$\Delta\varphi = \varphi(t) - \varphi_0 \quad (16)$$

式中: $\Delta\varphi$  为 CO<sub>2</sub> 气体浓度变化值。

$$x_2 = \begin{cases} 1 & \Delta\varphi \geq 200 \text{ mL}/\text{m}^3 \\ 0 & \Delta\varphi < 200 \text{ mL}/\text{m}^3 \end{cases} \quad (17)$$

式中: $x_2$  为  $\Delta\varphi$  的逻辑值。

3) 计算综合逻辑值。对  $x_1, x_2$  进行逻辑“与”运算,得到综合逻辑值  $y_i$ :

$$y_i = x_1 \cap x_2 = \min\{x_1, x_2\} \quad (18)$$

4) 计算报警输出逻辑值。根据 5 s 时间内的综合逻辑值  $y_i$  进行逻辑“与”运算,得到报警输出

逻辑值:

$$Y = y_{i-4} \cap y_{i-3} \cap y_{i-2} \cap y_{i-1} \cap y_i = \min\{y_{i-4}, y_{i-3}, y_{i-2}, y_{i-1}, y_i\} \quad (19)$$

式中: $y_{i-4}, y_{i-3}, y_{i-2}, y_{i-1}, y_i$  为 5 s 时间内的综合逻辑值。

当报警输出逻辑值  $Y = 1$  时,则判断为火警信号,进行火警报警输出;否则,当  $Y = 0$  时,则判断为正常状态,输出正常信号。

## 6 结论

本文提出以 CO<sub>2</sub> 气体浓度作为火警探测参量,采用 NDIR 原理准确监测环境中 CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化,进行飞机火警探测报警,得出结论如下:

1) 基于 CO<sub>2</sub> 气体浓度监测进行飞机火警探测是一种行之有效的方法。

2) 为解决飞机火警探测器面临的温度补偿难题,采用偏最小二乘法建立飞机火警探测器温度补偿模型,其测定系数  $R^2$  达到 0.99 以上,校正均方根误差 RMSEC 小于 0.01。

3) 采用偏最小二乘法建立 CO<sub>2</sub> 气体浓度计算模型,其测定系数  $R^2$  为 0.9994,校正均方根误差 RMSEC 为 4.3975。

4) 提出了基于背景环境的 CO<sub>2</sub> 气体浓度、CO<sub>2</sub> 浓度变化速率和 CO<sub>2</sub> 浓度变化值,进行飞机火警报警的“自适应报警算法”,这种报警算法的优点在于能自动适应背景环境的 CO<sub>2</sub> 气体浓度的变化,具有很高的报警可靠性。

## 参考文献 (References)

- [1] 方俊,袁宏永,赵建华. 气体传感器及其在火灾探测中的应用[J]. 火灾科学,2002,11(3):180-185.  
Fang J, Yuan H Y, Zhao J H. Gas sensor and its application in fire detection[J]. Fire Safety Science,2002,11(3):180-185(in Chinese).
- [2] Hagen B C H R, Milke J A. The use of gaseous fire signatures as a mean to detect fires[J]. Fire Safety Journal,2000,34(1):55-67.
- [3] David B. Aircraft cargo compartment smoke detector alarm incident on U. S. registered aircraft, 1974-1999 [R]. Washington, D. C. :FAA,2000.
- [4] Milke J A, Hulcher M E, Worrell C L, et al. Investigation of multi-sensor algorithms for fire detection[J]. Fire Technology, 2003,39(4):363-382.
- [5] 吴龙标,袁宏永. 火灾探测与控制工程[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社,1999:117-118.  
Wu L B, Yuan H Y. Fire detection and control engineering[M]. Hefei: Press of University of Science and Technology of China, 1999:117-118(in Chinese).

- [6] 杜建华,张认成,黄湘莹,等. CO 和 CO<sub>2</sub> 气体红外光谱技术在火灾早期探测中的应用研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2007,27(5):899-903.
- Du J H, Zhang R C, Huang X Y, et al. Research on early fire detection with CO-CO<sub>2</sub> FTIR-spectroscopy [J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2007, 27(5): 899-903 (in Chinese).
- [7] Frank J, Meixner H. Sensor system for indoor air monitoring using semiconducting metal oxides and IR-absorption [J]. Sensors and Actuators B: Chemical, 2001, 78(1): 298-302.
- [8] Melendez J, de Castro A J, Lopez F, et al. Spectrally selective gas cell for electrooptical infrared compact multigas sensor [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 1995, 47(1): 417-421.
- [9] Rossberg D. Optical properties of the integrated infrared sensor [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 1996, 54(1): 793-797.
- [10] Bertoni G, Ciuchini C, Tappa R. Measurement of long-term average carbon dioxide concentrations using passive diffusion sampling [J]. Atmospheric Environment, 2004, 38(11): 1625-1630.
- [11] 赵建华. 现代安全监测技术 [M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2006: 170-176.
- Zhao J H. Modern safety monitoring technology [M]. Hefei: Press of University of Science and Technology of China, 2006: 170-176 (in Chinese).
- [12] Linstrom P J, Mallard W G. NIST chemistry webbook; NIST standard reference database Number 69 [EB/OL]. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology, 1998. [2015-01-28]. <http://webbook.nist.gov/chemistry/>.
- [13] 张广军, 吕俊芳. 红外气体分析中环境影响的补偿方法研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(6): 655-659.
- Zhang G J, Lü J F. Study on the method for providing temperature and pressure compensation for IR gas analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(6): 655-659 (in Chinese).
- [14] 王惠文, 吴载斌. 偏最小二乘回归的线性与非线性方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 186-191.
- Wang H W, Wu Z B. Partial least-squares regression-linear and nonlinear methods [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 186-191 (in Chinese).
- [15] 美国国家海洋和大气局, 国家航空局和美国空军部. 标准大气(美国1976) [S]. 北京: 科学出版社, 1982: 64-70.
- National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, U. S. Air Force. U. S. Standard Atmosphere, 1976 [S]. Beijing: Science Press, 1982: 64-70 (in Chinese).

## Aircraft fire detection method based on CO<sub>2</sub> concentration monitoring

ZHAO Jianhua<sup>\*</sup>, FANG Lili

(State Key Laboratory of Fire Science, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

**Abstract:** High false alarm of heat detection and smoke detection used in aircraft is an existed question for aircraft fire detecting. The production rule of gaseous combustion products in fires was analyzed, and CO<sub>2</sub> was put forward as parameter of fire detection. Through accurate monitoring of CO<sub>2</sub> concentration in the environment, the aircraft fire detection was realized. Considering the particularity of environmental condition on aircraft, non-dispersion infrared (NDIR) was used to resolve the challenge of temperature compensation in aircraft fire detection. According to the relationship among the measured voltage of aircraft fire detector, environment temperature and reference voltage, temperature compensating model for aircraft fire detector was established based on partial least squares (PLS) approach. And model for CO<sub>2</sub> concentration calculating had built by using PLS method, which was based on correlation between measured voltage of aircraft fire detector and CO<sub>2</sub> concentration. With the calculated concentration of CO<sub>2</sub>, an alarm algorithm for aircraft fire detector was presented then, which provided a new fire detection method for aircraft.

**Key words:** non-dispersion infrared (NDIR); partial least squares method; CO<sub>2</sub> concentration monitoring; aircraft fire detector; temperature compensating model; concentration calculating model; adaptive alarm algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0785

# 水下运载体航位推算系统初始位置确定方法

张延顺<sup>\*1</sup>, 郭雅静<sup>1</sup>, 黄小娟<sup>1</sup>, 李春雨<sup>1</sup>, 汪湛清<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 北京理工大学 自动化学院, 北京 100081)

**摘 要:** 为了提高航位推算(DR)系统的初始位置精度,根据水下导航传感器的特点,提出了初始定位时间内基于DR轨迹平移策略的初始位置确定方法,该方法综合了DR和水声定位系统的特点,通过平移DR轨迹,得到了在确定运动趋势约束下的最优轨迹,并依据轨迹求出初始位置.针对某次海试数据,其结果表明:应用本文方法确定的初始位置误差分别为应用平均值法和最小二乘拟合方法的60.2%和77.2%,应用此方法可减小DR误差,并能提高DR/水声组合定位系统的稳定性.

**关键词:** 航位推算(DR); 初始位置; 水声定位; 轨迹平移; 最优轨迹

**中图分类号:** TB568

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2211-06

航位推算(Dead Reckoning, DR)/水声定位系统组合定位既能抑制DR系统随着时间增加由误差累积引起的误差发散,又能平滑水声定位系统输出位置的波动<sup>[1-2]</sup>.在水声定位系统短时间失效的情况下,可以依靠DR进行导航定位<sup>[3-5]</sup>.此方法在水下导航系统中得到广泛应用.DR系统的初始位置精度影响DR系统性能<sup>[6-7]</sup>,也影响DR/水声组合定位系统导航数据的性能.在对姿态和速度平稳性有较高要求的水下精确测绘等<sup>[8-9]</sup>领域,对DR系统的初始位置精度要求更高.

水下导航信息贫乏<sup>[10-13]</sup>,通常只能用水声定位系统输出的位置信息作为DR系统的初始位置.水声定位系统是根据声波在水底应答器和载体接收机间传播的时间来确定距离进而进行定位的,受声速误差、航行噪声和载体摇摆等影响,整体数据的优劣程度不一,表现为数据波动较大<sup>[14-15]</sup>.所以,需要从一段时间内水声定位系统输出的位置信息中计算提取出DR系统需要的初

始位置.

当水下运载体为静基座状态时,通常采用对一段时间内水声定位系统输出信号求平均值的方法来得到DR系统的初始位置,此方法在水下载体处于系泊状态时精度较高.在海洋探索和科学考察时,水下运载体通常为运动状态,在运动状态下,应用求平均值法则会引入较大的计算误差.因此,急需解决水下运载体行进过程中确定DR系统初始位置的问题.基于此背景,本文提出了运动过程中水下运载体DR系统初始位置确定的方法.该方法综合DR和水声定位系统的特点,能得到优化的初始位置,可提高DR/水声组合定位系统姿态和速度的稳定性,有助于水下地形测绘、勘探等系统提高成图质量.

## 1 DR系统初始位置确定方法

水声定位系统利用声波在水下传播良好的特性,通过检测其传输的时间差进行定位,但是其输出信号随机误差较大,特别是远距离传输时误差

收稿日期: 2014-12-15; 录用日期: 2015-03-27; 网络出版时间: 2015-04-14 16:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150414.1600.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61473019,61273033,11202010)

\* 通讯作者: 张延顺(1973—),男,黑龙江肇东人,副教授, zhangyanshun@buaa.edu.cn, 主要研究方向为组合导航、惯性稳定跟踪等.

**引用格式:** 张延顺, 郭雅静, 黄小娟, 等. 水下运载体航位推算系统初始位置确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2211-2216. Zhang Y S, Guo Y J, Huang X J, et al. Method for determining initial position of dead reckoning system of underwater vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2211-2216 (in Chinese).

更大. 目前常用的水声定位系统主要有长基线系统 (LBL)、短基线系统 (SBL)、超短基线系统 (USBL), 本文应用海试实验中的 USBL 数据进行研究. 某次海试实验初始定位时间 (75 s) 内的超短基线定位系统 USBL 的输出数据如图 1 所示.

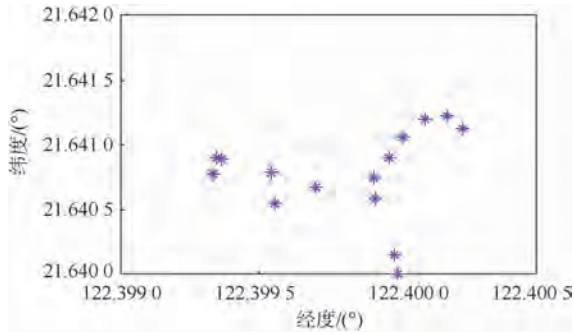


图 1 初始定位时间内水声定位系统输出位置数据  
Fig. 1 Output location data of hydroacoustic system in initial positioning time

由图 1 可见, USBL 水声系统输出数据随机性较大, 该段时间段内平均位置为  $(122.400^\circ, 21.64077^\circ)$ , 最大定位误差为 88.50 m, 最小定位误差为 11.98 m. 因此以任一点数据作为 DR 系统初始值都可能会有较大的误差, 但通常只能从一段时间内的水声定位系统数据中提取 DR 系统初始值, 这就需要针对运载体运动特点采用相应方法确定初始位置. 水下运载体高度信息由深度计提供, 所以实际应用时本文只考虑二维平面内的初始位置信息, 即经度、纬度信息.

### 1.1 准静态情况的平均值法定位

准静态情况下水下载体姿态有轻微变化, 但无线运动. 此情况下, 对短时间内水声定位系统提供的经度、纬度进行求平均值运算, 在一定程度上能减小定位系统的误差. 通常采用的方法是在短时间内采集 1 组水声定位系统输出值, 然后对此数据进行求平均运算, 以平均值作为位置的初始值, 初始纬度、经度分别为

$$\begin{cases} L_0 = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n L_k \\ \lambda_0 = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \lambda_k \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $L_k$  和  $\lambda_k$  分别为水声定位系统  $k$  时刻输出的纬度和经度数值.

在静态情况下平均值法能有效抑制水声定位系统的随机误差, 但是在运动情况下, 则会产生与运动状态相关的位置误差, 且位置误差随着运动速度增大而增大, 需要研究动态情况下初始位置确定方法.

### 1.2 最小二乘拟合方法

动态情况是指水下载体具有线运动. 动态情况下采用平均值法计算位置初始会产生明显的误差. 水下载体以某一速度直线运动时, 可采用最小二乘直线拟合方法对水声定位系统提供的经度和纬度信息分别进行拟合, 并计算出位置初值.

最小二乘法 (又称最小平方法) 是一种数学优化技术, 它通过最小化误差的平方和寻找数据的最佳函数匹配. 利用最小二乘法可以简便地求得 1 组未知位置数据, 并使得这些求得的位置数据与实际水声定位系统输出的位置数据之间误差的平方和为最小.

水声定位系统输出 1 组纬度、经度数据分别为

$$\begin{cases} (L_1, 1), (L_2, 2), \dots, (L_n, n) \\ (\lambda_1, 1), (\lambda_2, 2), \dots, (\lambda_n, n) \end{cases} \quad (2)$$

分别对纬度  $L$ 、经度  $\lambda$  进行最小二乘拟合, 假设最小二乘拟合直线函数为

$$\begin{cases} L = a_1 k + b_1 \\ \lambda = a_2 k + b_2 \end{cases} \quad (3)$$

分别计算拟合系数  $a_1$ 、 $a_2$ 、 $b_1$  和  $b_2$  使得计算得出的纬度、经度与实测的纬度、经度离差的平方和最小:

$$\begin{cases} a_1 = \frac{n \sum_{k=1}^n k L_k - \sum_{k=1}^n k \sum_{k=1}^n L_k}{n \sum_{k=1}^n k^2 - \left( \sum_{k=1}^n k \right)^2} \\ b_1 = \left( \sum_{k=1}^n L_k - a_1 \sum_{k=1}^n k \right) / n \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} a_2 = \frac{n \sum_{k=1}^n k \lambda_k - \sum_{k=1}^n k \sum_{k=1}^n \lambda_k}{n \sum_{k=1}^n k^2 - \left( \sum_{k=1}^n k \right)^2} \\ b_2 = \left( \sum_{k=1}^n \lambda_k - a_2 \sum_{k=1}^n k \right) / n \end{cases} \quad (5)$$

将计算得到的  $a_1$ 、 $a_2$ 、 $b_1$  和  $b_2$  代入式 (3), 即可得到拟合直线. 如果后续工作为实时定位解算, 应以拟合直线的末尾点为该时间点以后 DR 的起始点. 本文所研究的实验数据为离线后处理, 为了对全部数据进行定位解算研究, 以拟合直线的起始点为全部数据 DR 系统的初始位置.

采用最小二乘法确定初始位置后, 能在一定程度上提高载体运动状态情况下初始位置的计算精度. 但最小二乘法拟合出的零阶和一阶系数是在对 1 组数据整体误差最小情况下计算出来的. 当水声定位数据输出误差正态性不好

时,如前段数据误差正偏大,而后段数据负偏大情况下最小二乘法拟合出曲线的一阶系数会偏小,这会导致初始位置计算偏大,且该方法计算得出的运动轨迹具有随机性,不同区段内计算得出的运动轨迹偏差较大.因此,在实用中此方法还需要改进.

### 1.3 轨迹平移法

水声位置数据分布影响拟合的运动轨迹,其误差分布的非正态性将导致最小二乘拟合直线的斜率偏离真实值,从而引起初始位置计算误差.为解决此问题,本文依据 DR 系统短期精度高、数据平滑的特点,提出利用轨迹平移法计算初始位置的方案.轨迹平移法原理如图 2 所示.

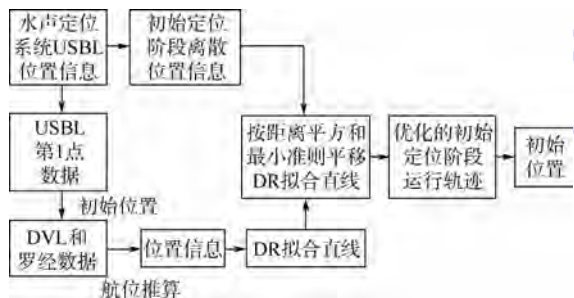


图 2 轨迹平移法原理

Fig. 2 Principle of trajectory translation method

首先以水声定位系统 USBL 数据初始点坐标为初始位置,利用罗经提供的姿态信息和多普勒速度计程仪 (Doppler Velocity Log, DVL) 提供的速度信息,进行 DR 得到水下运载体在初始定位阶段的运行轨迹.罗经输出的姿态信息在短时间内精度较高,所以用 DR 得到的位置数据能真实反映水下载体的运动趋势和运动轨迹的形状,此运动趋势与真实运动轨迹相比误差较小.但由于水声定位系统提供的初始位置具有随机性,所以应用 DR 系统计算的轨迹相对真实轨迹在位置上是有偏移的,但将 DR 计算得到的轨迹进行平移则会得到与真实轨迹比较接近的运行轨迹.为得到轨迹的准确初始位置,本文在水声定位系统数据和 DR 系统数据拟合直线距离平方和最小准则下,对 DR 系统计算出的轨迹进行平移,直至水声定位系统位置数据到该直线距离平方和最小的判断准则实现后,提取得到的轨迹即为在统计意义上与真实轨迹最接近的轨迹.而该轨迹的初始点即为所求的初始位置.轨迹平移法确定初始位置算法流程图如图 3 所示.

利用轨迹平移法确定初始位置方法充分利用了 DR 导航系统短期精度高和水声定位系统误差不发散的特点,进一步减小了初始的位置误差.

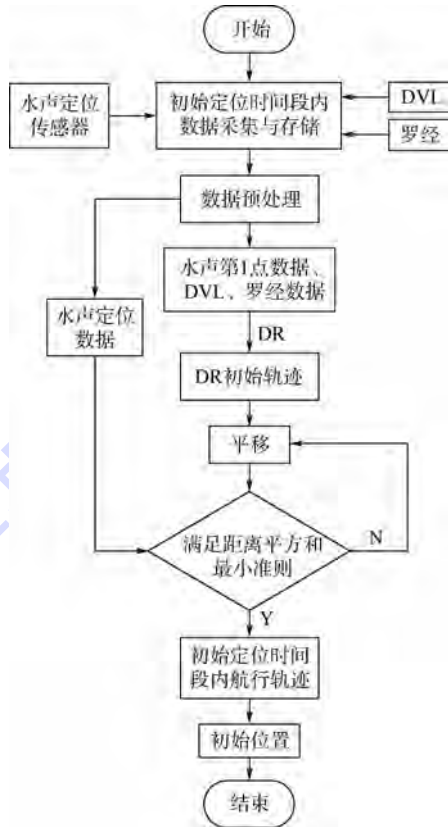


图 3 轨迹平移法算法流程图

Fig. 3 Flow diagram of trajectory translation method

## 2 实验研究

### 2.1 实验条件

本文在理论研究的基础上,利用一次深度为 4700 m 左右的深拖系统海试实验数据对第 1 节初始位置确定方法进行了实验验证与分析.实验数据包括约 20 min 的罗经、DVL 以及水声定位系统 USBL 的原始实际实验数据,其中罗经和 DVL 数据用于进行 DR,USBL 数据用于定位.数据中罗经为 OCTANS,航向动态精度为  $0.1^\circ/\cos L$ ,航向静态误差为  $0.05^\circ/\cos L$ ; DVL 对底测速误差为  $0.5\% V$ ,  $V$  为速度; USBL 误差为  $0.5\% S$ ,  $S$  为位移.海试实验中,不同传感器输出数据频率不同,需要进行时间对准和匹配,所以定位结果分析中统一取计算周期为 15 s.

### 2.2 初始位置确定方法实验

应用本文方法在第 2.1 节介绍的实验条件下开展初始位置确定方法的实验研究,由于水下定位没有绝对的参考基准,所以只能用水下航行器搭载导航系统来计算运行轨迹基准. USBL 原始位置数据如图 4 所示,其中前 75 s ( $T_1$  时间段,  $T_1$  为初始定位时间) 数据用于求取初始位置.图 4 中水下航行器直线行驶的数据轨迹为直线,但存在波动,这是由于水声定位原理和行驶过程中非

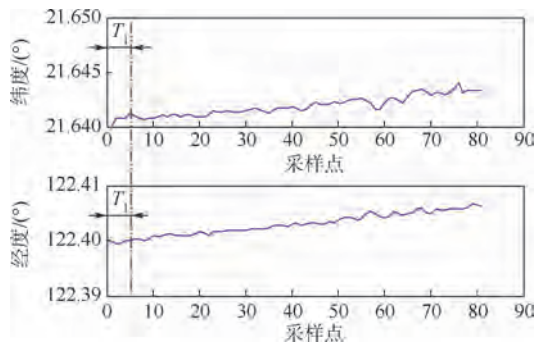


图4 USBL原始位置数据

Fig. 4 Raw position data of USBL

理想因素的影响造成的,但这并没有影响水下航行器直线行驶的趋势.采样点间隔为15s,为减小非理想因素对运行轨迹的影响,本文采用卡尔曼滤波方法对轨迹数据进行事后处理,得到图5、图6中的水下航行器运行轨迹 $R$ , $R$ 为直线. $R$ 比较真实地反映了水下航行器的运行方向,依据 $T_1$ 时间段内的 $R$ 确定的初始点是最准确的.但是实际航行中无法事先获得此直线,本文利用后处理方法获得此直线,只用于对本文方法计算的 $T_1$ 时间段内运行轨迹进行评价.也就是说,将 $R$ 作为本文方法评价的基准,换句话说就是利用与 $R$ 最接近的直线确定的初始位置是最准确的.

本文分别采用平均值法、最小二乘法法和轨迹平移法,利用在图4所示数据中 $T_1$ 时间段的数据来研究初始位置确定方法.应用不同方法在 $T_1$ 时间段内获得的运动轨迹和全部时间段内的后处理轨迹参考基准 $R$ 如图5所示.

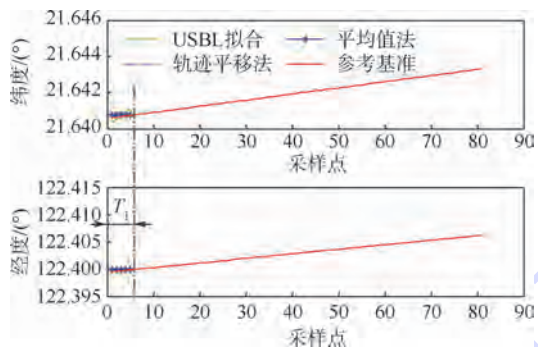


图5 初始位置确定与全部数据的数据参考基准

Fig. 5 Determination of initial position and data reference of all data

为清晰观察 $T_1$ 时间段内不同方法确定的运行轨迹,截取 $T_1$ 时间段内不同方法获得的运动轨迹如图6所示.图6中,直线 $R$ 为经后处理获得的直线参考基准,曲线1为利用平均值法获得的运行轨迹,曲线2为利用本文提出的轨迹平移法计算确定的运行轨迹,曲线3为对USBL数据进行最小二乘拟合获得的运行轨迹.从图6中可以看

出,以USBL在 $T_1$ 时间段内的平均值为运行轨迹,受USBL水声定位系统数据波动的影响,引入计算误差;对USBL数据进行最小二乘拟合获得的运行轨迹,受USBL水声定位系统数据误差分布非正态性影响,经度和纬度轨迹方向偏离直线 $R$ ,且计算得出的运动轨迹具有随机性;轨迹平移法利用DR系统输出的位置信息和USBL水声定位系统的位置信息进行曲线拟合和平移,得到新拟合曲线的斜率和距离更加接近真实运动轨迹.因此本文利用轨迹平移法确定的拟合曲线的起始点作为全部数据DR的起始位置,这样有助于提高DR的精度和组合导航的性能.

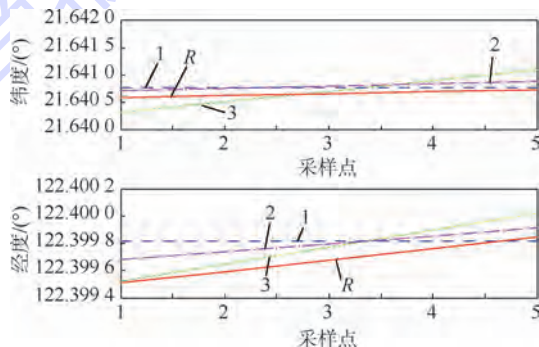


图6 不同方法对应的初始运动轨迹

Fig. 6 Initial trajectory corresponding with different methods

不同方法确定的初始定位时间( $T_1$ 时间段)内的运行轨迹与直线 $R$ 作对比的误差曲线如图7所示.图7中曲线1为平均值法确定的运行轨迹误差曲线;曲线2为本文提出的轨迹平移法确定的运行轨迹误差曲线;曲线3为USBL最小二乘拟合方法确定的运行轨迹误差.

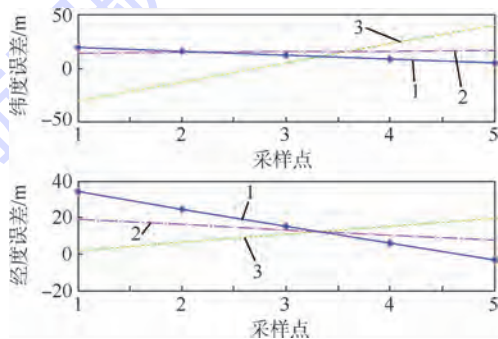


图7 不同方法确定运行轨迹误差

Fig. 7 Error of initial trajectory corresponding with different methods

采用平均值法、最小二乘法法和本文方法确定的初始位置(经度、纬度)分别是:(122.399 81°, 21.640 77°)、(122.399 52°, 21.640 32°)、(122.399 68°, 21.640 72°).采用以上3种方法确定的初始位置与由通过直线 $R$ 确定的初始位置

间的距离误差分别为:39.35、30.68、23.68 m. 以其中采用本文提出的轨迹平移法得到的初始位置误差最小,分别是平均值法和最小二乘拟合方法的 60.2% 和 77.2%. 由以上结果可知,轨迹平移法确定初始位置误差最小,以此方法确定的 DR 系统精度有所提高,此方法可减小 DR 误差提高组合导航系统性能.

### 3 结 论

本文综合研究水下运载体动基座直线航行条件下的 DR/水声定位系统输出数据的特点,提出了一种 DR 轨迹平移法确定最优初始位置的方法,经实验验证表明:

1) 本文提出的运动过程中水下运载体 DR 系统初始位置确定方法,利用水声定位系统提供的位置信息和 DR 得到的方向信息计算得到优化的初始位置,该方法确定的初始位置误差最小,分别是平均值法和最小二乘拟合方法的 60.2% 和 77.2%.

2) 利用本文方法进行初始位置的确定,提高了初始时段 DR 定位方法的准确程度.

3) 提高 DR 的基础上,也提高了组合导航的性能,有助于水下地形测绘、勘探等系统提高成图质量.

为使本文方法适应海试实验在线定位,仍需优化算法,提高其实时性.

### 参考文献 (References)

- [1] 王淑伟,张延顺. 基于罗经/DVL/水声定位系统的水下组合导航方法研究[J]. 海洋技术学报,2014,33(1):19-23.  
Wang S W, Zhang Y S. Research on the underwater integrated navigation method based on compass/DVL/hydroacoustic positioning system[J]. Journal of Ocean Technology, 2014, 33(1): 19-23 (in Chinese).
- [2] Rigby P, Pizarro O, Williams S B. Towards geo-referenced AUV navigation through fusion of USBL and DVL measurements [C]// Proceedings of OCEANS 2006. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1-6.
- [3] 冯子龙,刘健,刘开周. AUV 自主导航航位推算算法的研究[J]. 机器人,2005,27(2):168-172.  
Feng Z L, Liu J, Liu K Z. Dead reckoning method for autonomous navigation of autonomous underwater vehicles[J]. Robot, 2005, 27(2): 168-172 (in Chinese).
- [4] Jirawimut R, Ptasinaki P, Garaj V, et al. A method for dead reckoning parameter correction in pedestrian navigation system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2003, 52(1): 209-215.
- [5] 万磊,李璐,刘建成,等. 一种基于航位推算的水下机器人导航算法[J]. 中国造船,2005,45(4):77-82.  
Wan L, Li L, Liu J C, et al. Navigation algorithm based on dead reckoning of automatic underwater vehicle [J]. Shipbuilding of China, 2005, 45(4): 77-82 (in Chinese).
- [6] Yang X Y, He H. GPS/DR integrated navigation system based on adaptive robust Kalman filtering [C]// Proceedings of International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008, 4: 1946-1949.
- [7] Chung H, Ojeda L, Borenstein J. Accurate mobile robot dead-reckoning with a precision-calibrated fiber-optic gyroscope [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2001, 17(1): 80-84.
- [8] 朱维庆,朱敏,刘晓东,等. 海底微地貌测量系统[J]. 海洋测绘,2003,23(3):27-31.  
Zhu W Q, Zhu M, Liu X D, et al. The survey system for detailed relief on sea floor [J]. Hydrographic Surveying and Charting 2003, 23(3): 27-31 (in Chinese).
- [9] 朱维庆,刘晓东,张东升,等. 高分辨率测深侧扫声纳[J]. 海洋技术,2005,24(4):29-35.  
Zhu W Q, Liu X D, Zhang D S, et al. High resolution bathymetric sidescan sonar [J]. Ocean Technology, 2005, 24(4): 29-35 (in Chinese).
- [10] 孙树民,李悦. 浅谈水下定位技术的发展[J]. 广东造船,2004(4):19-24.  
Sun S M, Li Y. The development of underwater positioning technology [J]. Shipbuilding of Guangdong, 2004(4): 19-24 (in Chinese).
- [11] Kim K, Choi H T, Lee C M. Underwater precise navigation using multiple sensor fusion [C]// Proceedings of 2013 IEEE International Underwater Technology Symposium (UT). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-4.
- [12] 刘晓东,张方生,朱维庆,等. 深水声学拖曳系统[J]. 海洋测绘,2006,25(6):37-40.  
Liu X D, Zhang F S, Zhu W S, et al. Towed deep water acoustics system [J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2006, 25(6): 37-40 (in Chinese).
- [13] 蒋青吉,肖昌荣,肖波. HiPAP100 水下定位系统在海底摄影中的应用[J]. 海洋地质前沿,2013,29(11):62-66.  
Jiang Q J, Xiao C R, Xiao B. The application of HiPAP 100 underwater positioning system to the seabed video system survey [J]. Marine Geology Frontiers, 2013, 29(11): 62-66 (in Chinese).
- [14] 李守军,包更生,吴水根. 水声定位技术的发展现状与展望[J]. 海洋技术,2005,24(1):130-135.  
Li S J, Bao G S, Wu S G. A practical overview and prospect of acoustic positioning technology [J]. Ocean Technology, 2005, 24(1): 130-135 (in Chinese).
- [15] 吴永亭,周兴华,杨龙. 水下声学定位系统及其应用[J]. 海洋测绘,2003,23(4):18-21.  
Wu Y T, Zhou X H, Yang L. Underwater acoustic positioning system and its application [J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2003, 23(4): 18-21 (in Chinese).

## Method for determining initial position of dead reckoning system of underwater vehicle

ZHANG Yanshun<sup>\*1</sup>, GUO Yajing<sup>1</sup>, HUANG Xiaojuan<sup>1</sup>, LI Chunyu<sup>1</sup>, WANG Zhanqing<sup>2</sup>

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** According to the characteristics of underwater navigation sensors, the method for determining the initial position based on dead reckoning (DR) trajectory translation strategy in the initial period of position was proposed to improve the accuracy of the initial position of DR system. This method combined the features of DR system and hydroacoustic navigation system, and got the optimal trajectory under the constraints of certain movement trends by translating DR trajectory to calculate the initial position. One real sea trial data was used to analyze this method. The results show that the position error of this method is 60.2% and 77.2% of the error of the average method and the least squares fitting method. The application of this method can reduce the position error of DR system and improve the stability of DR/hydroacoustic integrated navigation system.

**Key words:** dead reckoning (DR); initial position; hydroacoustic navigation; trajectory translation; optimal trajectory

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0788

# 基于多应力加速试验方法的智能电表寿命评估

查国清<sup>1</sup>, 黄小凯<sup>2</sup>, 康锐<sup>\*1</sup>

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191; 2. 中国空间技术研究院 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

**摘 要:** 如何准确地分析、评估多应力-多参数下智能电表的可靠性和寿命是当前热点. 首先分析了在温度、湿度、电应力、振动和磁场等条件下智能电表的性能参数内涵, 通过失效机理分析提炼了关键参数及其敏感应力, 然后通过强化试验探索了关键参数应力极限条件, 设计了加速寿命试验方案并实施, 对试验数据进行退化轨迹建模、多应力加速模型研究, 综合评估了智能电表可靠性和寿命水平. 本文成果能为改善智能电表可靠性和寿命提供方法.

**关键词:** 智能电表; 多应力; 多参数; 强化试验; 加速寿命试验

**中图分类号:** TB553

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2217-08

智能电表是指应用计算机技术、通讯技术等, 形成以智能芯片(如 CPU)为核心, 具有电功率计量、计费等功能电度表, 是智能电网的智能终端. 随着智能电表的市场化进程不断深入及多参数-多应力特性, 使得如何分析、评价其可靠性和寿命成为了当前各智能电表生产厂家亟需解决的关键问题<sup>[1-5]</sup>.

自智能电表进入电力市场以来, 国内外在其可靠性和寿命方面开展了相关研究. Dissanayaka 等<sup>[6]</sup>通过在智能电表内应用 ZigBee 模块及其相关软件来监控电网电能消耗及其响应速度, 实现了智能电网可靠性和寿命的改善, 美国联邦能源管理委员会研发了一种具有双向通讯、自动波形记录和监控电压电流的智能电表, 大大地提升其可靠性和寿命水平, Wang 等<sup>[7]</sup>采用历史数据和故障模式影响分析(FMEA)方法研究了智能电表敏感应力和薄弱环节, 且通过强化试验初步探索了其失效模式和使用极限水平. 上述研究一般将智能电表作为智能电网的一部分来进行其可靠性

和质量分析, 很少深入挖掘智能电表多参数-多应力作用下的失效机理及其可靠性水平. 因此, 本文的研究为智能电表面机的多应力-多参数特性, 提供了可靠性和寿命分析、评估手段.

本文首先深入分析了在温度、湿度、电应力、振动和磁场等环境和工作条件下智能电表各类性能参数, 采用故障模式、机理及影响分析(FMMEA), 提炼了其可靠性和寿命关键性能参数及其敏感环境应力, 然后通过合理的强化试验方案摸索了各关键性能参数响应行为, 得到了关键性能参数应力极限条件范围内, 并据此设计了加速寿命试验方案, 采用智能电表综合测试系统分析了各关键性能参数试验数据, 并对其进行了退化轨迹建模研究、多应力加速模型分析, 综合得到了各置信水平下智能电表可靠性和寿命水平. 本文提出了一种强化试验和加速寿命试验相结合的多应力-多参数智能电表可靠性和寿命评估方法, 其研究思路和结论能为改善智能电表可靠性、提高其寿命水平提供理论支撑.

收稿日期: 2014-12-15; 录用日期: 2015-05-08; 网络出版时间: 2015-08-28 09:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150828.0910.001.html

作者简介: 查国清(1979—), 男, 安徽黄山人, 博士研究生, zq@buaa.edu.cn

\* 通讯作者: 康锐(1966—), 男, 辽宁本溪人, 教授, kangrui@buaa.edu.cn, 主要研究方向为可靠性系统工程.

**引用格式:** 查国清, 黄小凯, 康锐. 基于多应力加速试验方法的智能电表寿命评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2217-2224. Zha G Q, Huang X K, Kang R. Smart meter lifetime evaluation based on multi-stress acceleration test method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2217-2224 (in Chinese).

# 1 智能电表主机理及应力分析

## 1.1 智能电表简介

某智能电表系统结构框图如图1所示. 主要由电能计量单元、数据处理单元、供电系统和输入

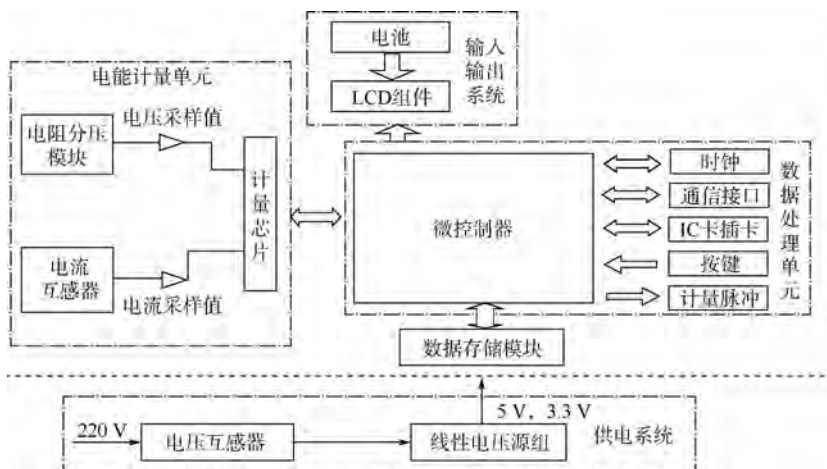


图1 智能电表系统结构框图

Fig. 1 Structure diagram of smart meter system

## 1.2 智能电表性能参数及机理分析

智能电表在使用过程中不可避免地受到设计、制造以及使用环境的影响,使其工作性能指标产生误差,下面深入分析了各环境因素对智能电表性能参数的影响机理.

### 1) 智能电表性能参数.

工程应用表明,智能电表性能参数主要为计量误差、日计时误差、电表常数.

计量误差:智能电表的计量误差表述为在智能电表的某个负载点下参考表的计量脉冲减去被测表的计量脉冲,再与参考表的计量脉冲相比,即

$$E_m = \frac{P_{\text{ref}} - P_{\text{test}}}{P_{\text{ref}}} \times 100\% \quad (1)$$

式中: $E_m$ 为根据测量结果计算的计量误差,一级表的失效判据为 $E_m \geq 1\%$ ;  $P_{\text{ref}}$ 为参考表的计量脉冲; $P_{\text{test}}$ 为被测表的计量脉冲.

日计时误差:日计时误差主要取决于晶体振荡器的准确度及稳定度,而晶体振荡器的温漂是造成其准确度偏差的主要原因.

电表常数:表示智能电表记录的电能值与对应测试输出值之间关系的数值叫电表常数.也可用脉冲常数表示,即智能电表计量一度电时A/D转换器所发出的脉冲个数.智能电表测试输出与计量显示指示之间的关系应与铭牌保持一致,计算公式为

$$\Delta E = \left| \frac{n_0}{C} - E \right| < 1 \times 10^{-\alpha} \quad (2)$$

输出系统等4部分组成,其功能是先通过对用户供电电压和电流的实时采样,再采用专用的电能表集成电路,对采样电压和电流信号进行处理,并转换成与电能成正比的脉冲输出,最后通过单片机进行处理、控制,把脉冲显示为用电.

式中: $n_0$ 为计度器示值; $C$ 为智能电表脉冲常数; $E$ 为智能电表计度累计值; $\alpha$ 为电能表计度显示的小数位数.

### 2) 智能电表主机理及应力分析.

下面主要分析温度、湿度、电应力、振动和磁场等多应力对智能电表性能参数的作用机理.

温度:温度升高使高锰铜电阻的电阻率变大,导致电表采样的电流值偏大,从而使锰铜分流器和电流互感器的精度和稳定性降低,进而影响电表计量误差;晶体振荡器偏离额定工作温度越大会使频率公差增大,相应的时钟准确度下降,引起振荡器振荡频率误差及信号传输过程产生失真,影响日计时误差;温度变化会通过失调温度系数、增益温度系数等引起A/D转换器的偏移误差和增益误差,影响电表常数误差.另外,长时间温度应力作用还会造成液晶盒材料变形、折射率改变、电阻值增大,导致液晶外流、光亮度减低、显示异常等现状.因此,温度是影响智能电表计量误差、日计时误差和电表常数的主要环境因素.

湿度:湿度对智能电表的影响主要表现在潮湿能透过芯片塑料封装从引脚等缝隙侵入芯片内部,产生芯片吸湿现象,在高温的环境中形成水蒸气,产生的压力导致芯片树脂封装开裂,并使芯片器件内部金属氧化,导致产品故障;高湿环境使液晶偏光片物理结构变性、钢锡氧化物电机慢性腐蚀、电阻值增大,造成液晶模组失效及钢锡氧化物图案线路损坏,容易导致液晶出现缺划甚至无显

示内容,同时湿度还会使继电器绝缘电阻下降,这些影响最终体现为智能电表的计量误差、日计时误差和电表常数等性能参数的变化。

**电应力:**电表稳定的工作需要电表处于热稳定状态,而电流采样回路是表内的主要产热源,电应力过大会使电表内部热稳定失衡,温度升高,由于电表内置的各类元器件,对温升特别敏感,这样就会造成表内元器件电参数漂移,影响智能电表计量误差、日计时误差和电表常数等性能参数。同时,电应力过大导致长时间的过电应力会使液晶介电常数变化、静态电光转移特性改变、电介质的电老化及热老化,造成液晶电参数变化,最终影响计量误差、日计时误差和电表常数等性能参数。

**振动:**继电器一般采用与安装轴之间的轻微过盈配合而固定线圈。由于线圈骨架与定轴之间存在配合公差,在振动环境条件下可能导致线圈与固定轴之间产生转动以及轴向运动,导致在线圈引出线上附加一定外力。振动一段时间后会使得线圈引出线产生疲劳断裂,从而影响日计时误差。

**磁场:**磁场通过影响铁芯的磁饱和度以及产生励磁电流,使互感器的变比及相位出现误差,即产生比差和角差,从而影响智能电表的计量误差。

在上述理论分析的基础上,结合工程使用经验,可总结出影响智能电表计量误差、日计时误差和电表常数等多参数的主要环境应力为温度、湿度和电应力。

## 2 智能电表强化试验设计及分析

强化试验是一种激发性试验,采用加速应力环境快速激发产品潜在缺陷,暴露产品的主要故

障模式。智能电表强化试验是指通过应力水平的步进施加并监测计量误差、日计时误差和电表常数3个性能参数,确定极限工作应力条件,并通过分析确定其主要故障模式和薄弱环节<sup>[8-9]</sup>。

### 2.1 智能电表强化试验方案设计

智能电表强化试验实施方案如表1所示。

表1 智能电表强化试验测试项目

Table 1 Enhancement test project of smart meter

序号	试验项目	试验目的	样本数
1	步进高温试验	确定电能表工作温度应力极限和主要故障模式	9
2	湿度循环试验	确定电能表工作湿度应力极限和主要故障模式	9
3	步进电应力试验	确定电能表电应力极限和主要故障模式	9

步进高温试验的起始温度点40℃,结束温度点120℃;在关键温度点70℃附近以5℃一个台阶变化,在其他温度点以10℃一个台阶变化。在每个温度台阶对电能表进行在线测试,而后将温度调节至固定温湿点(23℃,45%RH)条件下进行离线测试,智能电表步进高温试验剖面如图2所示。

湿度循环试验的起始湿度点定为45%RH,截止湿度点定为98%RH,各湿度点的温度定为40℃,在各湿度点保持过程中进行在线测试后回到常温常湿点(23℃,45%RH)进行离线测试,智能电表湿度循环试验剖面如图3所示。

步进电应力试验采用电流应力强化,试验分成两组,一组是针对基本电流10A,最大电流40A的电能表,另一组是基本电流10A,最大电流60A的电流表。10(40)智能电表步进电应力试验剖面如图4所示。

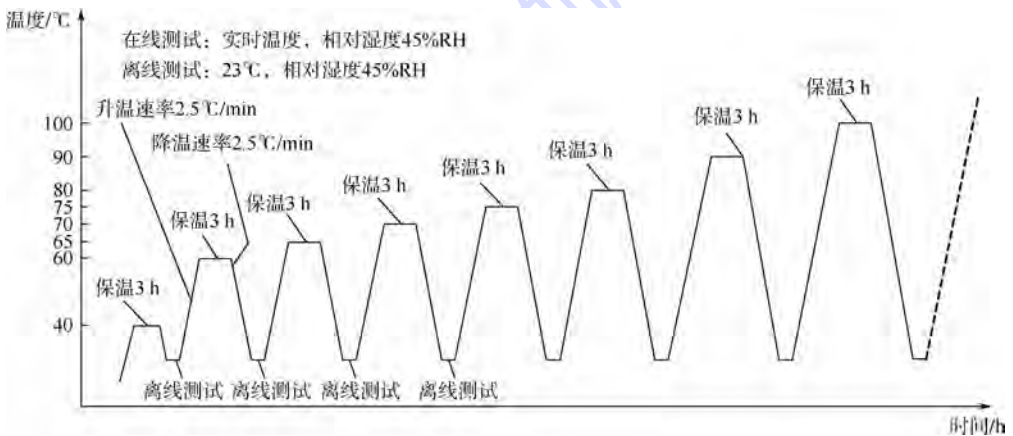


图2 步进高温试验剖面

Fig. 2 Step-stress test profile of high-temperature

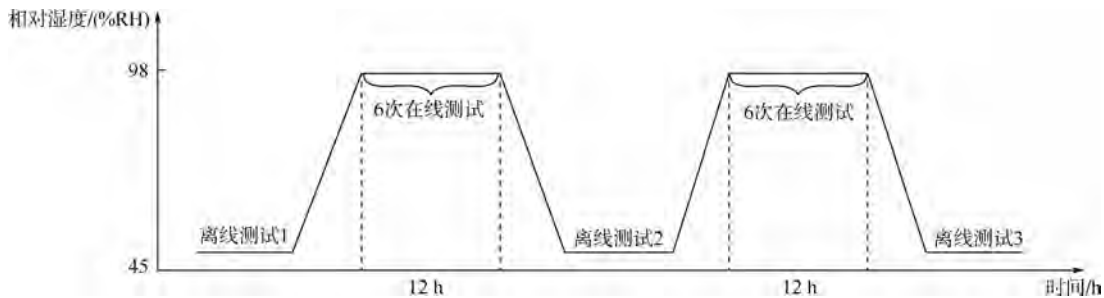


图3 湿度循环试验剖面

Fig. 3 Test profile of humidity cycling

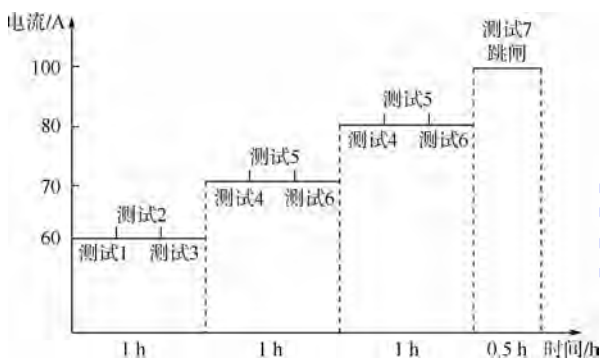


图4 步进电应力试验剖面

Fig. 4 Step-stress test profile of electric stress

智能电表强化试验截止条件为:在线测试过程中电表无任何输出信号(无计量数据输出、液晶不显示等)。

## 2.2 智能电表强化试验结果分析

依据第2.1节强化试验剖面开展试验,得到如下强化试验结果:

1) 计量误差离线测试值随温度、保温时间的增加基本无明显变化趋势;除个别智能电表在120℃离线测试出现超差外(110℃时正常),其他智能电表在离线测试中没有出现超差。

2) 湿度应力对日计时离线误差有显著影响,但对智能电表计量误差、日计时在线误差和电表常数基本无影响。

3) 电应力对智能电表的计量误差有影响,电流标称值为10(40)的智能电表在电应力强化试验中100 A电流处发生跳闸,故障定位为继电器故障,重新更换继电器后电表恢复正常。

上述强化试验结果说明计量误差是智能电表的主要失效模式,且各应力功能极限水平试验结果为:温度为110℃、湿度为98% RH和电应力为60 A。

## 3 智能电表加速寿命试验评估

根据第2.2节强化试验分析结果,确定温度、湿度及电应力工作极限范围,并在此限定内

设计应力剖面组合,对智能电表计量误差进行恒加速寿命试验,建立智能电表计量误差与温度、湿度、电应力和工作时间之间的多应力加速寿命模型,分析智能电表在正常应力下的可靠性和寿命水平。

### 3.1 智能电表加速寿命试验方案

根据温湿控制试验箱工作条件要求 $< 80^{\circ}\text{C} \times 95\% \text{RH}$ ,设计智能电表加速寿命试验方案如表2所示。

表2 智能电表加速寿命试验应力水平

Table 2 Accelerated life test stress levels of smart meter

应力编号	温度 $T/^{\circ}\text{C}$	湿度 $(\% \text{RH})$	电流 $I/\text{A}$	样本量
$S_1$	80	80	60	56
$S_2$	55	80	40	56
$S_3$	55	95	20	56
$S_4$	70	95	60	56
$S_5$	70	95	40	56

在给定的可靠度  $R$  和置信度  $\gamma$  下,智能电表加速寿命试验每个应力水平下的样本量应满足以下条件:

$$n \geq \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln R} \quad (3)$$

同时定义产品加速寿命试验过程中的失效数为  $f$ ,试验样本量  $n$  应满足:

$$\sum_{i=0}^f C_n^i (1-R)^i R^{n-i} \leq 1-\gamma \quad (4)$$

在失效数小于1且可靠度要求0.95的情况下,每个应力水平下智能电表的样本量取值56个。

试验截止条件为:失效试验表达到投入样本量的1/3以上或累积在线试验时间达到400 h。

综合得到智能电表加速寿命试验剖面如图5所示。

根据上述加速寿命试验方案开展试验,并搭建智能电表性能指标综合测试系统<sup>[10-11]</sup>,如图6和图7所示。

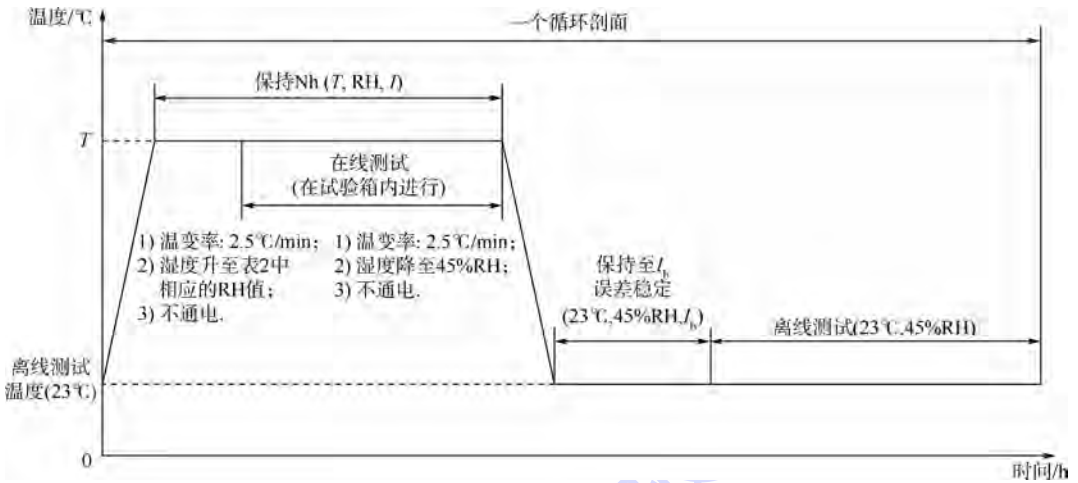


图 5 智能电表加速寿命试验剖面

Fig. 5 Accelerated life test profile of smart meter



图 6 智能电表综合应力试验箱

Fig. 6 Synthesized stress test chamber of smart meter



图 7 智能电表指标综合测试系统

Fig. 7 Synthesized testing system of smart meter

3.2 智能电表加速寿命试验结果分析

在测量得到的智能电表计量误差加速寿命试验数据,采用伪寿命估计方法对其分 3 步进行加速寿命分析如下:

1) 计量误差试验测试数据进行退化轨迹建

模,给出各个智能电表的伪寿命估计.

2) 对同一应力水平下各个智能电表伪寿命估计值取最小值,得到各个应力水平下智能电表计量误差最小伪寿命.

3) 在最小伪寿命估计值基础上,建立多应力加速模型,确定模型参数.

通过分析智能电表计量误差随时间的变化规律,选取线性参数回归模型来建立智能电表计量误差退化模型:

$$y = y_0 + bx + \varepsilon \quad \varepsilon \sim N(0, \sigma^2) \quad (5)$$

式中:  $y$  和  $y_0$  分别为计量误差测量值和初始值;  $b$  为退化模型常数;  $\varepsilon$  为模型误差;  $x = t$ .

设在第  $i$  个应力  $S_i (S_1 < S_2 < \dots < S_p)$  下进行  $q_i$  个智能电表的退化试验,  $y_{i,j,k}$  为应力  $S_i$  下第  $j$  个智能电表在第  $k$  个测试时刻  $t_{i,j,k}$  得到的参数值,  $i = 1, 2, \dots, p; j = 1, 2, \dots, q_i; k = 1, 2, \dots, n_{ij}$ . 则应力  $S_i$  下第  $j$  个智能电表参数退化轨迹模型的  $y_{0ij}$  和  $b_{ij}$  的点估计可由下述诸式确定:

$$\hat{y}_{0ij} = \bar{y}_{ij} - \hat{b}_{ij} \bar{x}_{ij} \quad (6)$$

$$\hat{b}_{ij} = \frac{l_{xyij}}{l_{xxij}} \quad (7)$$

式中:  $l_{xxij} = \sum_{k=1}^{n_{ij}} (x_{ijk} - \bar{x}_{ij})^2$

$$l_{xyij} = \sum_{k=1}^{n_{ij}} (x_{ijk} - \bar{x}_{ij})(y_{ijk} - \bar{y}_{ij})$$

根据计量误差寿命的失效阈值  $|J_{LWC}|_{\max} = 1$ , 结合式(5), 可得智能电表计量误差伪寿命估计为

$$\hat{t} = \begin{cases} (1 - y_0) / |\hat{b}| & \text{当数据为递增趋势时} \\ (-1 - y_0) / |\hat{b}| & \text{当数据为递减趋势时} \end{cases} \quad (8)$$

各智能电表计量误差伪寿命估计值如表 3 所示.

表3 不同应力水平对应的智能电表计量误差伪寿命数据

Table 3 Pseudo life data of smart meter measurement error in different stress levels

$S_1$		$S_2$		$S_3$		$S_4$		$S_5$	
表号	伪寿命	表号	伪寿命	表号	伪寿命	表号	伪寿命	表号	伪寿命
1	0.442	57	2.353	113	0.326	169	0.309	225	0.560
2	0.363	58	1.486	114	0.350	170	0.670	226	0.358
3	0.304	59	2.835	115	0.207	171	0.392	227	0.483
4	0.284	60	1.459	116	0.299	172	0.409	228	0.319
5	0.335	61	0.868	117	0.506	173	0.341	229	0.351
6	0.305	62	1.445	118	0.348	174	0.373	230	0.460
7	0.451	63	1.575	119	0.280	175	0.739	231	0.472
8	0.293	64	1.356	120	0.243	176	0.498	232	0.416
9	0.389	65	1.255	121	0.337	177	0.365	233	0.307
10	0.587	66	0.928	122	0.208	178	0.416	234	0.510
11	0.426	67	0.953	123	0.806	179	0.568	235	0.304
12	0.369	68	1.350	124	0.351	180	0.389	236	0.308
13	0.433	69	2.015	125	0.251	181	0.745	237	0.405
14	0.531	70	1.321	126	0.473	182	0.257	238	0.372
15	0.351	71	0.811	127	0.424	183	0.261	239	0.482
16	0.344	72	1.141	128	0.339	184	0.654	240	0.311
17	0.648	73	1.113	129	0.358	185	0.250	241	0.390
18	0.421	74	1.470	130	0.429	186	0.307	242	0.384
19	0.510	75	0.933	131	0.338	187	0.330	243	0.377
20	0.317	76	1.056	132	0.280	188	0.673	244	0.334
21	0.446	77	1.302	133	0.316	189	0.162	245	0.454
22	0.482	78	1.220	134	0.905	190	0.420	246	0.443
23	0.326	79	0.635	135	0.503	191	0.496	247	0.411
24	0.455	80	1.156	136	0.418	192	0.929	248	0.342
25	0.572	81	1.271	137	0.565	193	0.424	249	0.497
26	0.782	82	1.182	138	0.242	194	0.425	250	0.416
27	0.525	83	1.985	139	0.580	195	0.516	251	0.494
28	0.401	84	0.271	140	0.416	196	0.690	252	0.300
29	0.206	85		141	0.462	197	0.386	253	0.389
30	0.425	86		142	0.299	198	0.311	254	0.409
31	0.292	87	0.471	143	0.451	199	0.231	255	0.588
32	0.514	88	1.125	144	0.319	200	0.109	256	0.409
33	0.356	89	1.498	145	1.013	201	0.338	257	0.397
34	0.343	90	0.387	146	0.471	202	0.365	258	0.316
35	0.536	91	1.544	147	0.326	203	0.201	259	0.384
36	0.477	92	0.914	148	0.357	204	0.664	260	0.365
37	0.386	93	1.695	149	0.330	205	0.686	261	0.544
38	0.385	94	1.984	150	0.333	206	0.679	262	0.347
39	0.468	95	0.952	151	0.373	207	0.333	263	0.366
40	0.369	96	1.043	152	0.413	208	0.323	264	0.302
41	0.705	97	1.645	153	0.480	209	0.584	265	0.373
42	0.411	98	1.186	154	0.287	210	0.313	266	0.423
43	0.441	99	1.274	155	0.280	211	0.217	267	0.337
44	0.488	100	1.307	156	0.407	212	0.393	268	0.391
45	0.497	101	1.383	157	0.344	213	0.520	269	0.419
46	0.596	102	1.983	158	0.361	214	0.298	270	0.404
47	0.457	103	0.920	159	0.385	215	0.365	271	0.303
48	0.379	104	1.417	160	0.354	216	0.380	272	0.347
49	0.323	105	1.132	161	0.382	217	0.297	273	0.499
50	0.573	106	0.914	162	0.383	218	0.410	274	0.634
51	0.603	107	0.964	163	0.293	219	0.542	275	0.726
52	0.658	108	0.778	164	0.348	220	0.549	276	0.648
53	0.480	109	1.582	165	0.321	221	0.711	277	0.495
54	0.752	110	1.227	166	0.334	222		278	0.556
55	0.712	111	1.373	167	0.390	223	0.552	279	0.378
56	0.503	112	1.466	168	0.308	224	0.550	280	1.125

经简化与等价变形后的电应力、温度寿命模型可分别由  $t = K \cdot E^{-n}$  和  $t = A \cdot e^{B/T}$  表示<sup>[12]</sup>, 其中  $A, B$  为常数;  $E$  为电能表计度累计值. 基于广义对数线性模型, 可将综合应力加速寿命模型表示为

$$L(X) = \exp\left(a_0 + \sum_{j=1}^n a_j X_j\right) \quad (9)$$

式中:  $X_j$  为加速应力;  $a_j$  为模型参数. 在利用广义对数线性模型作为综合应力加速模型使用时, 仅需将  $X_j$  用相应的变量(如温度、电应力及机械应力等)替换即可. 根据智能电表温度、湿度、电应力 3 应力加速寿命试验特点及式(9), 本文建立如下多应力加速寿命模型:

$$t = A \cdot \exp\left(\frac{B}{T}\right) \cdot \exp\left(\frac{C}{RH}\right) \cdot (I^{-D}) \quad (10)$$

式中:  $C, D$  为常数<sup>[12]</sup>.

根据表 3 中的伪寿命数据, 采用拟合优度检验确定伪寿命服从最优分布为威布尔分布, 并通过整体极大似然估计得到参数估计值<sup>[13-15]</sup>, 最后求得可靠度为  $R$  的智能电表加速寿命模型如下:

$$\ln t_R = -23.8080 + \frac{6009.9030}{T} + \frac{214.2350}{RH} + \frac{1}{2.2656} \ln(\ln(1/R)) \quad (11)$$

### 3.3 智能电表可靠性和寿命评估

根据智能电表正常温度 20℃、湿度为 45% 和电应力为 10 A, 可得其置信度  $\gamma$  为 0.7、0.8、0.9. 可靠度  $R$  为 0.95 下智能电表可靠寿命分别为 29.02、26.62 和 23.61 a, 满足工程上 10 a 的可靠寿命指标要求.

## 4 结 论

1) 揭示了智能电表可靠性和寿命主要性能参数及其失效机理. 通过分析智能电表计量误差、日计时误差和电表常数的物理含义, 深入推导了各环境应力对各性能参数的影响机理, 最后通过强化试验明确了计量误差为影响智能电表可靠寿命的主要性能参数及其各环境应力工作极限条件.

2) 建立了智能电表可靠寿命加速模型. 在强化试验结论的基础上, 设计加速寿命试验方案, 并引入 3 应力加速模型和进行数据统计分析, 得到了智能电表加速寿命试验, 为评估正常工作条件下的智能电表可靠寿命奠定了基础.

3) 提出了一套评估多参数-多应力智能电表可靠性和寿命的方法体系. 通过主机理及应力分

析、强化试验分析和加速寿命试验分析, 综合给出了一套智能电表可靠性和寿命评估方法, 并最终得到了置信度  $\gamma = 0.7, 0.8, 0.9$ , 可靠度  $R = 0.95$  下智能电表可靠寿命分别为 29.02、26.62 和 23.61 a, 满足工程要求.

### 参考文献 (References)

- [1] 黄亮, 王景存, 康之谏, 等. 新型电能计量芯片 RN8302 在智能电表中的应用[J]. 电子设计工程, 2013, 21(3): 93-95.  
Huang L, Wang J C, Kang Z N, et al. The application of a new type electric energy metering chip RN8302 in smart meter[J]. Electronics Design Engineering, 2013, 21(3): 93-95 (in Chinese).
- [2] 郭宁辉, 秦立军. 智能用电系统的框架设计[J]. 企业技术开发, 2013, 3(3): 6-7.  
Guo N H, Qin L J. A framework design of intelligent power system[J]. Technological Development of Enterprise, 2013, 3(3): 6-7 (in Chinese).
- [3] 樊崇理, 张进明. 智能电表的发展现状及分析[J]. 现代科学仪器, 2000(5): 30-32.  
Fan C L, Zhang J M. The development situation and analysis of smart meter[J]. Modern Scientific Instruments, 2000(5): 30-32 (in Chinese).
- [4] Darby S J. Metering: EU policy and implications for fuel poor households[J]. Energy Policy, 2012, 49: 98-106.
- [5] 唐发荣. 智能电表功能及其高级应用分析[J]. 价值工程, 2012(23): 28-30.  
Tang F R. Analysis of smart meters and advanced applications [J]. Value Engineering, 2012(23): 28-30 (in Chinese).
- [6] Dissanayaka D M L B, Fernando C T J, Abeyratne S G. Smart meter based inverter controlling network for demand response applications in smart grids[C]//2011 6th International Conference on Industrial and Information Systems, ICIS 2011-Conference Proceedings. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 192-197.
- [7] Wang S T, Luo R R, Zhou H, et al. Research on reliability enhancement testing for single-phase smart meter[C]//2011 International Conference on Electrical and Control Engineering, ICECE 2011- Proceedings. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 3128-3131.
- [8] 王根东. 多用户电子式电能表的可靠性及其强化试验设计研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2007.  
Wang G D. Study on multi-user electronic energy meter's reliability and it's RET[D]. Chongqing: Chongqing University, 2007 (in Chinese).
- [9] 刘宇宏. 浅谈智能电能表可靠性[J]. 才智, 2013(16): 5-6.  
Liu Y H. The reliability of the intelligent electric energy meter [J]. Intelligence, 2013(16): 5-6 (in Chinese).
- [10] 冯波, 王俊龙, 史轮, 等. 智能电能表用电信息采集方案分析与比较[J]. 河北电力技术, 2013, 32(3): 39-41.  
Feng B, Wang J L, Shi L, et al. Analysis and comparison of smart meter power consumption information collection system [J]. Hebei Electric Power, 2013, 32(3): 39-41 (in Chinese).
- [11] 牛春霞. 电力用户用电信息采集[M]. 北京: 中国电力出版

- 社,2012:100-110.
- Niu C X. Power user electric energy data acquisition[M]. Beijing: Chinese Power Press, 2012:100-110 (in Chinese).
- [12] 李晓阳,姜同敏. 加速寿命试验中多应力加速模型综述[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(5): 828-831.
- Li X Y, Jiang T M. Review of multiple-stress models in accelerated life testing [J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(5): 828-831 (in Chinese).
- [13] 李向峰,宗建华. IEC62059 标准在智能电能表可靠性预计与考核验证方法上的应用[J]. 电测与仪表, 2010, 47(1): 75-81.
- Li X F, Zong J H. IEC62059 standards in smart meter depend-
- ability prediction and verification methods application [J]. Electrical Measurement and Instrumentation, 2010, 47(1): 75-81 (in Chinese).
- [14] Meeker W Q, Escobar L A, Lu C J. Accelerated degradation tests: Modeling and analysis [J]. Technometrics, 1998, 40(2): 88-89.
- [15] 马小兵. 基于伪寿命分布的退化数据可靠性评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(1): 228-232.
- Ma X B. Reliability assessment using constant stress accelerated degradation data based on pseudo life distribution [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 228-232 (in Chinese).

## Smart meter lifetime evaluation based on multi-stress acceleration test method

ZHA Guoqing<sup>1</sup>, HUANG Xiaokai<sup>2</sup>, KANG Rui<sup>\*1</sup>

- (1. School of Reliability and System Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;  
2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** How to accurately analyze and assess reliability and life of smart meters under the multi-stress and multi-parameter condition is a very hot research topic currently. Firstly, the performance of smart meter under conditions of temperature, humidity, electrical stress, vibration and magnetic field were analyzed, and the key performance parameters and sensitive stress were extracted based on failure mechanism analysis. Secondly, the limiting conditions of key performance parameters were explored through enhancement experiment. Finally, an acceleration lifetime experiment program according to the result of enhancement experiment was designed to obtain the key performance degradation data with integrated testing system and establish the degradation trace model, analyze the multi-stress acceleration model, and eventually comprehensively evaluate the smart meter reliability and life. The proposed methodology of evaluating smart meter reliability and life with enhancement experiment and acceleration experiment, the research thought and conclusions can provide theoretical support for the improvement of smart meter reliability and life.

**Key words:** smart meter; multi-stress; multi-parameter; enhancement test; acceleration life test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0790

# 采用区间分析的加速退化试验评估方法



刘乐<sup>1,2</sup>, 李晓阳<sup>\*1,2</sup>, 姜同敏<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191; 2. 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100191)

**摘 要:** 传统的加速退化试验(ADT)评估方法基于精确退化数据进行可靠性和寿命评估,然而考虑到测量中人的不确定因素,试验数据可能是区间型而非精确数据. 针对此类问题,基于维纳过程提出一种采用区间分析的加速退化试验寿命评估方法,区间分析方法包括可能性模型和必要性模型. 首先基于区间回归将各加速应力条件下的区间退化数据的建模分析问题转化为二次规划问题,利用可能性模型获取各应力条件下的漂移系数区间和扩散系数. 然后利用必要性模型结合加速模型,外推得到正常工作应力条件下的漂移系数区间,进而分析测量不确定性与可靠性和寿命评估结果的关系. 最后通过数值案例对提出的方法进行阐述和验证,并进行不确定性敏感性分析. 结果表明,可靠性和寿命评估结果受测量中认知不确定性的影响,降低该不确定性水平能够保证评估结果的合理性.

**关键词:** 加速退化试验(ADT); 区间分析; 可靠性; 寿命评估; 认知不确定性; 敏感性分析

**中图分类号:** TB114.3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2225-07

现代工业对产品的长寿命高可靠性有不断增长的需求,为了考核该类产品的寿命与可靠性水平,在产品正式投产之前需开展加速试验. 加速试验技术采用严酷于产品正常使用的环境条件,加速产品失效或退化过程,从而在短时间内获取寿命或退化数据进行可靠性和寿命评估<sup>[1]</sup>. 与寿命数据相比,退化数据包含更多的产品性能变化信息,因此加速退化试验(ADT)技术得到了较多的关注<sup>[2-3]</sup>.

然而,传统的加速退化试验数据评估方法假设采集到的退化数据是精确数据,该假设可能与一些实际情况存在不符,这些不符来源于:①测量设备的容差;②不同测试人员对同一数据的认知;③数据的缺失等. 因此,在实际试验中可能获取到的是区间型退化数据. 若只对其进行简单的均值处理,则忽略了其蕴含的随机与认知不确定性,那

么就会给出不合理的寿命和可靠性评估结果. 若能采用区间型数据分析方法,通过敏感性分析定量给出认知不确定性对评估结果的影响,最大程度地保证评估结果的可信性,为消除测量的认知不确定性或评价决策风险提供依据.

在考虑非精确数据方面,文献[4]研究了竞争失效状态下的产品可靠性分析方法,采用模糊方法的隶属函数来刻画区间型退化数据. 文献[5]采用模糊回归方法对退化过程进行建模,该模型假设退化数据是精确的,而采用非精确模型参数来表征退化建模的不确定性. 通常来说,非精确退化数据可以表征为区间型,采用区间运算来加以处理<sup>[6]</sup>. 文献[7]给出一种精确输入和区间输出的区间回归方法,将最小二乘的中心趋势特性和模糊回归的可能性特性结合到二次规划问题

收稿日期: 2014-12-15; 录用日期: 2015-02-12; 网络出版时间: 2015-03-18 14:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150318.1437.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61104182); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-KKX-004)

作者简介: 刘乐(1989—),男,安徽蚌埠人,博士研究生,liule89@gmail.com

\* 通讯作者: 李晓阳(1980—),女,贵州贵阳人,副教授,leexy@buaa.edu.cn,主要研究方向为加速试验技术、可靠性理论.

**引用格式:** 刘乐, 李晓阳, 姜同敏. 采用区间分析的加速退化试验评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2225-2231.  
Liu L, Li X Y, Jiang T M. Evaluation method for accelerated degradation testing with interval analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2225-2231 (in Chinese).

中,给出两类特性模型的优化结果.文献[8]采用区间分析方法研究了线弹性断裂力学中应力强度因子的不确定性问题,结果表明该方法优于传统的概率分析方法.在加速试验领域,文献[9-10]指出在加速试验中除系统自身的随机不确定性外还存在大量的认知不确定性,需要采用适当的建模方法来评估其对系统安全和寿命预测的影响.因此,本文针对加速退化测量中存在的认知不确定性问题,采用区间回归方法来建模分析,研究测量认知不确定性对可靠性和寿命评估结果的影响.

由于加速退化数据测量中,不仅存在系统的随机不确定性,还有人的参与引起的认知不确定性.本文针对该情况,重点考虑认知不确定性的影响,解决区间型加速退化试验数据的寿命和可靠性评估问题.本文首先介绍所采用的模型及区间分析方法;其次研究了基于区间分析方法的加速退化试验数据分析方法;最后通过数值案例验证所提方法,并分析认知不确定性的影响.

## 1 退化模型及区间分析方法

### 1.1 退化模型

随机过程具有较好的物理和统计特性,广泛用于描述产品的性能变化过程<sup>[11]</sup>.其中,维纳(Wiener)过程常用于加速退化试验评估<sup>[12-14]</sup>,文献[15]给出了一种通用维纳过程模型,该模型能够泛化成各类常用的维纳过程模型.本文取产品退化性能参数  $X(t)$  的模型形式为

$$X(t) = \mu\Lambda(t) + \sigma B(\Lambda(t)) \quad (1)$$

若初始退化值  $X(0)$  不为 0,则  $X(t) = X(t) - X(0)$ .式中:  $\sigma$  为扩散系数;  $B(\cdot)$  为标准布朗运动;  $\Lambda(t)$  为关于时间  $t$  的非减函数,即时间尺度变换,常见变换方式有指数、对数、幂;  $\mu$  为漂移系数,通常假设其与应力条件服从对数线性关系(如温度应力下的 Arrhenius 模型,电应力下的 Eyring 模型等<sup>[16]</sup>),如下:

$$\ln \mu = \beta_0 + \beta_1 \varphi(s) \quad (2)$$

式中:  $\varphi(s)$  为应力相关的函数;  $\beta_0$  和  $\beta_1$  为常数.

根据维纳过程特性可知,退化增量满足

$$\Delta X_i \sim N(\mu \Delta t_i, \sigma^2 \Delta t_i) \quad (3)$$

式中:  $\Delta X_i = X(t_i) - X(t_{i-1})$ ;  $\Delta t_i = \Lambda(t_i) - \Lambda(t_{i-1})$ .

当失效阈值为  $C$  时,产品首次穿过该阈值的时间  $T$  (首穿时)服从变换后的逆高斯分布<sup>[17]</sup>,即  $\Lambda(T) \sim \text{IG}(C/\mu, C^2/\sigma^2)$ ,其中  $\text{IG}(b_1, b_2)$  的概率密度函数为 ( $b_1 > 0$  为均值,  $b_2 > 0$  为形状参数)

$$f(u; b_1, b_2) = \sqrt{\frac{b_2}{2\pi u^3}} \exp\left[-\frac{b_2(u - b_1)^2}{2b_1^2 u}\right] \quad u > 0 \quad (4)$$

进而推导产品的可靠度函数和可靠寿命为

$$R(t | C, \sigma, \mu) = \Phi\left(\frac{C - \mu\Lambda(t)}{\sigma \sqrt{\Lambda(t)}}\right) - \exp\left(\frac{2\mu C}{\sigma^2}\right) \Phi\left(-\frac{C + \mu\Lambda(t)}{\sigma \sqrt{\Lambda(t)}}\right) \quad (5)$$

$$t_r = \Lambda^{-1}[R^{-1}(\mu | C, \sigma) |_{R=r}] \quad (6)$$

式中:  $^{-1}$  表示函数取反;  $r$  为规定的可靠度值.

上述模型基于精确退化数据进行分析,当退化数据为区间型  $[X, \bar{X}]$  时,模型参数  $\mu$  也是区间型  $[\underline{\mu}, \bar{\mu}]$ ,如何进行模型参数分析,对于求解可靠度和可靠寿命具有重要影响.通过采用区间回归方法能够有效处理区间数据,下面对该方法进行详细介绍.

### 1.2 区间回归分析

区间分析方法是回归分析方法的一种,通过假设区间回归系数来获取自变量和因变量之间的关系,常见的有区间输入-区间输出、精确输入-区间输出.考虑到工程实际中,测量时间或加速应力为精确的,本文采用精确输入-区间输出的线性回归分析方法进行建模,得到模型参数(即区间回归系数).模型为

$$Z(\mathbf{Y}) = \mathbf{A}^T \mathbf{Y} = A_0 + A_1 y_1 + \cdots + A_p y_p \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{Y} = [1, y_1, \cdots, y_p]^T$  为输入向量,  $p$  为模型输出参数种类数;  $\mathbf{A} = [A_0, A_1, \cdots, A_p]^T$  为区间型回归系数,  $A_i = \langle a_i, c_i \rangle$ ,  $a_i$  和  $c_i$  分别表示回归系数  $A_i$  的中心值和半径.根据区间运算法则,式(7)可转换为

$$Z(\mathbf{Y}_j) = \langle a_0, c_0 \rangle + \langle a_1, c_1 \rangle y_{j1} + \cdots + \langle a_p, c_p \rangle y_{jp} = \langle \mathbf{a}^T \mathbf{y}_j, \mathbf{c}^T | \mathbf{y}_j | \rangle \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{a} = [a_0, a_1, \cdots, a_p]^T$ ;  $\mathbf{c} = [c_0, c_1, \cdots, c_p]^T$ ;  $\mathbf{y}_j = [1, y_{j1}, \cdots, y_{jp}]^T$ .

区间分析方法主要分为两类:基于可能性概念的可能回归分析(可能性模型)和基于最小化误差的最小二乘法(必要性模型)<sup>[7]</sup>.两类模型分别为

$$Z^*(\mathbf{Y}) = \mathbf{A}^{*T} \mathbf{Y} = A_0^* + A_1^* y_1 + \cdots + A_p^* y_p \quad (9)$$

$$Z_*(\mathbf{Y}) = \mathbf{A}_*^T \mathbf{Y} = A_{*0} + A_{*1} y_1 + \cdots + A_{*p} y_p \quad (10)$$

通常假设两类模型具有相同的中心值,即两类模型的回归系数为  $A_i^* = \langle a_i, d_i \rangle$  和  $A_{*i} = \langle a_i, c_i \rangle$ ,则两类模型求解可分别转化为二次规划问

题,即

$$\begin{aligned} \min_{a,d} \quad & d^T \left( \sum_{j=1}^n |y_j| |y_j|^T \right) d + \xi a^T a \\ & a^T y_j + d^T |y_j| \geq \bar{Z}(Y_j) \\ \text{subject} \quad & a^T y_j - d^T |y_j| \leq \underline{Z}(Y_j) \\ \text{to} \quad & d_i \geq 0 \quad i=0,1,\dots,p \\ & j=1,2,\dots,n \end{aligned} \quad (11)$$

和

$$\begin{aligned} \max_{a,c} \quad & c^T \left( \sum_{j=1}^n |y_j| |y_j|^T \right) c + \xi c^T c \\ & a^T y_i + c^T |y_i| \leq \bar{Z}(Y_j) \\ \text{subject} \quad & a^T y_j - c^T |y_j| \geq \underline{Z}(Y_j) \\ \text{to} \quad & c_i \geq 0 \quad i=0,1,\dots,p \\ & j=1,2,\dots,n \end{aligned} \quad (12)$$

对于实际观测区间变量  $Z(Y)$  满足条件

$$Z_*(Y) \subseteq Z(Y) \subseteq Z^*(Y) \quad (13)$$

根据模型关系式(13),可将可能性模型  $A_i^*$  的回归系数半径  $d_i \rightarrow c_i + d_i (d_i \geq 0)$ ,代入最小化模型,同时对模型的目标函数取负,将目标函数合为一个最小化函数,即可获得通用二次规划模型,用于两类模型参数的求解<sup>[7]</sup>.

$$\begin{aligned} \min_{a,c,d} \quad & d^T \left( \sum_{j=1}^n |y_j| |y_j|^T \right) d + \xi (a^T a + c^T c) \\ & a^T y_j + c^T |y_j| + d^T |y_j| \geq \bar{Z}(Y_j) \\ & a^T y_j - c^T |y_j| - d^T |y_j| \leq \underline{Z}(Y_j) \\ \text{subject} \quad & a^T y_i + c^T |y_i| \leq \bar{Z}(Y_j) \\ \text{to} \quad & a^T y_j - c^T |y_j| \geq \underline{Z}(Y_j) \\ & c_i \geq 0 \quad d_i \geq 0 \quad i=0,1,\dots,p \\ & j=1,2,\dots,n \end{aligned} \quad (14)$$

上述二次规划模型能够处理区间型数据,对式(1)取期望可知  $E(X(t)) = \mu\Lambda(t)$ ,对于精确输入  $\Lambda(t)$ -区间输出  $[X, \bar{X}]$ ,采用区间回归方法,能够获取区间回归系数,即漂移系数  $\mu$ .

## 2 区间型加速退化试验分析

### 2.1 基于区间回归分析方法的加速退化建模

考虑到测量、人为等因素,退化数据是非精确的,采用区间型描述比精确数据更为合适.而对于精确输入-区间输出型数据,采用两类模型进行建模分析,获取区间型结果.关于两类模型,可能性模型是对模型输入输出之间可能性的一种表征,

其输出最大程度覆盖所有的实际观测区间.必要性模型是对模型输入输出之间集中程度的一种表征,其输出最大程度包含于实际观测区间,即满足模型关系式(13).

在时间尺度上,即精确时间-区间退化数据,本文采用可能性模型最大可能地获取漂移系数的区间值.而在应力尺度上,即精确应力-区间漂移系数,在漂移系数外推的过程中需要在所有可能结果中找到最大程度符合加速模型的结果,即中心趋势特性,而必要性模型能够表征此特性,为此本文采用必要性模型进行外推.具体建模评估流程如图 1 所示.

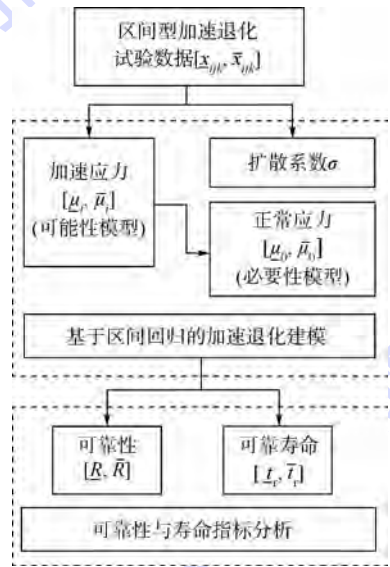


图 1 区间型加速退化试验分析流程

Fig. 1 Flowchart of interval accelerated degradation testing analysis

这里以恒定应力加速退化试验(CSADT)为例,假设  $[x_{ijk}, \bar{x}_{ijk}]$  表示第  $i (i=1,2,\dots,K)$  个加速应力水平下、第  $j (j=1,2,\dots,n_i)$  个样品、第  $k (k=1,2,\dots,m_j)$  个监测点的退化试验数据区间,对应的监测时间为  $t_{ijk}$ .基于区间回归分析方法的加速退化建模主要分为两步.

1) 获取各加速应力条件下漂移系数  $[\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}]$  和扩散系数  $\sigma$ .

本文基于维纳过程对退化过程建模,其期望退化路径服从一元线性过程,因此针对区间型加速退化数据  $(t_{ijk}, [x_{ijk}, \bar{x}_{ijk}])$ ,可采用式(7)进行区间运算  $(p=1)$ .同时,为了更全面地获取漂移系数的所有可能取值,采用可能性模型式(11)优化求解,得到的回归系数  $A_i$  的区间,即该应力条件下的漂移系数  $[\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}]$ .

对于扩散系数  $\sigma$ ,其表征退化过程的随机特

性,通常刻画一系列随机因素对产品性能的影响,是与应力和时间无关的常量,为此假设其为精确值.由式(3)可得传统精确数据下的扩散系数  $\sigma$  为

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \sum_{k=2}^{m_j} (e_{ijk} - e_{ij(k-1)})^2}{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \sum_{k=2}^{m_j} \Delta t_{ijk}} \quad (15)$$

式中:  $e_{ijk}$  为此监测点的预测相对误差,即  $e_{ijk} = x_{ijk} - \mu_{ijk} \Lambda(t_{ijk})$ . 当退化数据为区间型时,相对误差同时存在于预测上限和下限,为此取上下限误差的平方和根作为此监测点的预测误差,即

$$e_{ijk}^* = \sqrt{(\bar{x}_{ijk}^* - \bar{x}_{ijk})^2 + (x_{ijk}^* - x_{ijk})^2} \quad (16)$$

将式(16)替换至式(15)得到扩散系数  $\sigma$ .

### 2) 外推正常应力条件下漂移系数 $[\mu_0, \bar{\mu}_0]$ .

为了考核产品的可靠性和寿命指标,需要将加速应力条件下的性能参数外推至正常应力条件下,即通过加速模型式(2)来实现.在步骤1)中获得应力条件  $i$  下的漂移系数  $[\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}]$ ,表示该条件下漂移系数的所有可能结果,则  $[\mu_i, \bar{\mu}_i]$  为

$$\begin{cases} \mu_i = \min \left\{ \bigcup_{j=1}^{n_i} [\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}] \right\} \\ \bar{\mu}_i = \max \left\{ \bigcup_{j=1}^{n_i} [\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}] \right\} \end{cases} \quad (17)$$

根据  $(s_i, [\mu_i, \bar{\mu}_i])$ ,同样采用式(7)进行区间运算,根据加速应力种类设定参数  $p$ .在外推的过程中,需要在所有可能结果中找到最大程度符合加速模型的结果,采用必要性模型进行外推.为了对比两类模型的区别,首先优化通用模型(14),得到区间回归系数  $a, c$  和  $d$ ,代入正常应力条件  $s_0$ ,即可得到两类模型下的  $[\mu_0, \bar{\mu}_0]$ .

## 2.2 可靠性与寿命指标分析

传统的精确退化数据评估,给出产品正常使用条件下的寿命和可靠度指标,式(5)和式(6)基于维纳过程给出首穿时服从逆高斯分布的可靠度和寿命函数.在第2.1节给出了基于区间分析方法的加速退化试验建模方法,得到区间漂移系数  $[\mu_0, \bar{\mu}_0]$  和扩散系数  $\sigma$ .

根据逆高斯分布性质可知,可靠度和寿命指标区间为

$$\begin{aligned} [R, \bar{R}](t | C, \sigma, \mu_0 \in [\mu_0, \bar{\mu}_0]) = \\ [R(t | C, \sigma, \bar{\mu}_0), R(t | C, \sigma, \mu_0)] \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} [\underline{t}_r, \bar{t}_r] = \\ [\Lambda^{-1}[R^{-1}(\bar{\mu}_0 | C, \sigma) |_{R=r}], \\ \Lambda^{-1}[R^{-1}(\mu_0 | C, \sigma) |_{R=r}]] \end{aligned} \quad (19)$$

上述建模分析方法能够处理区间型加速退化试验数据,基于式(18)和式(19)分析测量过程中存在的认知不确定性对可靠性和寿命评估结果的影响,进而为消除加速试验中的认知不确定性、提高评估结果可信度提供依据.

## 3 数值案例

### 3.1 加速退化试验信息

为了验证本文方法的有效性,分析测量不确定性对可靠性和寿命评估结果的影响.选用文献[18]提供的恒定应力加速退化试验数据,试验为了测试某种金属合金的耐磨性,在不同加载条件下进行滑动测试,记录划痕宽度用于分析确定载荷的影响,具体试验信息见表1,原始数据见图2.

表1 金属合金的加速磨损退化试验信息

Table 1 Information on accelerated wear degradation testing for metal alloy

应力编号	加速载荷/g	样品数	测量时间/h
1	10	4	2,5,10,20,50,100,200,500
2	50	4	2,5,10,20,50,100,200,500
3	100	4	2,5,10,20,50,100,200,500

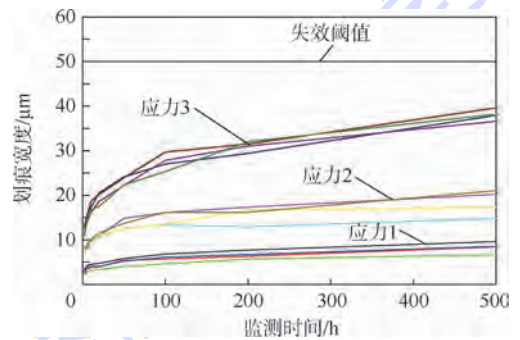


图2 3种加载条件下的加速磨损退化试验数据

Fig. 2 Degradation data for accelerated wear testing under three applied weights

假设数据记录过程,由于人的认知等主观因素,如多名检测人员,使得记录数据是非精确的,为了刻画此类认知不确定性,本文在原始数据的基础上进行如下处理:

1) 随机从正态分布中抽取  $\Delta_i$  满足:  $\Delta_i \sim N(m, \zeta m)$ ,  $m$  为均值,  $\zeta$  为收缩系数.简单起见,设  $\zeta = 0.02$  表示多人参与情况,  $\zeta = 0$  表示单人参与情况.

2) 第  $i$  个原始测量值  $\pm |\Delta_i|$  作为该测量点的实际记录值,即区间退化数据.

这里,可以看出  $m$  参数反映的是测量不确定性的程度,  $m$  值越大表示不确定性程度越高,通过

提高检测人员水平、设备精度等措施来加以降低或消除,因此本文取不同的  $m$  值来分析退化数据的测量不确定性对评估结果的影响。

已知失效阈值  $C = 50 \mu\text{m}$ , 假设其正常使用条件下的加载为  $5 \text{ g}$ , 退化过程服从维纳过程, 加速模型式(2)中  $\varphi(s) = W$  ( $W$  为施加的加速应力载荷),  $\Lambda(t) = \ln t$ , 首先, 取  $m = 0.5 \mu\text{m}$ , 利用本文方法进行可靠性和寿命评估。然后, 根据第 2.1 节区间型加速退化数据的建模方法, 得出各加速载荷条件下的漂移系数  $[\mu_{ij}, \bar{\mu}_{ij}]$  及扩散系数  $\sigma = 0.6772$ 。根据加速模型式(2)将  $(W_i, [\mu_i, \bar{\mu}_i])$  代入通用模型式(14), 结果见图 3, 外推正常载荷下的漂移系数(必要性模型)为  $[\mu_0, \bar{\mu}_0] = [0.7844, 0.9386]$ 。最后, 将所得参数结果代入式(18)和式(19), 得到的可靠度区间如图 4 所示, 可靠度为 0.9 的寿命为  $\exp(46.72, 55.19) \text{ h}$ 。

0.07、0.1、0.3、0.5、0.7、1  $\mu\text{m}$  来分析对应的可靠度和寿命指标情况。这里, 本文考虑两种工程实际情况:

- 1) 多人参与加速试验测试的情况(认知水平存在不同)。
- 2) 单人参与测试的情况(认知水平单一)。

为了模拟这两种情况, 根据第 3.1 节方法, 分别取  $\zeta = 0.02$  和 0 并代入各  $m$  值进行求解。通过两种情况的对比分析, 了解人的参与所引起的认知不确定性对寿命评估结果的影响。图 5 ~ 图 7 分别给出了两种情况的漂移系数  $\mu_0$ 、扩散系数  $\sigma$  和可靠寿命。

由图 5(a) 可知, 随着  $m$  值的降低, 第 1 种情况下的漂移系数中心值从 0.86 增大至 0.91 左右, 而第 2 种情况下稳定在 0.887 左右, 表明该参数值受测量中认知不确定性的影响, 可能的解决途径是减少人员参与。从总的趋势上来看, 图 5(b) 中  $\mu_0$  半径随  $m$  值降低而减小, 意味着提高人的认知水平能够在一定程度上降低  $\mu_0$  的不确定性。

对于扩散系数  $\sigma$ , 该参数刻画随机因素对产品性能的影响, 从图 6 可以看出该参数对测量不确定性较为敏感, 但同时考虑到该参数与受试产品数目有关, 因此当样品量一定时, 降低测量的不确定性有利于该参数的确定。

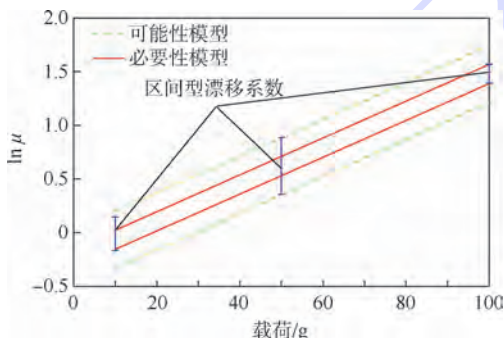


图 3 3 种加载条件下的漂移系数  $\mu$

Fig. 3 Draft coefficient  $\mu$  under three applied weights

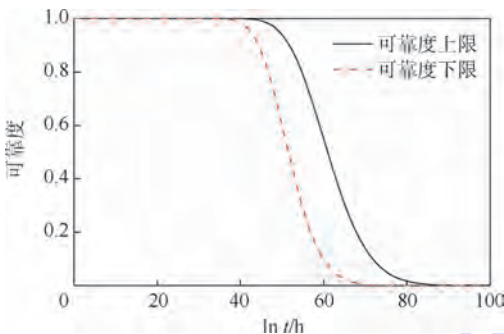


图 4 当  $m = 0.5 \mu\text{m}$  时的区间可靠度曲线

Fig. 4 Interval reliability curves when  $m = 0.5 \mu\text{m}$

### 3.2 测量不确定性对可靠性和寿命的影响分析

测量不确定性主要分为两类: 认知不确定性和随机不确定性, 其中随机不确定性来源于系统误差, 无法避免和消除; 然而认知不确定性来源于人的主观原因, 是可以采取措施(如增大样本量来增强认知水平)来消除或转化为随机不确定性。

为了分析该类不确定性对产品可靠性和寿命结果的影响, 设置  $m$  分别取 0.01、0.03、0.05、

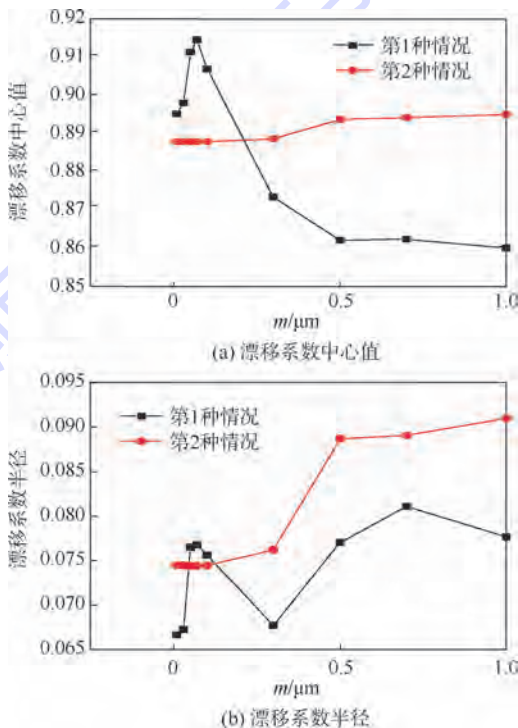


图 5 两种情况下不同  $m$  值对应的漂移系数中心值和半径

Fig. 5 Center and radius of draft coefficients under different  $m$  values in two cases

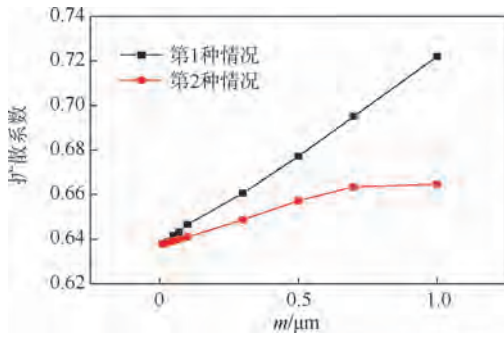
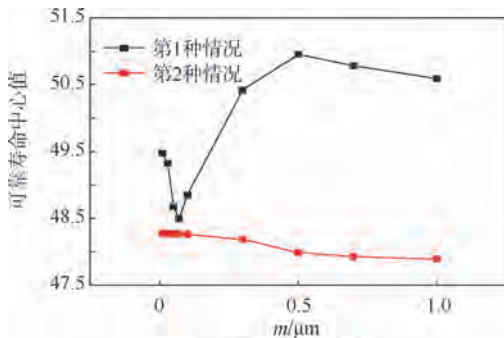
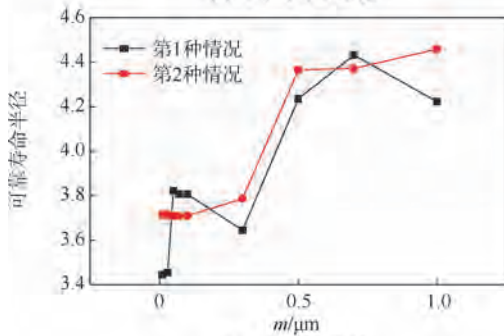


图6 两种情况下不同  $m$  值对应的扩散系数  
Fig. 6 Diffusion coefficients under different  $m$  values in two cases



(a) 可靠寿命中心值



(b) 可靠寿命半径

图7 两种情况下不同  $m$  值对应的可靠度  $R=0.9$  的可靠寿命中心值和半径

Fig. 7 Center and radius of reliable lifetimes when  $R=0.9$  under different  $m$  values in two cases

对产品而言,实施加速试验的目的是确定其可靠性和寿命指标,通过给定不同  $m$  值下的  $\mu_0$  和  $\sigma$  值,代入式(5)和式(6),结果如图7(a)和图7(b)所示,第1种情况下不同  $m$  值对应的可靠寿命结果存在较大差异,而第2种情况下结果较为平稳.而对于可靠寿命半径,两种情况下都随着  $m$  值降低而显著减少,因此为了保证寿命评估结果的合理性,需尽可能消除测量中的认知不确定性,减少人员参与.

## 4 结论

本文考虑加速退化数据是非精确情况,采用

区间回归分析方法给出了区间型加速退化试验数据的可靠性和寿命评估方法.主要结论有:

1) 退化数据测量由于人为因素和设备等原因,存在主观认知不确定性和系统随机不确定性,在实际加速试验中应尽量减少人员参与,尽可能地消除测量中存在的认知不确定性.

2) 数值案例表明:与寿命评估有关的模型参数,即漂移系数  $\mu_0$  和扩散系数  $\sigma$  均受测量不确定性的影响,降低不确定性水平能够使得模型参数更为可信.

3) 加速试验的寿命评估结果受测量不确定性的影响,且随着认知不确定性的降低,评估结果的不确定性也随之降低.因此,在试验过程和结果处理中需考虑和消除此影响.

## 参考文献 (References)

- [1] Nelson W B. Accelerated testing: Statistical models, test plans, and data analysis [M]. New York: John Wiley & Sons, 2009: 493-544.
- [2] Meeker W Q, Escobar L A, Lu C J. Accelerated degradation tests: Modeling and analysis [J]. Technometrics, 1998, 40(2): 89-99.
- [3] 邓爱民,陈循,张春华,等.加速退化试验技术综述[J].兵工学报,2007,28(8):1002-1007.  
Deng A M, Chen X, Zhang C H, et al. A comprehensive review of accelerated degradation testing [J]. Acta Armamentarii, 2007, 28(8): 1002-1007 (in Chinese).
- [4] Wang Z, Huang H Z, Du L. Reliability analysis on competitive failure processes under fuzzy degradation data [J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(3): 2964-2973.
- [5] Gonzalez-Gonzalez D S, Alejo R J P, Cantu-Sifuentes M, et al. A non-linear fuzzy regression for estimating reliability in a degradation process [J]. Applied Soft Computing, 2014, 16: 137-147.
- [6] Alefeld G, Mayer G. Interval analysis: Theory and applications [J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 121(1-2): 421-464.
- [7] Tanaka H, Lee H. Interval regression analysis by quadratic programming approach [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 1998, 6(4): 473-481.
- [8] 王军,邱志平,王晓军.应力强度因子的区间分析方法[J].航空学报,2008,29(3):611-615.  
Wang J, Qiu Z P, Wang X J. Interval analysis for stress intensity factors [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 611-615 (in Chinese).
- [9] Yu I T, Chang C L. Applying Bayesian model averaging for quantile estimation in accelerated life tests [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(1): 74-83.
- [10] Chateaufneuf A. Accelerated life testing and degradation modeling [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 131: 228.
- [11] Ye Z S, Xie M. Stochastic modelling and analysis of degradation

- for highly reliable products [J]. *Applied Stochastic Models in Business and Industry*, 2014, 31(1):13-32.
- [12] Park C, Padgett W J. Stochastic degradation models with several accelerating variables [J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2006, 55(2):379-390.
- [13] Pan Z Q, Balakrishnan N. Multiple-steps step-stress accelerated degradation modeling based on Wiener and Gamma processes [J]. *Communications in Statistics-Simulation and Computation*, 2010, 39(7):1384-1402.
- [14] Li X Y, Jiang T M, Sun F Q, et al. Constant stress ADT for superluminescent diode and parameter sensitivity analysis [J]. *Eksploatacja I Niezawodnosć-Maintenance and Reliability*, 2010 (2):21-26.
- [15] Wang X, Jiang P, Guo B, et al. Real-time reliability evaluation with a general Wiener process-based degradation model [J]. *Quality and Reliability Engineering International*, 2014, 30(2):205-220.
- [16] Escobar L A, Meeker W Q. A review of accelerated test models [J]. *Statistical Science*, 2006, 21(4):552-577.
- [17] Chhikara R S, Folks J L. *The inverse Gaussian distribution: Theory, methodology, and applications* [M]. New York: CRC Press, 1988:23-29.
- [18] Meeker W Q, Escobar L A. *Statistical methods for reliability data* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1998:631.

## Evaluation method for accelerated degradation testing with interval analysis

LIU Le<sup>1,2</sup>, LI Xiaoyang<sup>\*1,2</sup>, JIANG Tongmin<sup>1</sup>

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

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Traditional evaluation methods of accelerated degradation testing (ADT) are based on precise degradation data to conduct reliability and lifetime assessment. However, with interfere of the uncertainties from human factors, the test data can be imprecise represented by interval rather than precise data. Under this consideration, an interval analysis method for ADT evaluation was proposed based on Wiener process, which included possibility and necessity models. Interval regression method was firstly used to transfer the problems of modeling interval degradation data under different accelerated stress levels into quadratic programming problems. The interval drift coefficients under different stress levels with possibility model and diffusion coefficient were obtained. Then the interval drift coefficients were extrapolated to normal stress condition with accelerated model under necessity model, and further to analyze the relationship between measurement uncertainty and reliability and lifetime evaluation results. Finally, the numerical study was used to present and verify the proposed methodology, and conduct uncertainty sensitivity analysis. The results show that both reliability and lifetime evaluation results are effected by epistemic uncertainty of measurement, and their correctness can be ensured with decreasing epistemic uncertainty.

**Key words:** accelerated degradation testing (ADT); interval analysis; reliability; life evaluation; epistemic uncertainty; sensitivity analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0822

# 变构型多操纵面 RLV 进场着陆轨迹优化设计

郝现伟<sup>1</sup>, 王勇<sup>\*1</sup>, 杨业<sup>2</sup>, 郭涛<sup>2</sup>

(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. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

**摘 要:** 针对变构型多操纵面可重复使用飞行器(RLV)的进场着陆问题,提出了一种进场着陆轨迹设计方法.将进场着陆轨迹分为深下滑着陆轨迹和拉平着陆轨迹;考虑了气动舵面可操纵偏转限制及深下滑拟平衡约束条件,对深下滑着陆轨迹进行了优化设计;考虑了RLV气动舵面调节余量和构型变化过程,以起落架放下时间、拉平法向过载及接地状态为约束,基于RLV动力学方程,采用轨迹推演的方法对拉平着陆轨迹进行了优化设计.深下滑着陆轨迹和拉平着陆轨迹组成完整的进场着陆轨迹,所设计的着陆轨迹综合考虑了多种约束条件,提高了着陆过程平稳性和安全性.

**关键词:** 可重复使用飞行器;起落架;多操纵面;轨迹推演;进场着陆轨迹

**中图分类号:** V417<sup>+</sup>.6; V249.32

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2232-08

进场着陆段是可重复使用飞行器(RLV)整个飞行过程的最后阶段,也是安全事故频发的阶段<sup>[1-3]</sup>.在进场着陆段,RLV能否安全着陆不仅和设计的着陆飞行控制律相关,也和设计的着陆轨迹相关<sup>[4-7]</sup>.由于合理的进场着陆飞行轨迹将使RLV进场着陆具有较好的可控性,并对飞行状态误差及风扰动具有较强的适应性<sup>[5]</sup>,因此进场着陆轨迹的优化设计是RLV进场着陆的关键技术.

有关无动力飞行器着陆轨迹设计的研究,吸引了国内外学者的广泛关注.文献[3]针对X-34通过解决两点边界值问题,采用轨迹推演计算方法设计了进场着陆轨迹.文献[6-7]针对RLV通过轨迹几何参数迭代并采用轨迹拓展的方法设计了能量管理段和进场着陆段的轨迹.文献[8]针对某RLV应用能量分析法对能量消耗进行分析,设计了包括S型转弯段、航向校正圆柱过渡段和

下滑拉平着陆段的投放轨迹.文献[9]采用hp自适应伪谱法对无动力飞行器的着陆轨迹进行了设计.然而现有的文献在设计着陆轨迹的过程中,通常不考虑气动舵面对着陆轨迹的影响,不考虑RLV在着陆全程是否有足够的舵面调节余量,也不考虑飞行器的构型变化引起的气动特性变化对着陆性能的影响,甚至忽略了RLV沿设计的轨迹飞行是否有足够的时间放下起落架(包括正常放下和故障情况下应急放下)等重要因素.但飞行器的气动舵面偏转可操纵范围、构型变化及起落架放下过程却对于飞行器能否安全着陆具有较大影响<sup>[10-12]</sup>,因此设计着陆轨迹时不可忽略.

常规飞机着陆轨迹通常采用下滑/指数拉平形式,而对于航天飞机、X-34、X-37B等具有小升阻比、无动力特性的高超声速飞行器的进场着陆轨迹常采用深下滑/圆弧拉起/指数拉起/浅下滑

收稿日期: 2014-12-29; 录用日期: 2015-04-03; 网络出版时间: 2015-05-21 14:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1453.004.html

基金项目: 总装预研重点项目(9140A25030109HK0103)

作者简介: 郝现伟(1985—),男,山东聊城人,博士研究生,haowx\_1220@163.com

\* 通讯作者: 王勇(1966—),男,湖北襄阳人,研究员,wy\_buaa@sina.com,主要研究方向为无人驾驶飞行器飞行控制.

**引用格式:** 郝现伟, 王勇, 杨业, 等. 变构型多操纵面 RLV 进场着陆轨迹优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2232-2239. Hao X W, Wang Y, Yang Y, et al. Optimization design of approach and landing trajectory for variable configuration RLV with multi-control surfaces [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2232-2239 (in Chinese).

形式<sup>[13]</sup>. 本文针对变构型多操纵面 RLV, 考虑气动舵面调节余量和构型变化对飞行器着陆性能的影响, 在对起落架放下时间、拉平法向过载及接地动压进行约束限制的情况下, 基于质点动力学方程优化设计深下滑着陆轨迹和由圆弧拉起/指数拉起/浅下滑轨迹组成的拉平着陆轨迹.

## 1 进场着陆轨迹

RLV 进场着陆轨迹由深下滑段着陆轨迹和拉平段着陆轨迹组成, 其中深下滑段着陆轨迹是一条斜直线, 拉平段着陆轨迹是由 3 条平滑连接的曲线组成, 分别为圆弧拉起轨迹、指数拉起轨迹和浅下滑轨迹, 着陆轨迹如图 1 所示. 在深下滑段 RLV 以固定的轨迹倾角保持恒定的动压, 拟平衡下滑飞行. 为了使 RLV 接地升降速度较小, RLV 接地时需有较小的轨迹倾角. 圆弧拉起段的作用是逐渐减小轨迹倾角, 使深下滑段较大的轨迹倾角过渡到浅下滑段较小的轨迹倾角. 为避免圆弧拉起段过渡到浅下滑段时引起法向加速度突跳, 引入指数拉起段, 以使法向加速度平稳过渡到浅下滑段<sup>[3]</sup>.

图 1 中, 在地面坐标系  $O_d x_d y_d z_d$  中建立 RLV 进场着陆轨迹, 原点  $O_d$  为理论接地点,  $O_d x_d$  沿跑道中心线与着陆方向同向,  $O_d y_d$  在含跑道中心线的铅垂面内指向上方,  $O_d z_d$  由右手螺旋法则确定.  $A$  点为深下滑起始点;  $E$  点为浅下滑轨迹的结束点, 在轴  $O_d y_d$  上;  $B$  点、 $C$  点、 $D$  点分别为相邻两条轨迹的交点;  $O$  点为圆弧圆心;  $r$  为圆弧半径; 点  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $D$ 、 $E$ 、 $O$  的坐标分别为  $(R_0, H_0)$ 、 $(R_1, H_1)$ 、 $(R_2, H_2)$ 、 $(R_3, H_3)$ 、 $(R_4, H_4)$ 、 $(a, b)$ ; 点  $B$ 、 $C$ 、 $E$  处的轨迹倾角分别为  $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$ .

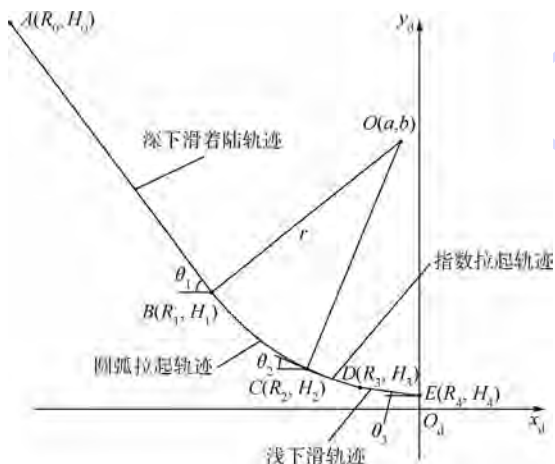


图 1 RLV 进场着陆轨迹

Fig. 1 RLV approach and landing trajectory

着陆轨迹的相邻轨迹平滑连接, 其数学表达式是高度对距理想接地点距离的分段连续函数.

深下滑着陆轨迹:

$$y_d = (x_d - R_1) \tan \theta_1 + H_1 \quad x_d \leq R_1 \quad (1)$$

圆弧拉起轨迹:

$$y_d = -\sqrt{r^2 - (x_d - a)^2} + b \quad R_1 < x_d \leq R_2 \quad (2)$$

指数拉起轨迹:

$$y_d = a_1 e^{a_2 x_d} + a_3 \quad R_2 < x_d \leq R_3 \quad (3)$$

浅下滑轨迹:

$$y_d = x_d \tan \theta_3 + H_4 \quad R_3 < x_d \quad (4)$$

## 2 RLV 多操纵面配置与控制

RLV 进场着陆, 无动力为其特点, 通过操纵相关舵面实现着陆飞行. RLV 一般具有多操纵面, 包括左右 V 尾、左右副翼、阻力板和体襟翼, 如图 2 所示.

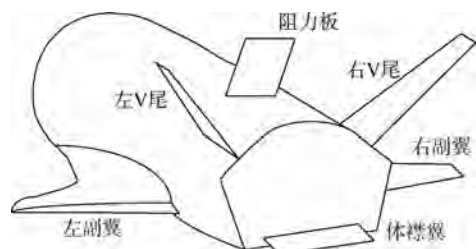


图 2 RLV 气动外形

Fig. 2 RLV aerodynamic configuration

图 2 中, 左右 V 尾异向偏转实现升降舵 ( $\delta_e$ ) 操纵功能, 同向偏转实现方向舵 ( $\delta_r$ ) 操纵功能; 左右副翼同向偏转实现襟翼 ( $\delta_{ca}$ ) 操纵功能, 异向偏转实现副翼 ( $\delta_a$ ) 操纵功能; 体襟翼 ( $\delta_{bf}$ ) 置于适当的位置, 起增升和配平作用.

RLV 进场着陆过程中, 通过控制升降舵偏转, 改变迎角, 从而改变升力, 实现高度跟踪控制; 通过阻力板 ( $\delta_{sb}$ ) 偏转来改变飞行器阻力, 实现速度控制.

在深下滑段, 升降舵和阻力板偏角应尽量靠近中立位置, 以便在飞行器具有气动参数误差及风干扰情况下, 飞行器仍具有足够的控制操纵能力. 因此在设计深下滑着陆轨迹时, 应考虑相应舵面的偏转位置.

在拉平段, 为增升需要, 襟翼将逐渐增加偏角, 起落架在满足飞行状态条件后开始释放, 应保证在接地前起落架释放到位. 襟翼偏角变化和起落架释放称为构型变化. 构型变化对飞行器的气动有较大的影响, 因此在着陆轨迹设计时应考虑构型变化.

### 3 深下滑着陆轨迹

#### 3.1 深下滑拟平衡方程

由于RLV的升阻比较小,其下滑倾角通常较大<sup>[14-15]</sup>.在深下滑段,RLV以较大的下滑角固定的动压直线下滑,纵向所受的力包括升力 $Y$ 、阻力 $X$ 和自身重力 $mg$ ,受力分析如图3所示.图3中, $x_1$ 为机体轴系的 $x$ 轴,沿机身轴线或机翼平均气动弦线指向前方; $x_q$ 为气流轴系的 $x$ 轴,沿飞行速度矢量 $V$ 指向前方.

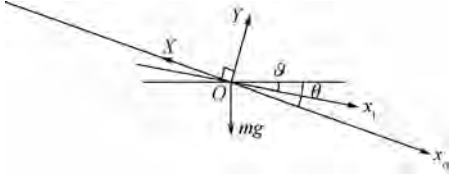


图3 深下滑段RLV受力分析

Fig. 3 Force analysis for RLV in steep-glide phase

根据理论力学刚体质心动力学和运动学理论,在气流坐标系中建立质心动力学方程:

$$m \frac{dV}{dt} = -C_x q S - mg \sin \theta \quad (5)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = C_y q S - mg \cos \theta \quad (6)$$

式中:动压 $q = \rho V^2 / 2$ , $\rho$ 为空气密度, $V$ 为速度; $m$ 、 $g$ 、 $S$ 和 $\theta$ 分别为质量、重力加速度、机翼面积、下滑轨迹倾角; $C_x$ 和 $C_y$ 分别为阻力系数和升力系数.

根据刚体转动动力学定理,在机体坐标系中建立绕质心转动的动力学方程:

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = m_z q S b_A \quad (7)$$

式中: $\omega_z$ 为俯仰角速度; $b_A$ 为机翼的平均气动弦长; $I_z$ 和 $m_z$ 分别为飞行器绕机体轴 $Oz_1$ 的转动惯量和俯仰力矩系数.

将动压 $q$ 对时间 $t$ 求导得

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \rho' \dot{h} V^2 + \rho V \dot{V} \quad (8)$$

式中: $\rho'$ 为空气密度 $\rho$ 对高度 $h$ 的导数.

将式(8)代入式(5),整理得

$$\dot{q} = \dot{h} \left[ \left( \frac{\rho'}{\rho} - \frac{\rho S C_x}{m \sin \theta} \right) q - \rho g \right] \quad (9)$$

RLV以固定的动压 $q$ 直线下滑,则RLV满足以下关系:

$$\dot{\theta} = \frac{C_y q S}{mV} - \frac{g \cos \theta}{V} = 0 \quad (10)$$

$$\dot{q} = \dot{h} \left[ \left( \frac{\rho'}{\rho} - \frac{\rho S C_x}{m \sin \theta} \right) q - \rho g \right] = 0 \quad (11)$$

RLV在下滑过程中纵向合力矩为0,则

$$m_z q S b_A = 0 \quad (12)$$

式(10)~式(12)构成深下滑拟平衡条件.

系数 $C_x$ 、 $C_y$ 、 $m_z$ 与飞行器起落架状态、迎角及各气动舵面偏角相关.

#### 3.2 深下滑着陆轨迹优化设计

在设计深下滑着陆轨迹时,RLV横侧向状态量和舵面偏角均为0.设计深下滑轨迹的过程即寻找合适的参数 $q$ 、 $\theta$ 、 $\alpha$ 、 $\delta_e$ 、 $\delta_{ca}$ 、 $\delta_{bf}$ 、 $\delta_{sb}$ 使得深下滑拟平衡条件成立,同时各气动舵面配平偏角尽量靠近中立位置.

为使各气动舵面有充足的偏转空间,分别将升降舵俯仰力矩中值位 $\delta_e^*$ 、阻力板阻力中值位 $\delta_{sb}^*$ 、襟翼的中立位置、体襟翼的中立位置作为基准值.将各气动舵面偏离基准值的程度作为待优化的性能指标,因此优化目标函数为

$$f_{obj} = k_1 (\delta_e - \delta_e^*)^2 + k_2 \delta_{ca}^2 + k_3 (\delta_{sb} - \delta_{sb}^*)^2 + k_4 \delta_{bf}^2 \quad (13)$$

式中: $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$ 、 $k_4$ 分别为加权系数.

参数 $q$ 、 $\theta$ 、 $\alpha$ 、 $\delta_e$ 、 $\delta_{ca}$ 、 $\delta_{bf}$ 、 $\delta_{sb}$ 的取值范围如下:

$$q_{min} \leq q \leq q_{max}$$

$$\theta_{min} \leq \theta \leq \theta_{max}$$

$$\alpha_{min} \leq \alpha \leq \alpha_{max}$$

$$\delta_{emin} \leq \delta_e \leq \delta_{emax}$$

$$\delta_{eamin} \leq \delta_{ca} \leq \delta_{eamax}$$

$$\delta_{bfmin} \leq \delta_{bf} \leq \delta_{bfmax}$$

$$\delta_{sbmin} \leq \delta_{sb} \leq \delta_{sbmax}$$

其中: $*_{min}$ 和 $*_{max}$ 分别代表相应参数可能的最小值和最大值.

采用遗传算法在取值范围内进行寻优,在满足约束条件式(10)~式(12)的情况下,使得目标函数最小.

深下滑着陆轨迹参数 $H_1$ 和 $R_1$ 与拉平轨迹相关,在拉平着陆轨迹的优化设计过程中确定.

### 4 拉平着陆轨迹

#### 4.1 拉平着陆轨迹生成

对于进场着陆轨迹,相邻两段的着陆轨迹平滑连接,即连接点处轨迹倾角、高度和距原点的距离均相同.根据几何关系建立以下方程:

$$R_1 = a + r \cos \left( \frac{3\pi}{2} + \theta_1 \right) \quad (14)$$

$$H_1 = b + r \sin \left( \frac{3\pi}{2} + \theta_1 \right) \quad (15)$$

$$R_2 = a + r \cos \left( \frac{3\pi}{2} + \theta_2 \right) \quad (16)$$

$$H_2 = b + r \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_2\right) \quad (17)$$

$$H_2 = b - \sqrt{r^2 - (R_2 - a)^2} \quad (18)$$

$$H_2 = a_1 e^{a_2 R_2} + a_3 \quad (19)$$

$$H_3 = a_1 e^{a_2 R_3} + a_3 \quad (20)$$

$$H_3 = R_3 \tan \theta_3 + H_4 \quad (21)$$

$$\tan \theta_2 = \frac{R_2 - a}{\sqrt{r^2 - (R_2 - a)^2}} \quad (22)$$

$$\tan \theta_2 = a_1 a_2 e^{a_2 R_2} \quad (23)$$

$$\tan \theta_3 = a_1 a_2 e^{a_2 R_3} \quad (24)$$

$$\frac{1}{r} = \frac{a_2 \tan \theta_2}{(1 + \tan^2 \theta_2)^{\frac{3}{2}}} \quad (25)$$

式中:  $H_4$  为 RLV 接地时重心高度; 圆弧半径  $r$  由 RLV 进入圆弧拉起点的飞行速度  $V_{\text{keirc}}$  及法向加速度  $a_{\text{yeirc}}$  确定, 即

$$r = V_{\text{keirc}}^2 / a_{\text{yeirc}} \quad (26)$$

其中:  $V_{\text{keirc}} = \sqrt{2q_1 / \rho(H_1)}$ ,  $q_1$  为拉平起始点动压.

对于浅下滑轨迹倾角  $\theta_3$ ,  $\theta_3$  和飞行器接地地速  $V_{\text{dt}}$  及升降速度  $V_{\text{yt}}$  存在以下关系:

$$V_{\text{yt}} = V_{\text{dt}} \sin \theta_3 \quad (27)$$

根据接地性能要求, 综合考虑飞行器允许最大接地地速  $V_{\text{dtmax}}$ 、允许最大接地升降速度  $V_{\text{ytmx}}$ , 确定参数  $\theta_3$  的值.

由方程式 (14) ~ 式 (26) 推导出未知参数  $H_1$ 、 $H_3$ 、 $\theta_2$ 、 $a_{\text{yeirc}}$ 、 $r$ 、 $a$ 、 $b$ 、 $a_1$ 、 $a_2$ 、 $a_3$ 、 $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$  之间的关系式:

$$a_{\text{yeirc}} = \frac{\Gamma_1 + \Gamma_2}{H_3 - H_1} \quad (28)$$

$$r = \frac{V_{\text{keirc}}^2}{a_{\text{yeirc}}} \quad (29)$$

$$b = H_1 - r \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_1\right) \quad (30)$$

$$R_3 = \frac{H_3 - H_4}{\tan \theta_3} \quad (31)$$

$$a_2 = \frac{(1 + \tan^2 \theta_2)^{\frac{3}{2}}}{r \tan \theta_2} \quad (32)$$

$$a_1 = \frac{1}{a_2 e^{a_2 R_3}} \tan \theta_3 \quad (33)$$

$$a_3 = H_3 - a_1 e^{a_2 R_3} \quad (34)$$

$$R_2 = \frac{1}{a_2} \ln\left(\frac{\tan \theta_2}{\tan \theta_3}\right) + R_3 \quad (35)$$

$$a = R_2 - r \cos\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_2\right) \quad (36)$$

$$R_1 = a + r \cos\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_1\right) \quad (37)$$

式中:  $\Gamma_1 = V_{\text{keirc}}^2 \left( \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_2\right) - \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \theta_1\right) \right)$

$$\Gamma_2 = \frac{V_{\text{keirc}}^2 \tan \theta_2 (\tan \theta_3 - \tan \theta_2)}{(1 + \tan^2 \theta_2)^{\frac{3}{2}}}$$

由上述关系式可知, 确定参数  $H_1$ 、 $H_3$ 、 $\theta_2$ , 即可求出  $a_{\text{yeirc}}$ 、 $r$ 、 $a$ 、 $b$ 、 $a_1$ 、 $a_2$ 、 $a_3$ 、 $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$  的值, 进而可以生成一条拉平着陆轨迹.

#### 4.2 拉平着陆轨迹推演

第 4.1 节给出了拉平着陆轨迹相关参数之间的关系式, 只要确定参数  $H_1$ 、 $H_3$ 、 $\theta_2$  后, 即可生成一条拉平着陆轨迹. RLV 沿该轨迹飞行是否满足着陆要求, 需基于质点动力学方程通过轨迹推演的方法来判断. 对于任意一条拉平着陆轨迹, 可把高度划分为若干等份, 对于每等份高度点, 仅存在唯一的动压及迎角使飞行器达到瞬时平衡. 对每条着陆轨迹, 飞行器接地动压唯一.

以下将 RLV 在速度轴系中的质点动力学方程由基于时间的质点动力学方程转换成基于高度的质点动力学方程, 整理式 (6) 和式 (9) 得

$$\frac{dq}{dh} = \left[ \left( \frac{\rho'}{\rho} - \frac{\rho S C_x}{m \sin \theta} \right) q - \rho g \right] \quad (38)$$

$$\frac{d\theta}{dh} = \frac{\rho}{2 \sin \theta} \left( \frac{C_y S}{m} - \frac{g \cos \theta}{q} \right) \quad (39)$$

整理式 (39) 得

$$q = \frac{mg \cos \theta}{C_y S - 2m \sin \theta \theta' / \rho} \quad (40)$$

式中:  $\theta' = d\theta/dh$  为轨迹倾角对高度的导数,  $\theta$  与  $\theta'$  的表达式分别为

$$\theta = \arctan\left(\frac{dh}{dx}\right) \quad (41)$$

$$\frac{d\theta}{dh} = \frac{\cos^2 \theta}{\tan \theta} \frac{d^2 h}{dx^2} \quad (42)$$

那么对于圆弧拉起轨迹、指数拉起轨迹和浅下滑轨迹关于轨迹倾角  $\theta$  和轨迹倾角对高度的导数  $\theta'$  的数学表达式分别为

圆弧拉起轨迹:

$$\theta = \arctan\left(\frac{\sqrt{r^2 - (h - b)^2}}{h - b}\right)$$

$$\theta' = -\frac{1}{(h - b) \tan \theta}$$

指数拉起轨迹:

$$\theta = \arctan(a_1 a_2 e^{a_2 x})$$

$$\theta' = \frac{\cos^2 \theta}{\tan \theta} a_1 a_2 e^{a_2 x}$$

由于  $x = \ln((h - a_3)/a_1)/a_2$ , 则

$$\theta = \arctan(a_2 (h - a_3))$$

$$\theta' = \frac{\cos^2 \theta}{\tan \theta} a_2^2 (h - a_3)$$

浅下滑轨迹:

$$\theta = \theta_3$$

$$\theta' = 0$$

可见动压  $q$  及动压对高度的导数  $q'$  仅与高度  $h$  和力系数  $C_x$ 、 $C_y$  相关,其中  $C_x$ 、 $C_y$  与飞行器起落架状态、迎角  $\alpha$  及各气动舵面偏角相关.

将拉平段的高度等分为  $n$  份,每等份的高度增量为  $\Delta h$ ,第  $k$  等份对应的高度为

$$h(k) = (n - k)\Delta h \quad k=0,1,\dots,n \quad (43)$$

高度  $h(k)$  处动压  $q(k)$  的求法有两种方式,分别为基于式(38)和式(40),其中基于式(38)计算的动压为

$$q(k) = q(k-1) + (q'(k-1) + q'(k)) \frac{\Delta h}{2} \quad (44)$$

式中: $q(k-1)$ 、 $q'(k-1)$  分别为前一个高度的动压和动压对高度的导数; $q(k)$ 、 $q'(k)$  分别为当前高度的动压和动压对高度的导数.

高度  $h(k)$  处地速为

$$V_d(k) = \sqrt{2q(k)/\rho(h(k))} \quad (45)$$

已知高度  $h(k)$  处的轨迹倾角  $\theta(k)$ ,则升降速度为

$$V_y(k) = V_d(k) \sin(\theta(k)) \quad (46)$$

则 RLV 高度降低  $\Delta h$  的时间为

$$\Delta T(k) = \frac{\Delta h}{V_y(k)} \quad (47)$$

RLV 沿拉平着陆轨迹的飞行时间为

$$t = \sum_{k=0}^n \Delta T(k) \quad (48)$$

在进行轨迹推演时,随着陆进程的推进,各气动舵面偏角和起落架角度将发生变化,变化过程如下:

当 RLV 进入拉平段时,升降舵、襟翼、体襟翼和阻力板的偏角将由当前时刻对应的值经过规定的时间线性地偏至规定值,之后保持不变,各舵面偏角的变化过程为

$$\delta^* =$$

$$\begin{cases} \delta_{sh}^* & t \leq T_{lp0} \\ \frac{\delta_{lp}^* - \delta_{sh}^*}{T_{dm}}(t - T_{lp0}) + \delta_{sh}^* & T_{lp0} < t \leq T_{lp0} + T_{dm} \\ \delta_{lp}^* & T_{lp0} + T_{dm} < t \end{cases} \quad (49)$$

式中: $T_{lp0}$  为飞行器进入拉平段的时刻; $T_{dm}$  为舵面偏角变化时间; $\delta_{sh}^*$  为飞行器进入下滑段时刻各舵面对应的偏角; $\delta_{lp}^*$  为飞行器进入拉平段后各气动舵面的规定值.

考虑到 RLV 在拉平段的升阻比相比深下滑

段变得更小,为减缓飞行器动压降低过快,致使迎角过大,则阻力板偏角将变小,以减小飞行器阻力;襟翼和体襟翼偏角将下偏至某个角度,以增加飞行器升力.

在拉平段,当 RLV 动压小于允许放下起落架最大动压  $q_g$  时,起落架开始放下,起落架状态由收起状态匀速放下,起落架角度变化过程为

$$\delta_g =$$

$$\begin{cases} \delta_{g0} & t \leq T_{g0} \\ \frac{\delta_{gmax} - \delta_{g0}}{T_{gfx}}(t - T_{g0}) + \delta_{g0} & T_{g0} < t \leq T_{g0} + T_{gfx} \\ \delta_{gmax} & T_{g0} + T_{gfx} < t \end{cases} \quad (50)$$

式中: $T_{g0}$  为起落架满足放下条件的时刻; $T_{gfx}$  为起落架放下时间; $\delta_{g0}$  为起落架收起状态角度; $\delta_{gmax}$  为起落架放下状态角度.

可见各气动舵面偏角及起落架角度与时间  $t$  相关,而时间  $t$  又与高度  $h$  相关,因此各气动舵面偏角及起落架角度与高度  $h$  相关.

对于第  $k$  个高度点,高度  $h(k)$  可求,时间  $t$  可求,则该高度点的轨迹倾角、轨迹倾角对高度的导数、各舵面偏角及起落架角度均可求.此时该高度点的力系数  $C_x(k)$ 、 $C_y(k)$  变为仅关于迎角  $\alpha(k)$  的函数,基于式(40)计算的动压  $q_{ix}(k)$  和基于式(44)计算的动压  $q_{qx}(k)$  也变为仅关于迎角  $\alpha(k)$  的函数.由于

$$q_{ix}(k) = q_{qx}(k) \quad (51)$$

则式(51)是自变量为  $\alpha(k)$  的一元非线性方程.采用 MATLAB 中函数 `fsolve()` 解非线性方程.求得迎角  $\alpha(k)$ ,即可得到动压  $q(k)$ ,进而可得到法向过载为

$$n_y(k) = \frac{C_y(k)q(k)S}{mg} \quad (52)$$

假设 RLV 在高度  $h(i)$  处动压  $q(i) \leq q_g$ ,满足起落架放下条件,起落架开始释放,记起落架开始放至 RLV 接地的时间为  $T_g$ ,即

$$T_g = T_t - T_{g0} \quad (53)$$

式中: $T_t$  为飞行器接地时刻.

从拉平起始点开始逐个高度点依次推演,直到接地.在轨迹推演过程中,保存每个高度点对应的法向过载  $n_y$ ,推演结束后,采用 MATLAB 中函数 `max()` 得到拉平最大法向过载  $n_{y,max}$ .记录最大法向过载  $n_{y,max}$ 、接地动压  $q_t$ 、起落架开始放至 RLV 接地的时间  $T_g$ ,为下一步拉平着陆轨迹优化设计做准备.

拉平着陆轨迹推演过程如图 4 所示.

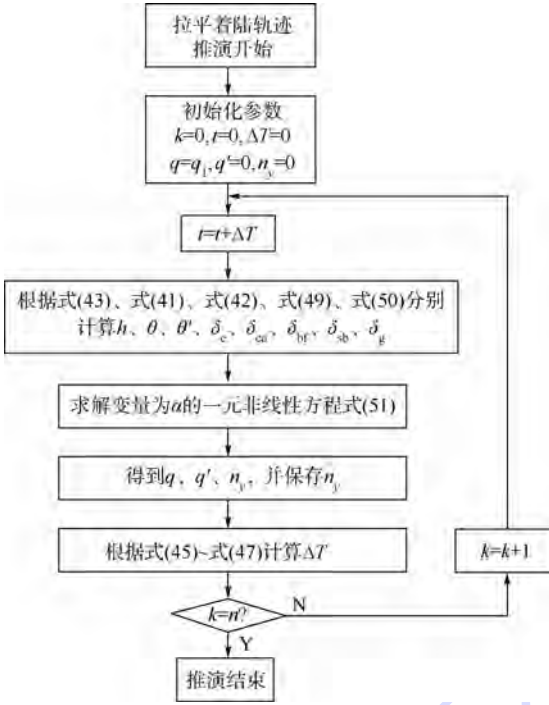


图4 拉平着陆轨迹推演过程

Fig. 4 Process of flare landing trajectory propagation

### 4.3 拉平着陆轨迹优化设计

设计最优拉平着陆轨迹的过程即为选取合适的参数  $H_1$ 、 $H_3$ 、 $\theta_2$ , 根据式(28)~式(37)求得着陆轨迹相关参数, 并结合着陆轨迹方程式(1)~式(4)生成着陆轨迹, RLV 沿该轨迹着陆, 需保证 RLV 在接地前有足够的时间放下起落架, 从起落架开始放下至 RLV 接地的时间  $T_g$  不小于规定时间  $T_{gLx}$ , 并且与其他轨迹相比, 沿该轨迹飞行的最大法向过载  $n_{y\max}$  最小, 同时沿该轨迹飞行的接地动压  $q_i$  为理想接地动压  $q_d$ . 因此, 可将设计最优拉平着陆轨迹的过程转换为多参数多约束优化设计问题.

优化目标函数为

$$f_{\text{obj}} = \min \{ n_{y\max} \} \quad (54)$$

多约束条件为

$$\begin{cases} H_{1\min} \leq H_1 \leq H_{1\max} \\ H_{3\min} \leq H_3 \leq H_{3\max} \\ \theta_1 < \theta_2 < \theta_3 \\ T_g \geq T_{gLx} \\ q_i = q_d \end{cases} \quad (55)$$

式中:  $H_{1\min}$ 、 $H_{1\max}$  分别为拉平起始点高度可能的最小值和最大值;  $H_{3\min}$ 、 $H_{3\max}$  分别为浅下滑轨迹起始点高度可能的最小值和最大值, 这些值在优化前根据具体情况设定.

采用遗传算法在取值范围内进行寻优, 在满足多约束条件(式(55))的情况下, 使得优化目标

函数(式(54))最小.

理想接地动压  $q_d$  由理想接地状态得到. RLV 在接地时刻理想情况下其法向达到瞬时平衡, 即法向加速度近似为  $0 \text{ m/s}^2$ , 则

$$C_y(\alpha_d, \delta^{**}) q_d S - mg \cos \theta_3 \approx 0 \quad (56)$$

那么

$$q_d \approx \frac{mg \cos \theta_3}{C_y(\alpha_d, \delta^{**}) S}$$

式中:  $\alpha_d$  为理想接地迎角;  $\delta^{**}$  为接地时刻各舵面偏角及起落架角度.

根据迎角、俯仰角和轨迹倾角之间的关系, 可知理想接地迎角:

$$\alpha_d = \vartheta_d - \theta_3 \quad (57)$$

式中:  $\vartheta_d$  为理想接地俯仰角.

理想接地俯仰角  $\vartheta_d$  的值可根据 RLV 接地要求来确定. 一般规定接地俯仰角  $\vartheta_d$  应处于  $[\vartheta_{\min}, \vartheta_{\max}]$  范围内, 可取  $\vartheta_d = (\vartheta_{\min} + \vartheta_{\max})/2$ , 则理想接地迎角  $\alpha_d$  可确定, 进而理想接地动压  $q_d$  也可确定.

## 5 算例

某多操纵面 RLV 深下滑起始高度为  $3000 \text{ m}$ , 接地时重心高度为  $1.3 \text{ m}$ .

按照第3节中方法设计深下滑着陆轨迹.

参数  $q$ 、 $\theta_1$ 、 $\alpha$ 、 $\delta_e$ 、 $\delta_{ea}$ 、 $\delta_{br}$ 、 $\delta_{sb}$  的取值范围分别为:  $q \in [9 \text{ kPa}, 12 \text{ kPa}]$ ,  $\theta_1 \in [-25^\circ, -13^\circ]$ ,  $\alpha \in [0^\circ, 18^\circ]$ ,  $\delta_e \in [-30^\circ, 30^\circ]$ ,  $\delta_{ea} \in [-30^\circ, 30^\circ]$ ,  $\delta_{br} \in [-20^\circ, 20^\circ]$ ,  $\delta_{sb} \in [0^\circ, 80^\circ]$ .

升降舵俯仰力矩中值位  $\delta_e^*$ 、阻力板阻力中值位  $\delta_{sb}^*$  分别为  $-2.6^\circ$ 、 $38^\circ$ , 则优化目标函数为

$$f_{\text{obj}} = k_1 (\delta_e - (-2.6)) ^2 + k_2 \delta_{ea}^2 + k_3 (\delta_{sb} - 38) ^2 + k_4 \delta_{br}^2$$

式中:  $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$ 、 $k_4$  的值均为 1.

采用遗传算法进行寻优, 在满足约束条件的情况下, 使目标函数最小. 优化结果为:  $q = 10536 \text{ Pa}$ ,  $\theta_1 = -18.3^\circ$ ,  $\alpha = 4.8^\circ$ ,  $\delta_e = -2.3^\circ$ ,  $\delta_{ea} = 0.5^\circ$ ,  $\delta_{br} = 0.2^\circ$ ,  $\delta_{sb} = 38.3^\circ$ .

按照第4节中方法优化设计拉平着陆轨迹.

根据 RLV 接地性能要求, 取轨迹倾角  $\theta_3$  为  $-1^\circ$ , 接地俯仰角为  $7^\circ$ , 则接地迎角、接地动压、接地地速、接地升降速度分别为  $8^\circ$ 、 $3469 \text{ Pa}$ 、 $81.5 \text{ m/s}$ 、 $1.4 \text{ m/s}$ . 允许起落架放下最大动压  $q_g$  为  $8 \text{ kPa}$ , 要求起落架开始放至 RLV 接地时间不小于  $21 \text{ s}$ . 拉平段阻力板偏角  $\delta_{sblp}$ 、襟翼偏角  $\delta_{calp}$ 、体襟翼偏角  $\delta_{bfp}$  分别为  $22^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $13^\circ$ , 舵面偏角变

化时间  $T_{dm}$  为 3 s. 起落架角度  $\delta_{g0}$ 、 $\delta_{gmax}$  分别为  $0^\circ$ 、 $90^\circ$ , 起落架放下时间  $T_{gtx}$  为 10 s. 参数  $H_1$ 、 $H_3$ 、 $\theta_2$  的取值范围为:  $H_1 \in [300 \text{ m}, 500 \text{ m}]$ ,  $H_3 \in [3 \text{ m}, 5 \text{ m}]$ ,  $\theta_2 \in (-18.3^\circ, -1^\circ)$ .

采用遗传算法进寻优, 轨迹参数优化结果为:  $H_1 = 386.77 \text{ m}$ ,  $H_3 = 4.12 \text{ m}$ ,  $\theta_2 = -5.21^\circ$ ,  $a_{y_{circ}} = 2.71 \text{ m/s}^2$ ,  $r = 7208.54 \text{ m}$ ,  $a = -580.23 \text{ m}$ ,  $b = 7230.74 \text{ m}$ ,  $R_1 = -2843.66 \text{ m}$ ,  $R_2 = -1234.81 \text{ m}$ ,  $R_3 = -161.55 \text{ m}$ ,  $a_1 = 8.83$ ,  $a_2 = -1.54 \times 10^{-3}$ ,  $a_3 = -7.21$ .

深下滑着陆轨迹和拉平着陆轨迹组成完整的进程着陆轨迹.

为检验本文的设计方法是否更优, 将本文提出的方法与文献[3]的设计方法进行比较. 文献[3]在设计着陆轨迹时没有考虑起落架的放下时间限制, 同时也没有考虑着陆过程最大法向过载

最小化的约束条件, 所设计的着陆轨迹如图 5 所示.

分别对采用本文方法设计的着陆轨迹和采用文献[3]方法设计的着陆轨迹进行着陆轨迹推演, 记录 RLV 动压  $q$ 、地速  $V_d$ 、升降速度  $V_y$ 、迎角  $\alpha$ 、俯仰角  $\vartheta$ 、法向过载  $n_y$  和起落开始架放下至 RLV 接地时间  $T_g$  等参数, 并画出各参数的响应曲线, 如图 6 所示.

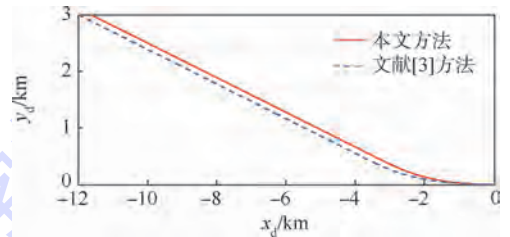


图 5 进场着陆轨迹

Fig. 5 Approach and landing trajectory

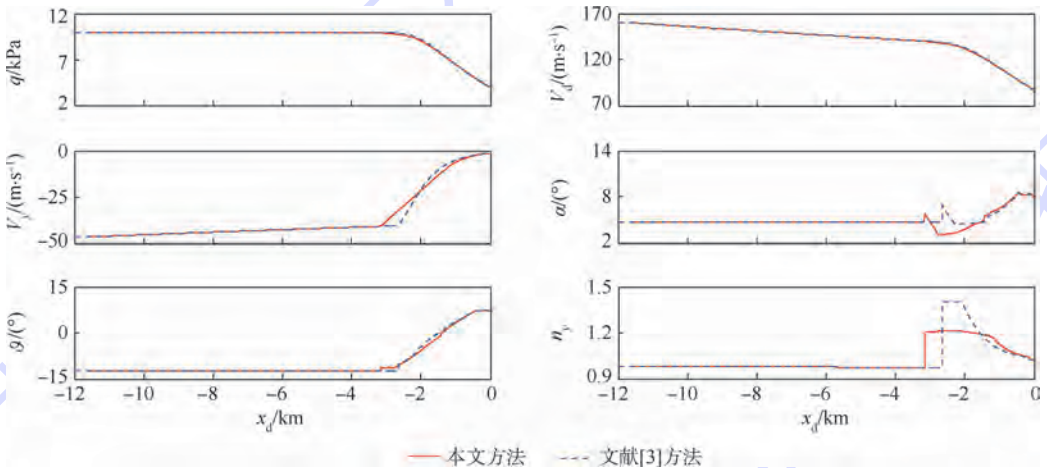


图 6 RLV 进场着陆响应曲线

Fig. 6 Response curves of approach and landing for RLV

由图 6 可见, 两条轨迹对应的接地状态相同, 均达到设计要求, 但本文方法设计的着陆轨迹对应的最大法向过载较小 (本文设计过载 1.21, 文献[3]过载 1.43), 拉平过程更平稳. 另外, RLV 沿本文方法设计的着陆轨迹飞行, 从起落架开始放下至 RLV 接地的时间为 21.7 s, 满足设计要求, 而沿文献[3]方法设计的着陆轨迹飞行对应的时间  $T_g$  仅为 16.3 s, 不满足设计要求. 因此起落架放下时间限制在着陆轨迹设计过程中是必须考虑的因素.

## 6 结论

本文着陆轨迹设计方法全面考虑了 RLV 的实际舵面操纵限制、构型变化过程、放起落架时间约束, 并保证着陆过程中过载最小.

1) 大的气动舵面调节余量有助于提高着陆过程飞行器对气动参数误差的适应能力, 以及抵抗风干扰的控制能力.

2) 对起落架放下时间的限制, 确保 RLV 接地前起落架释放到位.

3) 限制最大法向过载有利于提高 RLV 进场着陆的平稳性.

4) 考虑起落架角度及各气动舵面偏角的变化过程, 使所设计的轨迹更符合实际情况.

## 参考文献 (References)

- [1] Khapane P D. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(8): 611-619.
- [2] Khapane P D. Gear walk instability studies using flexible multi-body dynamics simulation methods in SIMPACK[J]. Aerospace

- Science and Technology,2006,10(1):19-25.
- [3] Barton G H, Tragesser S G. Autoland trajectory design for X-34[C]// AIAA Atmospheric Flight Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999: 15-30.
- [4] Hanson J M, Jones R E. Test results for entry guidance methods for space vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 960-966.
- [5] Hanson J M. A plan for advanced guidance and control technology for 2 nd generation reusable launch vehicles [ C ] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 1-9.
- [6] Kluever C A, Horneman K R. Terminal trajectory planning and optimization for an unpowered reusable launch vehicle[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 1-23.
- [7] Kluever C A. Unpowered approach and landing guidance with normal acceleration limitations [ J ]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 882-885.
- [8] 杨帆,张曙光. 某 RLV 飞行器投放轨迹的设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(8): 843-847.  
Yang F, Zhang S G. Design and analysis on dropping trajectories of RLV configuration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(8): 843-847 (in Chinese).
- [9] 王宏伦,裴云峰,倪少波,等. 飞行器无动力应急着陆域和着陆轨迹设计[J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1404-1415.  
Wang H L, Pei Y F, Ni S B, et al. Design of emergency landing region and landing trajectory for unpowered aircraft [ J ]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1404-1415 (in Chinese).
- [10] Das K, Purlupady C, Padhi R, et al. Optimal nonlinear control and estimation for a reusable launch vehicle during reentry phase[C]// Proceedings of 16th Mediterranean Conference on Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 47-52.
- [11] Song Y D. Guaranteed performance control of nonlinear systems with application to flexible space structures [ J ]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(1): 143-150.
- [12] Jiang Z S, Raul O. Trajectory generation on approach and landing for RLVs using motion primitives and neighboring optimal control[C]// Proceedings of 2007 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1091-1096.
- [13] Tsikalas G M. Space shuttle autoland design [ C ] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1982, AIAA-1982-1604-CP: 1-14.
- [14] Walyus K D, Dalton C. Approach and landing simulator for space shuttle orbiter touchdown conditions [ J ]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, 28(4): 478-485.
- [15] Kluever C A. Unpowered approach and landing guidance using trajectory planning [ J ]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 967-974.

## Optimization design of approach and landing trajectory for variable configuration RLV with multi-control surfaces

HAO Xianwei<sup>1</sup>, WANG Yong<sup>\*1</sup>, YANG Ye<sup>2</sup>, GUO Tao<sup>2</sup>

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

2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

**Abstract:** To solve approach and landing problem of variable configuration reusable launch vehicle (RLV) with multi-control surfaces, a design method of approach and landing trajectory was proposed. The landing trajectory was divided into steep glide landing trajectory and flare landing trajectory. The controllable deflection limit of the aerodynamic surfaces and deep downturn quasi equilibrium equation constraints were considered and the steep glide landing trajectory optimization design was carried out. The RLV aerodynamic surface adjusting redundancy and variable configuration processes were considered, with constraint conditions of the gear down time, the flare normal overload and the grounding state, by the trajectory propagation based on the RLV dynamics equation, the optimal flare landing trajectory was designed and optimized. The steep glide landing trajectory and flare landing trajectory composed a complete approach and landing trajectory. Therefore, the designed approach and landing trajectory considered multi constraint conditions and improved the stability and safety of the landing process.

**Key words:** reusable launch vehicle; landing gear; multi-control surfaces; trajectory propagation; approach and landing trajectory

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0827

# 基于边缘信息的灰度目标跟踪算法

郑海超<sup>1</sup>, 毛峡<sup>\*1</sup>, 梁晓庚<sup>1,2</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191; 2. 中国空空导弹研究院, 洛阳 471000)

**摘 要:** 提出了一种基于边缘信息的跟踪算法,其可以实现对剧烈变化的灰度目标的精确跟踪.首先,利用基于双同心圆窗口算子的非线性边缘检测算法得到高质量的边缘信息;其次,为了解决单一边缘特征空间不能充分表征目标的难题,提出了一种通过组合边缘图像构建特征空间的方法,以便为目标建模提供充分信息;再次,在构建的特征空间中使用核估计方法对目标进行建模;在目标定位阶段,利用 Kalman 滤波器对目标进行预估后,再由 Mean Shift 算法在预估位置邻近区域实现目标定位;最后,提出了一种基于形态学的动态模型更新策略,使得算法不仅可以获得精确的目标区域,还可以实现对目标尺寸和形状变化的自适应.实验结果表明,本算法不仅可以有效跟踪剧烈变化的灰度目标,而且跟踪窗口可以实现对目标尺寸和形状的自适应.

**关键词:** 计算机视觉; 目标跟踪; 灰度目标; 跟踪算法; 边缘检测; Mean Shift

**中图分类号:** TP391.4

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2240-10

目标成像跟踪作为近年来一个十分活跃的研究方向,在军事领域取得了广泛应用,如武器系统的末端制导、飞行器导引控制、光学和雷达图像侦察跟踪等.在军事领域中,灰度目标跟踪的目的是确定目标在图像序列中的位置和几何区域,以便于进一步实现目标识别或者目标拦截.灰度目标跟踪不同于彩色目标跟踪,主要原因在于这两种目标的内在特征存在较大差异<sup>[1]</sup>.彩色目标通常含有丰富的颜色及外观信息,目标可识别特征较多.灰度目标颜色及纹理等特征信息较少,目标与背景难以区分,这使得跟踪灰度目标的难度大大增加.

目前的大部分目标跟踪算法可以被大致分为两类:随机性框架和确定性框架<sup>[2-3]</sup>.确定性框架通常使用梯度下降搜索以使代价函数达到最小,

这类算法的典型是 Mean Shift 算法<sup>[4-5]</sup>.一般而言,确定性框架计算效率高,实时性好,但容易陷入局部最值.与之相对,随机性框架为了更大概率地达到代价函数的全局最值在搜索过程中引入了一些随机参数.采用随机性框架的典型算法是 Kalman 滤波算法<sup>[6]</sup>和粒子滤波算法<sup>[7-8]</sup>.与确定性框架相比,随机性的搜索方法更加鲁棒,但是它们所需的计算量很大,尤其是在高维状态空间进行估算时计算量的问题更加突出.在军事应用中,为了满足实时性的要求,计算效率高的 Mean Shift 算法得到了更为广泛的应用<sup>[3,9]</sup>.

尽管 Mean Shift 算法具有优良的性能,但其也具有一定缺点:①由于灰度目标所包含的信息较少,目标与背景的区别较小,Mean Shift 算法容易收敛到局部最值,导致跟踪结果发生漂移<sup>[10]</sup>;

收稿日期: 2014-12-30; 录用日期: 2014-04-03; 网络出版时间: 2015-06-03 16:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1644.010.html

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20121102130001); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-DZXY-015); 航天支撑技术基金

作者简介: 郑海超(1986—),男,河北承德人,博士研究生,zhenghaichao\_buaa@163.com

\* 通讯作者: 毛峡(1952—),女,浙江义乌人,教授,moukyou@buaa.edu.cn,主要研究方向为计算机视觉、模式识别和人机交互.

引用格式: 郑海超, 毛峡, 梁晓庚. 基于边缘信息的灰度目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2240-2249.

Zheng H C, Mao X, Liang X G. Gray target tracking algorithm based on edge information [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2240-2249 (in Chinese).

②Mean Shift 算法对目标的旋转变化适应性较差<sup>[11]</sup>;③由于缺乏有效的模型更新策略, Mean Shift 算法往往无法适应目标的尺寸和形状变化<sup>[12]</sup>. 为了解决上述问题,研究者们提出了一些方法改进 Mean Shift 算法. 如采用级联灰度空间来描述目标<sup>[13]</sup>或在似然比函数中加入局部背景信息<sup>[14]</sup>,以增强 Mean Shift 算法区分目标与背景的能力;通过引入目标倾角<sup>[15]</sup>或用协方差矩阵作为高斯分布的带宽矩阵<sup>[11,16]</sup>,增强 Mean Shift 算法对发生旋转的目标的适用性;通过改变核窗宽度<sup>[17]</sup>,改善 Mean Shift 算法对目标尺寸和形状变化的适用性. 此外,为了进一步提高 Mean Shift 算法的性能,研究者们将 Kalman 滤波器与 Mean Shift 算法相结合<sup>[18-19]</sup>,以便同时利用两种跟踪框架的优点. 利用 Kalman 滤波器对目标进行预估,再利用 Mean Shift 算法进行定位. 这种策略不仅降低了 Mean Shift 算法在迭代过程中发散的风险,而且对于目标被遮挡的情况也能取得较好的跟踪效果.

虽然上述方法增强了传统跟踪算法的鲁棒性,但当图像中目标发生剧烈变化时,传统算法往往无法完成跟踪. 本质原因在于传统跟踪算法要求相邻图像帧之间目标的灰度分布保持稳定. 不幸的是,由于目标的快速运动、不规则的运动轨迹、发生翻滚或旋转等原因,目标在图像序列中很可能发生剧烈变化,但传统跟踪算法对这些剧烈变化的灰度目标无能为力.

为了实现对剧烈变化灰度目标的跟踪,本文提出了一种基于边缘信息的目标跟踪算法. 本文算法首先利用非线性边缘检测技术得到高质量的边缘信息;其次,提出了一种通过组合边缘图像来构建特征空间的方法,以解决单一边缘特征空间不能充分描述目标的难题;再次,使用核估计方法在构建的特征空间中对目标进行建模;在目标定位阶段,利用 Kalman 滤波器对目标进行预估,再由 Mean Shift 算法在预估位置邻近区域实现目标定位;最后,为了进一步提升算法表现,提出了一种基于形态学的动态模型更新策略.

## 1 基本动机

选择合适的特征对于跟踪算法而言是很重要的<sup>[20]</sup>. 为了保持目标跟踪的稳定性,跟踪算法必须根据应用目的选择合适的特征. 一般来说,跟踪特征所拥有的特性最好具有唯一性,这样在其特征空间中目标可以很容易地被区分开. 特征选择和物体的表征方法是紧密相关的. 比如,颜色常被

用于基于直方图类表征方法的特征,而边缘常被选为基于轮廓的表征方法的特征.

在灰度目标跟踪算法中最常选用的特征是灰度密度特征,但其在跟踪剧烈变化的目标时有一定的缺陷. 首先,由于灰度目标所包含的信息不丰富,选择灰度密度特征时,目标与背景的区别不明显;尤其是当目标与背景的灰度分布较为相似时,跟踪算法很难完成跟踪任务. 其次,由于目标的剧烈变化,跟踪算法很难应用已有的目标模型去定位目标在当前图像中的位置.

与灰度密度特征相比,在跟踪剧烈变化的灰度目标时,边缘特征具有以下特定优点:首先,边缘特征简单而准确,在跟踪目标边界的算法中,其经常被选为特征<sup>[20]</sup>;其次,目标的边界在图像密度上容易产生很强的变化,采用边缘特征在跟踪过程中更容易精确地获得目标区域.

基于以上原因,本文选择边缘特征进行跟踪,并提出了一种基于边缘信息的灰度目标跟踪算法,其流程如图 1 所示. 接下来本文将对提出的跟踪算法进行详细介绍.

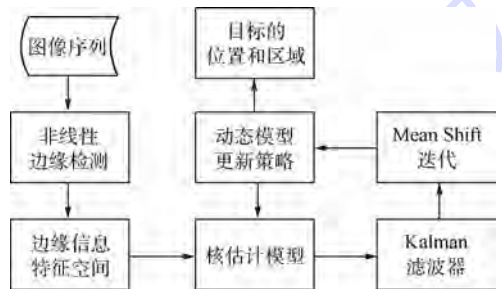


图 1 本文算法的流程

Fig. 1 Flowchart of proposed algorithm

## 2 非线性边缘检测

尽管边缘特征具有很多优点,但边缘容易受到背景噪声的干扰和遮挡. 因此为了保证跟踪效果,首先要设法得到高质量的边缘图像. 常用的线性边缘检测算子如 Sobel、Prewitt、Robert 和 Laplace 等算子在加性高斯噪声条件下是最优解. 但在复杂背景的灰度图像序列中,其背景噪声经常是非加性高斯的<sup>[21]</sup>,此时线性算子得到的边缘图像不尽人意. 这种情况下,采用非线性边缘检测算法可以有效抑制噪声并保留图像中目标的形状和边缘信息<sup>[22]</sup>,这对实现基于边缘的跟踪有重要意义. 因此,本文首先引入一种非线性边缘检测算法,以获得高质量的边缘,其流程如图 2 所示.

本文采用的非线性边缘检测算法分两步进行:首先,为了凸显容易受到背景影响的小尺寸目标并抑制背景噪声,选用 Sobel 算子对原始图像

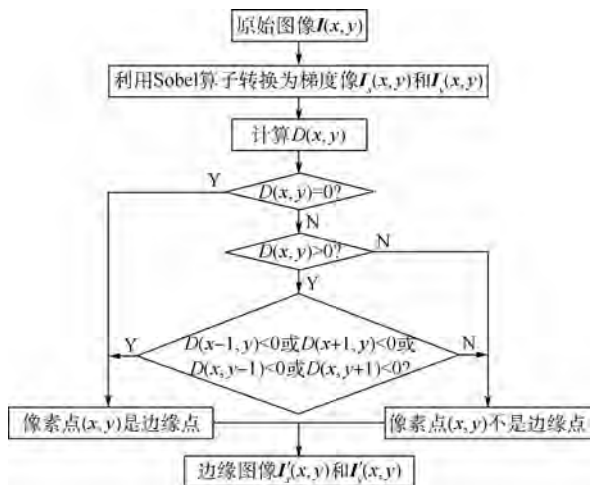


图2 非线性边缘检测算法流程

Fig. 2 Flowchart of nonlinear edge detection algorithm

边缘点进行初选<sup>[13]</sup>;其次,利用双同心圆窗口算子<sup>[23]</sup>在初选图像中寻找真正的边缘.设 $I(x,y)$ 为原始灰度图像,利用 Sobel 算子对原始图像进行水平和垂直向滤波,得到初选图像 $I_x(x,y)$ 和 $I_y(x,y)$ .在初选图像中任取一个像素点 $s(x,y)$ ,以 $s(x,y)$ 为圆心建立两个同心圆窗口 $W_1(s)$ 和 $W_2(s)$ ,其半径分别为 $R_1$ 和 $R_2$ ,且满足 $R_1 < R_2$ .定义 $g_{\max 1}$ 和 $g_{\max 2}$ 分别为同心圆窗口 $W_1(s)$ 和 $W_2(s)$ 中的灰度最大值, $g_{\min 1}$ 和 $g_{\min 2}$ 是相应窗口中的灰度最小值.定义双窗口算子为

$$D(s) = (g_{\max 2} - g_{\max 1}) - (g_{\min 1} - g_{\min 2}) \quad (1)$$

由于像素点 $s(x,y)$ 任意选取,则 $D(s)$ 值可能为正、零或负.边缘点的确定原则如下:如果 $D(s) = 0$ ,则该像素点是边缘点;如果 $D(s) > 0$ ,并且沿水平和垂直向的4个邻域中至少有一个像素点处的 $D(s) < 0$ ,则该像素点也是边缘点.对 $I_x(x,y)$ 和 $I_y(x,y)$ 中所有像素点进行上述操作,即可得到最终的边缘图像 $I'_x(x,y)$ 和 $I'_y(x,y)$ .

### 3 特征空间构建和目标描述方法

#### 3.1 特征空间构建

单一的边缘特征空间包含的信息较少,不能有效地区分目标与背景;同时,在单一的边缘空间里描述目标时,噪声对其影响比较大,跟踪算法的表现不够稳健.这意味着利用单一边缘空间来描述灰度目标是不充分的.为了克服上述缺点,本文提出了一种通过组合边缘图像构造特征空间的方法.本文构造的特征空间可以增强真实的边缘并有利于目标跟踪,其具体实现方法如下:将第2节中得到的边缘图像 $I'_x(x,y)$ 和 $I'_y(x,y)$ 作为两个基本图像,构建一幅合成图像 $I_s(x,y)$ .对任意一

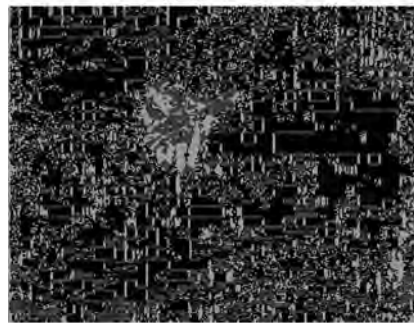
个位置 $(x,y)$ ,假设其在 $I'_x(x,y)$ 中对应的灰度值为 $v_x$ ,其在 $I'_y(x,y)$ 中对应的灰度值为 $v_y$ .将 $v_x$ 和 $v_y$ 之中较大的值记为 $v_{\text{big}}$ ,较小的值记为 $v_{\text{sm1}}$ ,则在合成图像 $I_s(x,y)$ 中对应于位置 $(x,y)$ 的灰度值由式(2)确定:

$$v_s = \begin{cases} 0 & v_x = v_y \\ 30 \times \frac{v_y - v_x}{v_{\text{big}} - v_{\text{sm1}}} + 60 & v_x > v_y \\ 30 \times \frac{v_y - v_x}{v_{\text{big}} - v_{\text{sm1}}} + 90 & v_x < v_y \end{cases} \quad (2)$$

在一幅图像中,大部分的像素点都不是边缘像素点,它们对应的 $v_x$ 和 $v_y$ 均为0.因此,如式(2)所示,当一个像素点不是边缘像素点时,它对应的 $v_s$ 为0.当一个像素点是边缘像素点时,其对应的 $v_x$ 和 $v_y$ 必然不同时为0.如果 $v_x$ 大于 $v_y$ ,则其对应的 $v_s$ 被设定为30;反之,则其对应的 $v_s$ 被设定为120.事实上, $v_s$ 也可以被设定为其他数值.比如,当 $v_x > v_y$ 时, $v_s$ 可以被设定为60或90;反之, $v_s$ 可以被对应地设定为150或180.而且,本文可以将 $v_x > v_y$ 时设定的 $v_s$ 值与 $v_x < v_y$ 时设定的 $v_s$ 值进行对调.特征空间的建立目的是为了增强真实边缘,本文有多种方式对 $v_s$ 进行设定.但是,本文在108个图像序列上进行了大量实验,式(2)的形式具有最好的跟踪表现.本文将合成图像 $I_s(x,y)$ 用作特征空间.图3展示了一幅输入图像和它对应的特征空间.



(a) 输入图像



(b) 对应的特征空间图像

图3 一幅输入图像和其对应的特征空间图像

Fig. 3 An input image and its corresponding feature space image

### 3.2 目标描述方法

在构建的特征空间里,假设目标模型的像素集合为  $\{x_i\}_{i=1,2,\dots,n}$ ,目标的中心位置为  $x_c$ . 为了满足实时性要求,对目标模型的像素进行量化. 定义函数  $b(x_i):R^2 \rightarrow \{1,2,\dots,m\}$ ,用于表示像素  $x_i$  的量化特征值. 考虑到算法精度和运算量的限制,本文中量化级数取值为 16.

根据核估计理论,目标模型的量化特征概率密度分布可以描述为<sup>[5]</sup>

$$q_u(x_c) = C \sum_{i=1}^n k\left(\left\|\frac{x_c - x_i}{h}\right\|^2\right) \delta(b(x_i) - u) \quad (3)$$

式中:  $k(\cdot)$  为 Epanechnikov 核的剖面函数;  $\delta(\cdot)$  为狄拉克函数;  $u = 1, 2, \dots, m$  为不同的特征值;  $h$  为核窗口带宽;  $C$  为归一化常数,满足

$$\sum_{u=1}^m q_u(x_c) = 1.$$

同理,对于候选目标也可以采用同样的方法进行描述. 设候选目标像素集合为  $\{x_i\}_{i=1,2,\dots,n}$ ,中心位置为  $y_c$ ,则候选目标的量化特征概率密度分布可描述为

$$p_u(y_c) = C_r \sum_{i=1}^n k\left(\left\|\frac{y_c - x_i}{h}\right\|^2\right) \delta(b(x_i) - u) \quad (4)$$

式中:  $C_r$  为对应于候选目标的归一化常数.

## 4 目标的定位方法

本文中目标的定位分为两个步骤:首先,利用 Kalman 滤波器对目标进行预估;其次,在预估位置邻近区域内利用 Mean Shift 算法进行迭代实现目标定位. 这种策略既可以减小 Mean Shift 迭代过程中的发散风险,又可以提高算法的效率.

### 4.1 Kalman 滤波器预估

目标中心在每一帧图像中的位置构成了目标运动的轨迹. 引入 Kalman 滤波器的目的是根据前一帧目标的中心位置预测当前帧中目标中心的可能位置.

对于第  $k$  帧图像, Kalman 滤波器的状态向量选取为  $\mathbf{X}(k) = [x(k) \ y(k) \ x'(k) \ y'(k)]^T$ ,其中  $x(k)$  和  $y(k)$  分别表示目标中心的水平向坐标和垂直向坐标;  $x'(k)$  和  $y'(k)$  则分别表示目标中心在水平向和垂直向上的速度分量. 观测向量为  $\mathbf{Y}(k) = [x_c(k) \ y_c(k)]^T$ ,其中  $x_c(k)$  和  $y_c(k)$  分别表示目标中心在水平向和垂直向上的观测值. 则 Kalman 滤波器可以由式 (5) 和式 (6) 表示<sup>[24]</sup>:

$$\begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ x'(k) \\ y'(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k-1) \\ y(k-1) \\ x'(k-1) \\ y'(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{t^2}{2} \\ \frac{t^2}{2} \\ t \\ t \end{bmatrix} \mathbf{W}(k) \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} x_c(k) \\ y_c(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ x'(k) \\ y'(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \mathbf{V}(k) \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{W}(k)$  为过程噪声;  $\mathbf{V}(k)$  为观测噪声. 初始值设为  $\mathbf{X}(0) = [x_0 \ y_0 \ 0 \ 0]$ ,  $x_0$  和  $y_0$  分别表示初始帧中目标中心的水平向坐标和垂直向坐标.

### 4.2 Mean Shift 算法定位

Mean Shift 算法核心思想是将目标的跟踪问题近似为一个 Mean Shift 最优化问题. Mean Shift 算法使用 Bhattacharyya 系数来衡量目标模型与候选目标之间的相似性,其定义为

$$\hat{\rho}(y) = \sum_{u=1}^m \sqrt{\hat{p}_u(y)} \sqrt{\hat{q}_u} \quad (7)$$

式中:  $\hat{q}_u$  和  $\hat{p}_u(y)$  分别为目标模型和候选目标的特征.  $\hat{\rho}(y)$  的取值范围为  $[0, 1]$ , 其值越大表示目标模型与候选目标之间越相似.

当前帧中位置  $\hat{y}_0$  处候选目标特征为  $\hat{p}_u(\hat{y}_0)$ , 根据 Mean Shift 理论<sup>[5]</sup>, 目标中心的迭代式为

$$\hat{y}_{j+1} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i w_i g\left(\left\|\frac{\hat{y}_0 - x_i}{h}\right\|^2\right)}{\sum_{i=1}^n w_i g\left(\left\|\frac{\hat{y}_0 - x_i}{h}\right\|^2\right)} \quad (8)$$

其中函数  $g(x)$  满足  $g(x) = -k'(x)$ , 且有

$$w_i = \sum_{u=1}^m \sqrt{\frac{\hat{q}_u}{\hat{p}_u(\hat{y}_0)}} \delta(b(x_i) - u) \quad (9)$$

通过求取  $\hat{y}_1$  完成第一次均值移位; 随后令  $\hat{y}_1 \rightarrow \hat{y}_0$  进行下一次移位; 如此反复, 最终将取得 Bhattacharyya 系数的局部极大值, 此时的位置即为当前帧中的目标位置.

## 5 动态模型更新策略

对于剧烈变化的灰度目标而言, 由于快速运动、不规则的运动轨迹、发生翻滚或旋转等原因,

目标外观在整个图像序列上变化较大. 因此, 固定的目标模型不能在整个图像序列上持续有效. 为了进一步提升算法的性能, 本文提出了一种基于形态学的动态模型更新策略, 其流程如图 4 所示.

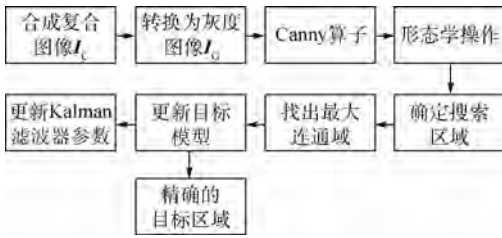


图 4 动态模型更新流程

Fig. 4 Dynamic model update process

下面详细介绍其具体的实现方法.

**步骤 1** 取边缘图像  $I'_x(x, y)$  和  $I'_y(x, y)$  作为

两个通道, 再将  $\frac{1}{2}(I'_x(x, y) + I'_y(x, y))$  作为第 3 个通道, 合成一幅复合图像  $I_c$ . 将此复合图像转换为灰度图像  $I_c'$ . 由于  $I_c$  是由去除了边缘图像合成而来, 因而  $I_c$  中包含的是原图像中的边缘信息.

**步骤 2** 为了让数学形态学有更好的表现, 同时进一步去除背景的边缘, 利用 Canny 算子对  $I_c'$  进行滤波得到二值图像.

**步骤 3** 对进行 Canny 滤波后的二值图像进行先膨胀后腐蚀的形态学操作.

**步骤 4** 在特定的搜索区域内找出其中的最大连通域. 假设上一帧中目标的长和宽分别为  $l$  和  $w$ . 一般来说, 目标在相邻两帧图像中的尺寸变化不超过 20%. 因此, 本文在得到的二值图像中目标位置上选取长和宽分别为  $1.2l$  和  $1.2w$  的区域作为搜索区域, 其示意图如图 5 所示.

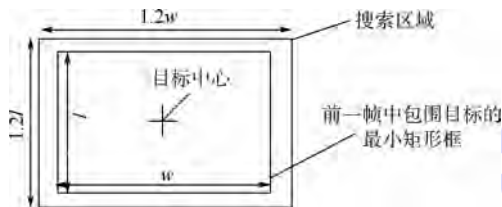


图 5 搜索区域示意图

Fig. 5 Schematic diagram of search area

**步骤 5** 通过确定最大连通域的边界点即可获得目标的精确区域, 然后利用第 3.2 节所述的目标描述方法, 即可完成对目标模型的更新.

**步骤 6** 在完成了目标模型的更新后, 还需要更新 Kalman 滤波器的迭代参数, 这样可以保证 Kalman 滤波器始终以最稳定的性能预测下一帧中的目标位置. 具体方法是用 Mean Shift 迭代得

到的目标中心替换当前帧中 Kalman 滤波器的观测向量.

## 6 实验结果及分析

为了反映跟踪算法的性能, 需要说明跟踪算法跟踪效果的表示方法. 最常用来表征跟踪效果的评价准则是跟踪误差, 其计算方法如式 (10) 所示<sup>[25]</sup>:

$$S_i = \sqrt{(|S_{oi} - S_{ii}|)^2} \quad (10)$$

式中:  $S_{oi}$  为目标真实位置;  $S_{ii}$  为跟踪算法得到的目标位置. 跟踪误差可以反映出每帧图像中跟踪结果与目标真实位置之间的误差, 其取值越小越好. 为了直观地体现跟踪算法对一个序列整体的跟踪效果, 本文使用平均跟踪误差进行评价, 其定义为

$$S = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \sqrt{(|S_{oi} - S_{ii}|)^2} \quad (11)$$

式中:  $N$  为序列中图像的总数量.

为了验证本文提出算法的有效性和鲁棒性, 本文选取了 6 个包含剧烈变化灰度目标的真实图像序列进行实验. 这 6 个图像序列被依次命名为  $S_1 \sim S_6$ . 在这些图像序列中, 造成目标剧烈变化的原因包括极快的速度、不规律的运动轨迹、发生翻滚和大幅度的旋转等. 本文将提出的算法应用到这些图像序列上进行跟踪实验, 并与 5 个最先进的跟踪算法进行了系统地对比. 这 5 个跟踪算法是分布域跟踪算法 (DFT)<sup>[26]</sup>、最低软阈值平方跟踪算法 (LSST)<sup>[27]</sup>、压缩跟踪算法 (CT)<sup>[28-29]</sup>、多任务稀疏学习跟踪算法 (MTT)<sup>[30]</sup> 以及结合了 Kalman 滤波器的 Mean Shift 跟踪算法 (KMS). 本文算法与 5 个对比算法定性比较的结果如图 6 所示, 定量比较结果如表 1 和图 7 所示.

由表 1 可以看到, 当使用 DFT 在序列  $S_1$ 、 $S_3$  和  $S_4$  上进行跟踪时, DFT 在一半以上的图像帧中都丢失了目标. 在这种情况下使用跟踪误差去评价算法的跟踪表现是没有意义的. 因此, DFT 在这 3 个图像序列上的跟踪误差在图 7 中并没有画出. 由于相同的原因, KMS 和 LSST 在图像序列  $S_3$  上的跟踪误差, 以及 MTT 在图像序列  $S_6$  上的跟踪误差在图 7 中也没有画出. 从图 6 和表 1 可以看到, 在所有的 6 个序列上 DFT 的跟踪结果全部都是丢失目标; 而 KMS 和 LSST 的跟踪结果中跟踪失败的序列数都达到了一半以上 (4 个). 这说明 DFT、KMS 和 LSST 不能适用于跟踪剧烈变化的灰度目标. 此外, DFT、KMS 和 LSST 的平均跟踪

误差远远大于 MTT、CT 和本文算法的平均跟踪误差,这也说明了前三者的跟踪性能远远落后于后

三者.因此,在接下来的分析中,本文只专注于 MTT、CT 和本文算法的比较.

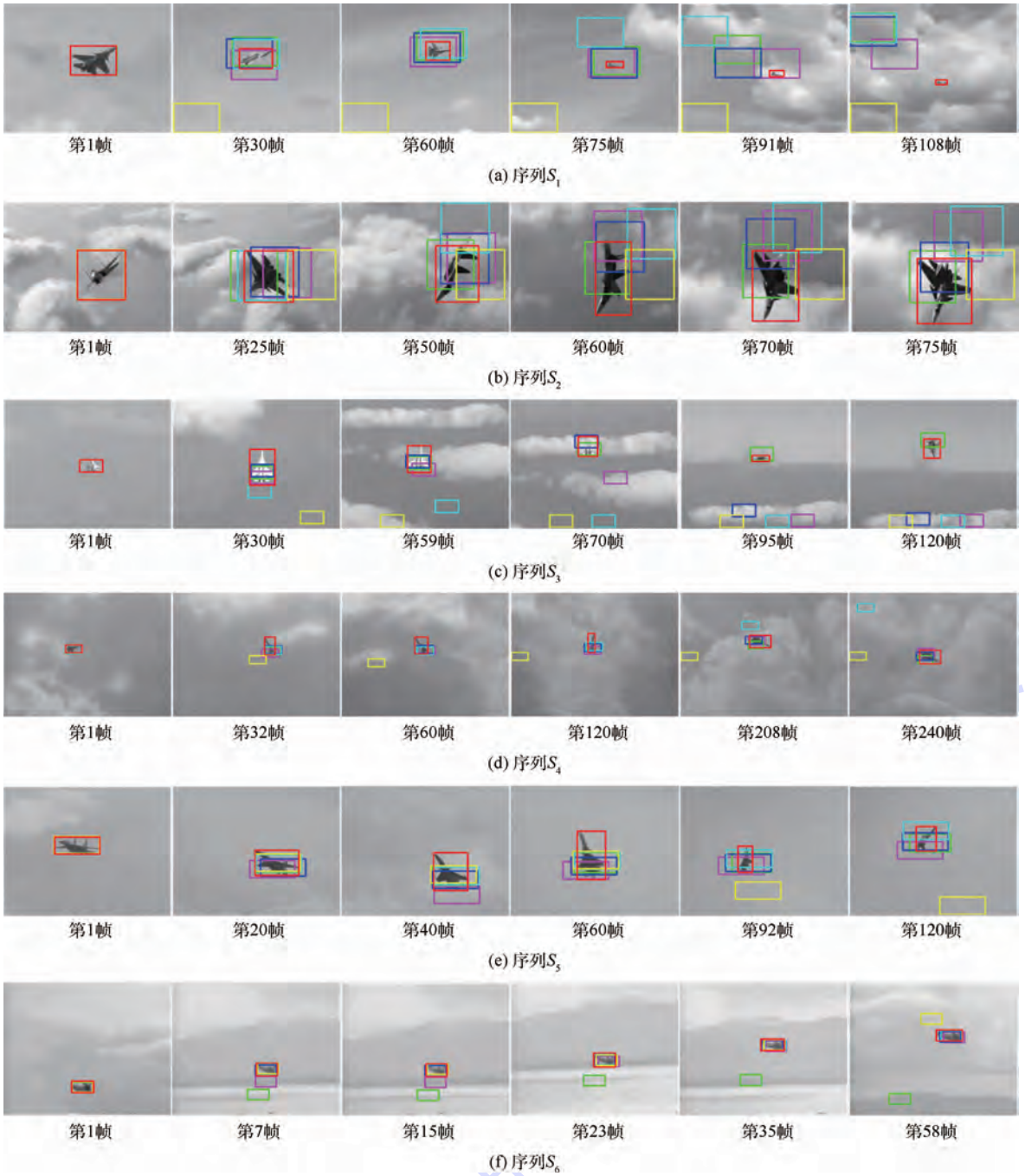


图 6 本文算法(红色)与 KMS(品红)、MTT(绿色)、CT(蓝色)、LSST(青色)和 DFT(黄色)的定性比较结果

Fig. 6 Qualitative comparison result of proposed algorithm (red) with KMS (magenta), MTT (green), CT (blue), LSST (cyan) and DFT (yellow)

表 1 本文算法与 KMS、MTT、CT、LSST 和 DFT 的定量比较结果

Table 1 Quantitative comparison result of proposed algorithm with KMS, MTT, CT, LSST and DFT

序列	帧数	目标丢失帧数						平均跟踪误差/像素					
		本文算法	KMS	MTT	CT	LSST	DFT	本文算法	KMS	MTT	CT	LSST	DFT
$S_1$	108	0	11	22	19	37	80	0.44	17.34	34.15	30.85	53.94	131.60
$S_2$	75	0	17	0	0	5	18	0.92	46.21	17.07	29.75	45.07	57.09
$S_3$	128	0	64	0	55	116	115	2.00	73.08	9.24	49.20	109.10	116.92
$S_4$	250	0	0	0	0	44	206	0.68	15.25	10.32	10.32	30.31	124.42
$S_5$	120	0	0	0	0	0	30	0.24	25.27	11.56	14.54	9.20	40.39
$S_6$	70	0	2	57	0	0	3	2.43	7.07	91.00	1.85	3.52	5.21

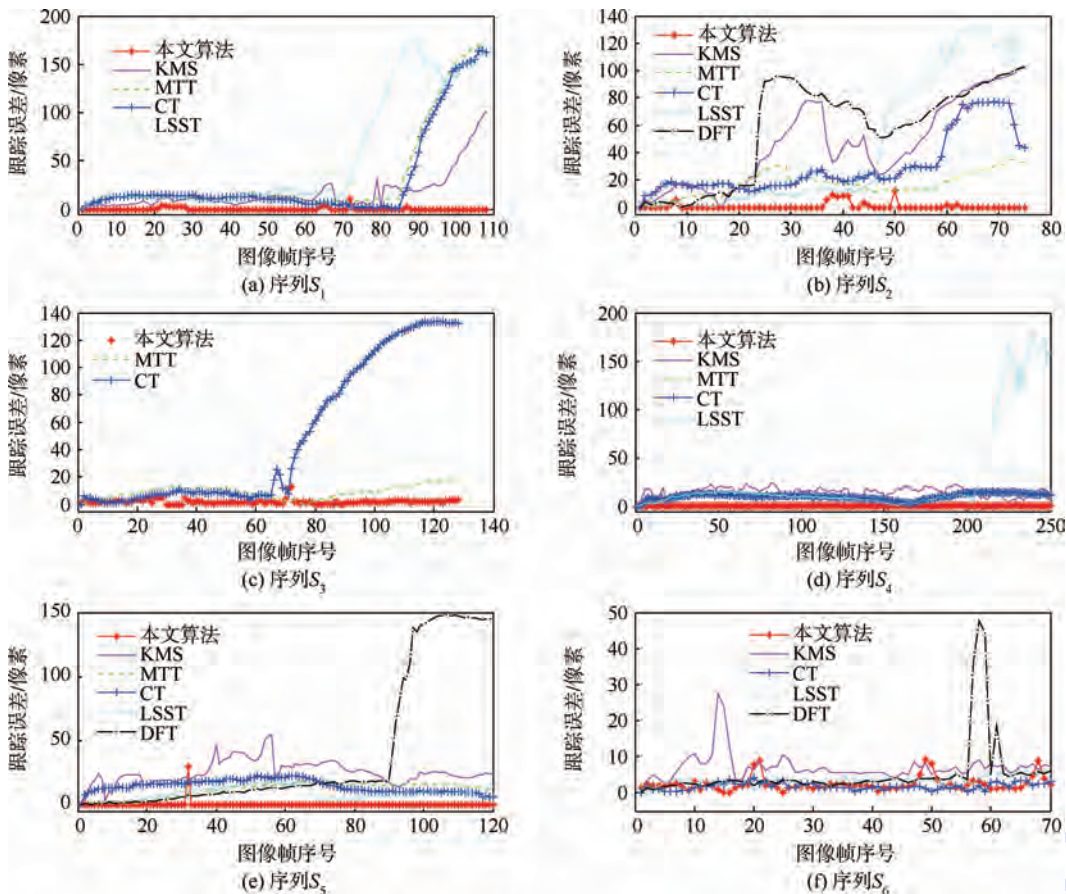


图7 本文算法与 KMS、MTT、CT、LSST 和 DFT 的跟踪误差比较

Fig. 7 Tracking error comparison of proposed algorithm with KMS, MTT, CT, LSST and DFT

在序列  $S_1$  中,目标尺寸由  $85 \times 54$  剧烈变化至  $21 \times 9$ ,而且目标在运动过程中经历了显著的翻滚和旋转.从图 6 中可以观察到,第 108 帧中的目标区域大小只有第 1 帧中目标区域大小的 5% 左右;由于目标模型是在第 1 帧中确定的,因此当前目标区域是由真实目标和占比 95% 左右的云层背景一起组成的.因此,目标很容易被具有与目标相似灰度分布的云层所干扰. MTT 和 CT 都只能在前 20 帧中成功跟踪到目标,而在其后的许多图像帧中都丢失了目标.由图 7 可以看到,本文算法的跟踪误差主要出现在 18~30 帧之间.这主要是因为目标在完成一个翻滚的战术动作,导致目标的机翼轮廓变得模糊,目标的机翼与云层难以区分,所以本文算法的跟踪结果没能获得完整的机翼区域.但如表 1 所示,对于整个序列而言,本文算法的平均跟踪误差仅为 0.44 像素,跟踪表现远优于 MTT 和 CT.这主要是因为本文算法基于边缘信息进行跟踪,不依赖于灰度分布,因而目标的尺寸变化以及与目标灰度分布相似的云层对本文算法的影响不大.

在序列  $S_2$  中,目标在飞行过程中俯冲,并发生大幅度的翻滚和旋转,导致目标的外观发生很

大变化.由图 6 可以看到,MTT 和 CT 的跟踪结果明显地偏离了目标区域,而本文算法可以获得目标的精确区域.对于 MTT 和 CT 而言,目标外观的剧烈变化意味着目标灰度分布的剧烈变化,从而导致了严重的漂移.如图 7 所示,本文算法最大的跟踪误差出现在第 50 帧;此时目标在翻滚时机翼边缘变得极为模糊,与云层背景区分度很弱,因此本文算法没能获得目标的完整机翼区域,导致本文算法的跟踪结果出现了最大跟踪误差.但如表 1 所示,本文算法的平均跟踪误差仅为 0.92 像素,远远优于 MTT(17.07 像素)和 CT(29.75 像素)的跟踪表现,在整个序列上表现优异.究其原因,是因为本文算法基于边缘信息建模,配合动态模板更新,能稳定利用前一帧的目标信息,进行最优匹配,再利用基于形态学的搜索,保证获得目标的精确区域.

在序列  $S_3$  中,目标尺寸先由  $47 \times 70$  剧烈变化至  $18 \times 9$ ,随后由  $18 \times 9$  剧烈变化至  $32 \times 40$ .同时,目标由天空背景快速运动到海天背景.目标的剧烈变化和复杂的背景极大地增加了跟踪难度.由图 6 和表 1 中可以看到,CT 在全部 128 帧图像中的 55 帧都丢失了目标,跟踪失败;而本文算法

和 MTT 可以成功地在整个序列上完成目标跟踪. 由图 7 可以看到, 尽管 MTT 也成功地完成了目标跟踪, 但其在整个序列上的跟踪误差都要高于本文算法. 本文算法在整个序列上的平均跟踪误差仅为 2.00 像素, 远低于 MTT 的平均跟踪误差 9.24 像素, 本文算法的跟踪表现优于 MTT 算法. 这主要归功于基于形态学的动态搜索策略令本文算法具备了获得精确目标区域的能力.

在序列  $S_4$  中, 目标在进行著名的眼镜蛇机动. 飞机的机头突然抬起并迅速提升至垂直位置; 机头继续向后形成机头在后、机尾在前的状态, 随后机头再拉回到水平位置正常飞行. 因此, 目标具有不规则的运动轨迹, 并经历了大幅度的旋转. 由图 6 可以看到, MTT 和 CT 的跟踪结果均明显地偏离了目标区域; 与之成对比的是, 本文算法可以成功地获得精确的目标区域. 由图 7 可以看到, 本文算法在整个序列上都保持了很低的跟踪误差, 明显低于 MTT 和 CT 的跟踪误差. 由表 1 可以看到, 本文算法的平均跟踪误差仅为 0.68 像素, 而 MTT 和 CT 的平均跟踪误差均为 10.32 像素, 本文算法的跟踪表现远远优于 MTT 和 CT 的跟踪表现.

在序列  $S_5$  中, 目标快速运动来完成一个战术动作, 形成了不规则的运动轨迹. 同时, 目标经历了显著的旋转和尺寸变化. 因此, 目标的外观变化明显, 给跟踪带来了很大的难度. 由图 6 可以看到, 虽然 MTT、CT 和本文算法均可以成功地跟踪目标, 但 MTT 和 CT 不能获得精确的目标区域并且出现了一定的漂移. 反观本文算法, 正如图 7 所示, 其在整个序列上都可以精确地跟踪目标, 而且在除了第 32 帧以外的所有图像帧中均没有发生任何漂移. 表 1 的结果也证实了本文算法的优异跟踪表现: 本文算法的平均跟踪误差仅为 0.24 像素, 而 MTT 和 CT 的平均跟踪误差分别为 11.56 像素和 14.54 像素, 它们的跟踪表现远不如本文算法的跟踪表现.

在序列  $S_6$  中, 目标先从天空背景快速运动到山峰背景, 继而从山峰背景运动到河流背景. 同时, 目标在相邻的两帧图像中的位置经历了剧烈变化: 平均的位置变化程度为 8.11 像素, 最大的位置变化程度是 22.29 像素. 巨大的位置变化和复杂的背景极大地增加了目标跟踪的难度. 因此, 由图 6 和表 1 可以看到, MTT 在全部 70 帧图像中的 57 帧中都丢失目标, 跟踪失败; 而本文算法和 CT 可以成功地完成整个序列的目标跟踪. CT 的平均跟踪误差为 1.85 像素, 本文算法的平均跟

踪误差为 2.43 像素. 虽然本文算法的跟踪误差略大于 CT 的平均跟踪误差, 但本文算法与 CT 一样在整个序列上的跟踪表现都很优秀. 正如图 7 所示, 本文算法和 CT 在整个序列上都保持了极低的跟踪误差, 远远优于其他对比算法的跟踪表现.

由图 6 可以清楚地看到, 本文算法不仅可以获得精确的目标区域, 跟踪窗口还可以实现对目标尺寸和形状变化的自适应. 而 KMS、MTT、CT、LSST 和 DFT 均不能实现对目标尺寸变化或形状变化的自适应. 在本文提出的算法中, 首先使用 Mean Shift 算法对目标中心进行定位, 之后在目标中心周围的特定区域进行基于形态学的搜索, 以获得精确的目标区域. 这样的机制使得本文算法具备了对目标尺寸和形状变化实现自适应的能力.

## 7 结 论

本文提出了一种基于边缘信息的目标跟踪算法, 用于实现对剧烈变化的灰度目标的精确跟踪, 经实验验证表明:

- 1) 算法可以有效跟踪剧烈变化的灰度目标, 且跟踪效果优于传统的跟踪算法.
- 2) 算法不仅可以获得精确的目标区域, 还可以实现对目标尺寸和形状变化的自适应.

## 参考文献 (References)

- [1] 刘彬杰. 复杂场景下灰度图像目标的精确跟踪方法研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2011.  
Liu B J. Target tracking technology of grayscale image under complex background [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011 (in Chinese).
- [2] Wu Y, Lim J, Yang M H. Online object tracking: A benchmark [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2411-2418.
- [3] Wang X, Liu L, Tang Z M. Infrared human tracking with improved mean shift algorithm based on multicue fusion [J]. Applied Optics, 2009, 48(21): 4201-4212.
- [4] Leichter I. Mean shift trackers with cross-bin metrics [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(4): 695-706.
- [5] Comaniciu D, Ramesh V, Meer P. Kernel-based object tracking [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2003, 25(5): 564-577.
- [6] 孔军, 汤心溢, 蒋敏, 等. 基于多尺度特征提取的 Kalman 滤波跟踪 [J]. 红外与毫米波学报, 2011, 30(5): 446-450.  
Kong J, Tang X Y, Jiang M, et al. Target tracking based on multi-scale feature extraction Kalman filter [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2011, 30(5): 446-450 (in Chinese).
- [7] Isard M, Blake A. Condensation-conditional density propagation

- for visual tracking[J]. *International Journal of Computer Vision*, 1998, 29(1):5-28.
- [8] Pan P, Schonfeld D. Video tracking based on sequential particle filtering on graphs[J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2011, 20(6):1641-1651.
- [9] Ling J G, Liu E, Liang H Y, et al. Infrared target tracking with kernel-based performance metric and eigenvalue-based similarity measure[J]. *Applied Optics*, 2007, 46(16):3239-3252.
- [10] Zhang S, Qin Y P, Jin G. Analyzing of mean-shift algorithm in gray target tracking technology[M]// *Artificial Intelligence and Computational Intelligence*. Berlin: Springer, 2011:155-162.
- [11] 宋新, 王鲁平, 王平, 等. 基于改进均值位移的红外目标跟踪方法[J]. *红外与毫米波学报*, 2007, 26(6):429-432.  
Song X, Wang L P, Wang P, et al. IR target tracking based on improved mean shift method[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2007, 26(6):429-432 (in Chinese).
- [12] 赵倩, 袁健全, 鲁新平, 等. 结合目标预估计与 Mean Shift 理论的运动目标跟踪算法[J]. *红外与激光工程*, 2010, 39(6):1152-1156.  
Zhao Q, Yuan J Q, Lu X P, et al. Moving object tracking algorithm based on object estimation and Mean Shift theory[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6):1152-1156 (in Chinese).
- [13] 程建, 杨杰. 一种基于均值位移的红外目标跟踪新方法[J]. *红外与毫米波学报*, 2005, 24(3):231-235.  
Cheng J, Yang J. Novel infrared object tracking method based on mean shift[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2005, 24(3):231-235 (in Chinese).
- [14] Wang Z, Hou Q, Hao L. Improved infrared target-tracking algorithm based on mean shift[J]. *Applied Optics*, 2012, 51(21):5051-5059.
- [15] 贾静平, 张艳宁, 柴艳妹, 等. 目标多自由度 Mean Shift 序列图像跟踪算法[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(5):618-622.  
Jia J P, Zhang Y N, Chai Y M, et al. Making tracking of object in image sequences steady despite complex movement of objects[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(5):618-622 (in Chinese).
- [16] Zivkovic Z, Krose B. An EM-like algorithm for color-histogram-based object tracking[C]// *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004:798-803.
- [17] 刘兴森, 王仕成, 赵静, 等. 基于自适应核窗宽的红外目标跟踪算法[J]. *控制与决策*, 2012, 27(1):114-119.  
Liu X M, Wang S C, Zhao J, et al. Infrared target tracking algorithm based on adaptive bandwidth of Mean Shift[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(1):114-119 (in Chinese).
- [18] 徐蓉萍, 杨磊. 红外复杂背景中一种融合两类跟踪框架优点的小目标跟踪算法[J]. *红外与毫米波学报*, 2008, 27(5):354-360.  
Xu R P, Yang L. Small target tracking approach combined the merits of two tracking frameworks under infrared complex background[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2008, 27(5):354-360 (in Chinese).
- [19] Li X H, Zhang T Y, Shen X D, et al. Object tracking using an adaptive Kalman filter combined with mean shift[J]. *Optical Engineering*, 2010, 49(2):020503-1-020503-3.
- [20] Yilmaz A, Javed O, Shah M. Object tracking: A survey[J]. *Acm Computing Surveys (CSUR)*, 2006, 38(4):1-45.
- [21] 宋新. 红外地面目标的检测、识别与跟踪技术研究及实现[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.  
Song X. Research and implementation of infrared ground target detection, recognition and tracking[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese).
- [22] 梁燕, 刘文耀. 一种新型非线性边缘检测算法[J]. *光电子·激光*, 2003, 14(12):1332-1335.  
Liang Y, Liu W Y. A new nonlinear algorithm for edge detection[J]. *Journal of Optoelectronics · Laser*, 2003, 14(12):1332-1335 (in Chinese).
- [23] di Sciasio E, Guaragnella C. Simple nonlinear dual-window operator for edge detection[J]. *Optical Engineering*, 2002, 41(9):2181-2185.
- [24] Yuan S, Li J H, Han J. An adaptive target tracking algorithm based on multi-feature fusion[C]// *Proceedings of International Conference on Biomedical Engineering and Computer Science*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:1-4.
- [25] 刁伟鹤, 毛峡, 常乐. 自动目标识别中的图像序列质量评价方法[J]. *电子与信息学报*, 2010, 32(8):1729-1735.  
Diao W H, Mao X, Chang L. Quality estimation of image sequence for automatic target recognition[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2010, 32(8):1729-1735 (in Chinese).
- [26] Sevilla-Lara L, Learned-Miller E. Distribution fields for tracking[C]// *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:1910-1917.
- [27] Wang D, Lu H, Yang M H. Least soft-threshold squares tracking[C]// *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:2371-2378.
- [28] Zhang K, Zhang L, Yang M H. Real-time compressive tracking[M]// *Proceedings of European Conference on Computer Vision*. Berlin: Springer, 2012:864-877.
- [29] Zhang K H, Zhang L, Yang M H. Fast compressive tracking[J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2014, 36(10):2002-2015.
- [30] Zhang T Z, Ghanem B, Liu S, et al. Robust visual tracking via multi-task sparse learning[C]// *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:2042-2049.

## Gray target tracking algorithm based on edge information

ZHENG Haichao<sup>1</sup>, MAO Xia<sup>\*1</sup>, LIANG Xiaogeng<sup>1,2</sup>

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

2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471000, China)

**Abstract:** To precisely track the gray targets undergoing drastic changes in the image sequence, a new tracking algorithm based on edge information was proposed. Firstly, obtained by the two-concentric-circular-window operator, a nonlinear edge detection algorithm was proposed to get high quality edge information. Secondly, a novel method to construct feature space by synthesizing edge images was proposed in order to solve the problem that single edge feature space was not able to characterize the target thoroughly. The proposed method provided enough information to construct target model. Then, an approach to construct the target model with the kernel-based estimation method was proposed in constructed feature space. In target localization stage, the target position was preliminarily predicted by Kalman filter, and then the Mean Shift algorithm is utilized to locate the target in the region around the predicted position. Finally, a new dynamic model update strategy based on morphological operations was proposed. It can offer the proposed algorithm the ability to obtain precise target region and automatically adjust to the changing target size and target shape. Experimental results demonstrate that the proposed algorithm can perform well in image sequences where the targets undergo drastic changes. Meanwhile, the proposed algorithm can obtain the precise target region, and the track window can automatically adjust to the changing target size and target shape.

**Key words:** computer vision; target tracking; gray target; tracking algorithm; edge detection; Mean Shift

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0003

# 改进的模拟温补晶振宽温补偿方法

韩艳菊<sup>1,2</sup>, 杨科<sup>\*2</sup>, 郑鸿耀<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191; 2. 北京无线电计量测试研究所, 北京 100854)

**摘 要:** 当要求模拟温补晶体振荡器(TCXO)在宽温范围内频率温度稳定性优于 $\pm 1 \times 10^{-6}$ 时,使用传统补偿方法通常一次成功率低.通过对温补精度影响因素的分析,得出温补网络中热敏电阻测试方法和计算模型误差较大.因此,提出一种改进的宽温补偿方法.首先,参考热敏电阻在宽温范围内在线测试,获得实际数据;然后,待使用热敏电阻依据参考热敏电阻测试数据进行比例建模,得到各温度对应电阻值;最后,将建模后的待使用热敏电阻代入温补网络计算程序,采用遗传算法优化计算网络参数.通过与传统方法的对比试验,表明该方法建模的热敏电阻与实际测试值更接近,温补网络计算程序更灵活,温补一次成功率提高到约90%以上.

**关键词:** 晶体振荡器; 温度补偿; 热敏电阻; 遗传算法; 建模

**中图分类号:** TN711

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2250-06

模拟温补晶体振荡器(简称模拟温补晶振)是一种利用模拟温度补偿电路补偿频率随温度变化,从而在较宽的温度范围内保持良好频率稳定度的晶体振荡器<sup>[1]</sup>,具有低功耗和低噪声等特点.通常,模拟温补晶振的温度补偿电路为电阻温度补偿网络.对于如何提高模拟温补晶振的频率温度稳定性,国内外开展了大量研究,提出了各种改进的温度补偿方法<sup>[2-7]</sup>.随着集成电路的发展,又出现了集成式模拟温补晶振和集成式数字温补晶振.其中,集成式模拟温补晶振内部集成了三次函数发生器,可根据环境温度模拟产生补偿电压以补偿频率变化;集成式数字温补晶振内部集成了存储器或微处理器,可根据温度变化查表或计算补偿电压以补偿频率变化<sup>[8-12]</sup>.这两种温补晶振都有效缩小了晶振体积,频率温度稳定性好,但其相位噪声远不能达到采用电阻补偿网络的模拟温补晶振水平.例如,对于10 MHz频率,集成式模

拟温补晶振的相位噪声仅能达到 $-140 \text{ dBc/Hz}@1 \text{ kHz}$ ,集成式数字温补晶振更差;而使用电阻补偿网络方法,相位噪声可以达到 $-157 \text{ dBc/Hz}@1 \text{ kHz}$ <sup>[13-15]</sup>.同时,在短期频率稳定度上,使用电阻补偿网络优于使用函数发生器或数字存储器和数字处理器.并且,集成晶振的输出多为方波,高频频谱分量丰富,不利于设备的电磁兼容性设计,集成芯片的耐辐照能力也较分立模拟器件差.因此,在对频率稳定度和相位噪声要求很高的仪器仪表、雷达、通信、导航等多个领域,采用电阻补偿网络的模拟温补晶振依然得到广泛应用,尤其是在空间工程中仍大量使用.

目前,对于采用电阻补偿网络的模拟温补晶振,当要求工作在 $-40 \sim +70^\circ\text{C}$ 或者更宽的温度范围内,且频率温度稳定性要达到 $\pm 1 \times 10^{-6}$ 时,一次温度补偿的成功率较低.一般首次安装温度补偿网络后,还需再经过2~3次网络参数调节才

收稿日期: 2015-01-04; 录用日期: 2015-02-12; 网络出版时间: 2015-03-31 14:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.002.html

作者简介: 韩艳菊(1976—),女,山东德州人,博士研究生, sdhanyj@sina.com

\* 通讯作者: 杨科(1966—),男,北京人,高级工程师, Yangke6612@126.com, 主要研究方向为晶体振荡器.

**引用格式:** 韩艳菊, 杨科, 郑鸿耀. 改进的模拟温补晶振宽温补偿方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2250-2255.

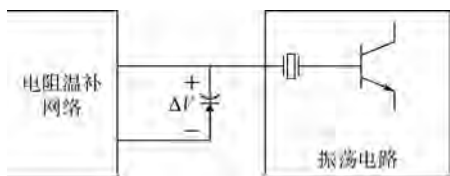
Han Y J, Yang K, Zheng H Y. Modified wide temperature compensation method for analog TCXO [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2250-2255 (in Chinese).

能使晶体振荡器的频率温度稳定性满足指标要求,既降低生产效率,又影响产品可靠性.对此,本文针对一次补偿成功率低的问题,分析了影响温度补偿效果的因素,并在此基础上提出改进的温度补偿方法<sup>[16]</sup>.

## 1 模拟温补原理及分析

### 1.1 模拟温补晶振工作原理

采用电阻温补网络的模拟温补晶振由振荡电路、变容二极管和电阻温补网络 3 个部分组成,如图 1 所示.其中,电阻温补网络常采用桥式网络型式,由负温度系数热敏电阻和固定电阻构成.



$\Delta V$ —补偿网络输出电压.

图 1 模拟温补晶振工作原理框图

Fig. 1 Analog TCXO working principle block diagram

工作时,温补网络产生与晶体振荡器温频曲线形状相反的温度电压曲线,并将其施加到变容二极管上,调节振荡频率使发生恰好反向于温频特性的变化,从而实现温度补偿,如图 2 所示.

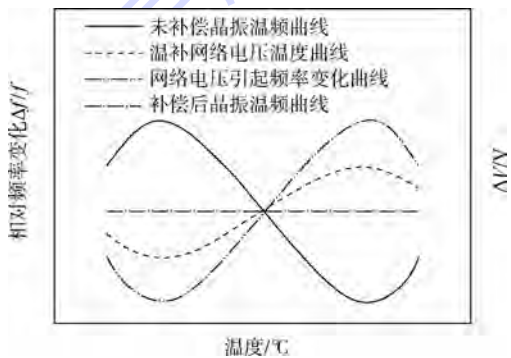


图 2 模拟温度补偿原理

Fig. 2 Analog temperature compensation principle

因此,温度补偿的关键就是通过补偿网络计算程序确定一组电阻值,使补偿网络的实际发生电压与理想补偿电压之间的拟合误差最小.

### 1.2 温补精度影响因素分析

传统温度补偿方法一次成功率低,主要是由于补偿网络计算程序中热敏电阻模型不精确.

传统补偿方法中,热敏电阻在窄温范围内测试,并使用式(1)进行建模.

$$R = R_0 e^{B \left( \frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right)} \quad (1)$$

式中: $T_0$  和  $T$  为绝对温度, $T_0 = 298.15 \text{ K}$ , $T$  为当前温度; $R_0$  为  $T_0$  时的电阻值; $B$  为材料常数.

当温度范围很宽时,式(1)中的计算模型不适用,而应如式(2)所示.

$$R = R_0 e^{B_1 \left[ \left( \frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right) - B_1 \left( \frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right)^2 \right]} \quad (2)$$

式中: $B_1$  为高阶材料常数<sup>[17]</sup>.

此外,传统方法中热敏电阻温度特性是在近似零功率条件下测量并计算或拟合得到的.实际上,热敏电阻在温补网络中工作时并不能很好地满足零功率条件.由于热敏电阻具有耗散系数,因此消耗在热敏电阻中的能量会引起温升导致电阻值改变.而且,电路中还有其他器件或多或少的辐射热量,引起温度梯度.因而,热敏电阻的计算模型和实际使用情况存在较大差距.如果将式(1)的热敏电阻模型代入温补网络计算程序,必然引起大的误差,造成实际补偿效果恶化.

## 2 改进的温度补偿方法

新的模拟温补晶振宽温补偿方法从热敏电阻建模和补偿网络计算程序两个方面进行改进.

### 2.1 热敏电阻建模

改进温度补偿方法中,热敏电阻采用在线测量和比例建模的方式.

首先,热敏电阻测量中使用与补偿网络相同的电路形式和大致相当的电路参数,以及宽温测试范围,即尽量接近其实际使用情况,而非在零功率和窄温条件下测量,如图 3 所示.其中,电阻符号上带箭头的为热敏电阻( $R_4$ 、 $R_5$ 、 $R_7$ ),其余为固定电阻( $R_1 \sim R_3$ 、 $R_6$ 、 $R_8$ ).

其次,在测试过程中,随温度变化,记录图 3 中各节点电压.对于  $N$  个温度测试点, $V_2$ 、 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ 、 $V_4$  均为  $N$  维行向量.

然后,根据节点电压和基尔霍夫定律、诺顿定律计算得到各热敏电阻随温度变化的电阻值,并将热敏电阻值表示为  $N$  维向量  $R_{1 \times N}$ .

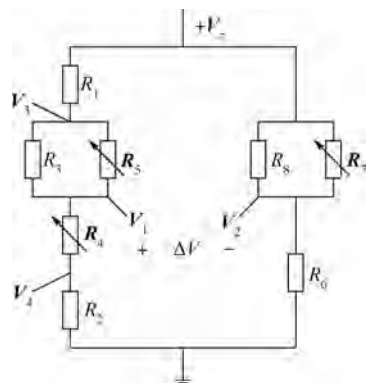


图 3 热敏电阻在线测量网络

Fig. 3 On-line test network for thermistors

最后,将得到的热敏电阻向量代入温补网络计算程序中使用.实际上,考虑到同批次热敏电阻具有较好的一致性和工程应用的简便性,可以采用热敏电阻比例建模的方式.不必每只待使用的热敏电阻都按图3进行实际测量,而是将上述测试完成的热敏电阻作为参考热敏电阻,其余相同类型、阻值相近的热敏电阻建模为

$$\mathbf{R}_{1 \times N} = K(R_{B0}, B_B, R_{C0}, B_C) \mathbf{R}_{C1 \times N} \quad (3)$$

式中: $K(R_{B0}, B_B, R_{C0}, B_C)$ 为与待使用热敏电阻和参考热敏电阻特性参数相关的比例系数; $R_{B0}$ 和 $B_B$ 为待使用热敏电阻特性参数; $R_{C0}$ 和 $B_C$ 为参考热敏电阻特性参数,均可由传统测试方法得到或厂家给出; $\mathbf{R}_{C1 \times N}$ 为参考热敏电阻实测值, $\mathbf{R}_{1 \times N}$ 和 $\mathbf{R}_{C1 \times N}$ 均为 $N$ 维行向量.

### 2.2 补偿网络计算程序

将式(3)建模的热敏电阻代入温补网络计算程序中.温补网络输出电压 $\Delta V$ 为 $N$ 维行向量,由图3可得

$$\Delta V = V_1 - V_2 = f(R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6, R_7, R_8) \quad (4)$$

$V_1$ 、 $V_2$ 和 $\Delta V$ 的第 $k$ 个分量表达式为

$$V_{1k} = \frac{R_{4k} + R_2}{R_1 + R_3 \cdot R_{5k} / (R_3 + R_{5k}) + R_{4k} + R_2} V_{zk} \quad (5)$$

$$V_{2k} = \frac{R_6}{R_6 + R_8 \cdot R_{7k} / (R_8 + R_{7k})} V_{zk} \quad (6)$$

$$\Delta V_k = V_{1k} - V_{2k} \quad (7)$$

可见, $V_1$ 、 $V_2$ 和 $\Delta V$ 均为各电阻值的非线性函数.

使振荡器温频特性得到完全补偿的网络电压为目标补偿电压 $\Delta M$ , $N$ 维行向量.改进方法中,温补网络计算程序采用遗传算法,通过优化计算求得一组网络参数值,使网络实际输出电压 $\Delta V$ 与目标补偿电压 $\Delta M$ 之间的拟合误差最小.

在算法中,染色体编码采用实数编码,将固定电阻值或固定电阻值和待使用热敏电阻特性参数 $R_{B0}$ 、 $B_B$ 作为基因,依次排列构成染色体.

为了增强程序的实用性,目标函数包括3部分:残差平方和、最大偏差和常温频率准确度.这3部分通过罚函数来折中<sup>[18]</sup>.

残差平方和表达式为

$$Q = \sum_{k=1}^N (\Delta M_k - \Delta V_k)^2 \quad (8)$$

最大偏差表达式为

$$\delta_{\max} = \max_{k \in \{1, 2, \dots, N\}} \{ |\Delta M_k - \Delta V_k| \} \quad (9)$$

常温频率准确度的表达式为

$$\eta = |p \Delta V_{25^\circ\text{C}} - F_0| \quad (10)$$

式中: $p$ 为压控灵敏度; $\Delta V_{25^\circ\text{C}}$ 为 $25^\circ\text{C}$ 时补偿网络输出电压; $F_0$ 为振荡器标称频率.

在计算过程中通过选择、交叉、变异等步骤,得到进化的染色体.并且,为了克服进化过程中的早熟和欺骗问题,获得最佳结果,根据进化的不同阶段,设置不同的群体选择压力,并实施最优保存策略<sup>[19]</sup>.

## 3 验证试验

### 3.1 热敏电阻计算

根据热敏电阻在线测量和比例建模方法,分别将2组各3只热敏电阻连接到图3的测量网络中,在 $-40 \sim +70^\circ\text{C}$ 范围内进行测量.

然后,将第1组中的3只热敏电阻作为对应网络位置的参考热敏电阻.将第2组的3只热敏电阻分别按照式(3)进行建模计算,建模计算值与其实测值和传统方法计算值的比较结果如图4所示.

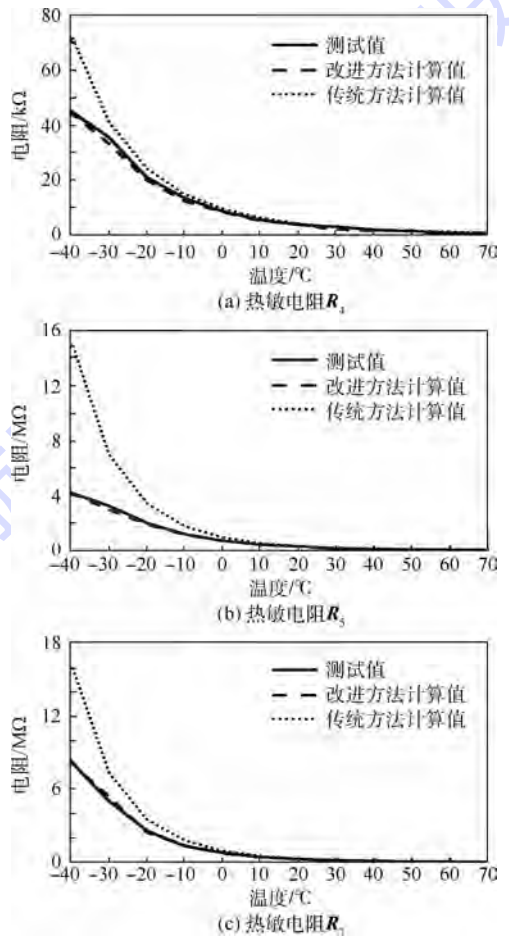


图4 热敏电阻计算值与测试值比较

Fig.4 Comparison between compute values and test value of thermistor

由图 4 可见,相比于传统方法,采用改进温度补偿方法计算得到热敏电阻值更接近于实测值.因此,将该计算值代入温补网络计算程序可以有效提高计算准确度.

### 3.2 补偿网络参数计算

选取 10 只 10 MHz 晶体振荡器进行温度补偿.要求补偿后的晶体振荡器在  $-40 \sim +70^{\circ}\text{C}$  的范围内频率温度稳定性达到  $\pm 1 \times 10^{-6}$ .

首先,选取 10 组热敏电阻,分别按式(3)进行建模,其中参考热敏电阻与第 3.1 节中参考热敏电阻相同.

然后,将建模的热敏电阻代入温补网络计算程序,并将待计算的固定电阻值按顺序排列,组成实数编码的染色体.在进化过程中,采用随进化代数变化的交叉概率  $p_c$  和变异概率  $p_m$ .

目标函数表示为

$$Y = \alpha \cdot Q + \beta \cdot \delta_{\max} + \gamma \cdot \eta \quad (11)$$

式中: $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$  分别为  $Q$ 、 $\delta_{\max}$  和  $\eta$  的权重.

迭代计算过程如图 5 所示,经过多次迭代计算达到收敛条件后,便得到一组最优的固定电阻值.为了进一步优化计算结果,计算程序中也可以将固定电阻和热敏电阻特性参数  $R_{B0}$  和  $B_B$  同时作为待优化量进行实数编码和优化计算.

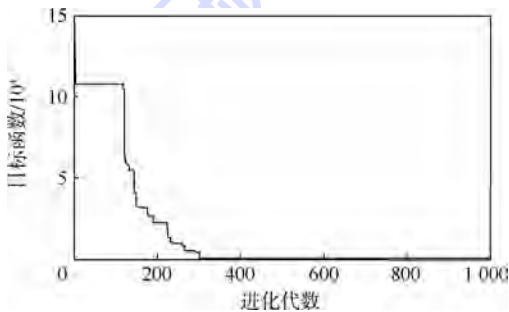


图 5 补偿网络计算程序迭代过程

Fig. 5 Iteration process of compensation network computing program

### 3.3 频率温度稳定性测试

根据温补网络计算程序得到的固定电阻值,安装温补网络.由于计算程序得出的电阻值通常为几  $\text{k}\Omega$  ~ 几百  $\text{k}\Omega$  的任意实数,而实际电阻值为一系列离散值.因此,安装时为了尽量接近计算值,网络中每一个计算电阻由两个实际电阻组合而成,并且组合精度不应低于 1%.

将装配完的 10 只晶体振荡器放入温箱,进行频率温度稳定性测试,测试结果如表 1 所示.表 1 中同时给出了采用传统补偿方法进行计算和装配后的实测结果.

表 1 传统方法与改进方法测试结果对比

Table 1 Results comparison between traditional method and modified method

晶振序号	频率温度稳定性/ $10^{-6}$	
	传统方法一次温度补偿结果	改进方法一次温度补偿结果
1	3.504	1.000
2	2.471	0.897
3	1.933	0.738
4	3.488	0.815
5	1.671	0.613
6	2.505	0.758
7	1.985	0.847
8	2.224	0.737
9	1.405	0.572
10	0.996	0.521

可见,采用改进方法,10 只晶振进行一次温度补偿后,频率温度稳定性均达到并优于  $\pm 1 \times 10^{-6}$ .以 3 号晶体振荡器为例,分别采用传统方法和改进方法进行一次温度补偿后,得到频率温度稳定性如图 6 所示.补偿前 3 号晶体振荡器的频率温度稳定性约为  $\pm 15 \times 10^{-6}$ .

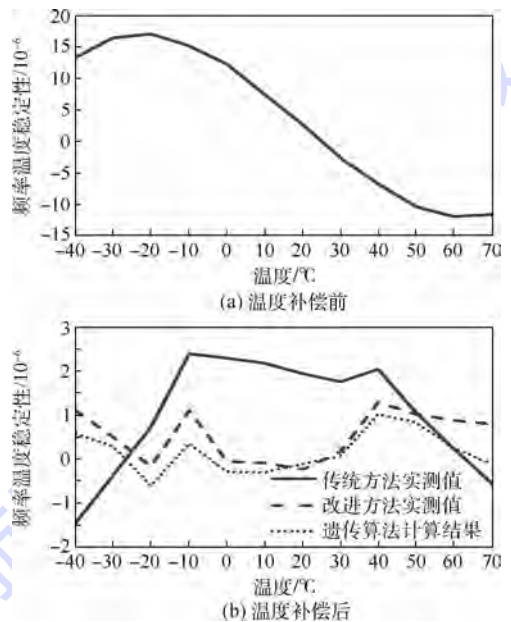


图 6 3 号晶振一次温度补偿结果

Fig. 6 Result of once temperature compensation for oscillator No. 3

综合表 1 和图 6 表明,采用改进方法进行一次温度补偿的效果明显优于传统方法,不仅频率波动大大减小,而且常温下的频率准确度也明显提高.因此,改进方法可显著提高晶体振荡器的一次温度补偿成功率.

## 4 结 论

综上所述,本文提出了一种改进的模拟温补

晶振宽温范围温度补偿方法.

1) 改进方法中,热敏电阻采用在线测试和比例建模,并将建模的热敏电阻代入温补网络计算程序,提高了补偿网络参数计算的准确度.

2) 温补网络计算程序中,通过遗传算法优化获得网络参数解.该算法可适用多种复杂约束条件,且不依赖于初始解,因此使用灵活.

3) 经试验验证,该方法可以有效提高温度补偿精度和一次温补成功率,避免多次补偿带来的人员和设备占用,以及引入的不确定因素,因此可显著提升生产效率和产品可靠性.

**致谢** 感谢刘宇婧和邢树来同志在项目研究过程中给予的支持和帮助.

### 参考文献 (References)

- [1] GJB 1648A—2011. 晶体振荡器通用规范[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2011:47.  
GJB 1648A—2011. General specification for crystal oscillators [S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2011: 47 (in Chinese).
- [2] John R V. Introduction to quartz frequency standards, AD-A248503[R]. NJ: US Army LABCOM ETDL, 1992: 22-28.
- [3] 吴剑强. 小型超宽温度范围模拟温补晶振[J]. 湖南大学学报, 1993, 20(6): 34-38.  
Wu J Q. The miniature temperature compensation crystal oscillator for ultra-wide range of temperature [J]. Journal of Hunan University, 1993, 20(6): 34-38 (in Chinese).
- [4] 靳宝安, 袁桃利, 贾玉霞. 晶振温补网络研究[J]. 陕西科技大学学报, 2005, 23(3): 81-85.  
Jin B A, Yuan T L, Jia Y X. Analyse and research on the temperature compensate net of crystal oscillator [J]. Journal of Shaanxi University of Science & Technology, 2005, 23(3): 81-85 (in Chinese).
- [5] 邓敏, 陈卫. 宽温高稳定度的温度补偿技术[J]. 电讯技术, 2008, 48(6): 44-46.  
Deng M, Chen W. Temperature compensation technology with wide temperature and high frequency stability [J]. Telecommunication Engineering, 2008, 48(6): 44-46 (in Chinese).
- [6] 李建文, 祖兵. 高准确度宽温石英晶振热敏网络温度补偿[J]. 传感器技术, 2004, 23(5): 68-71.  
Li J W, Zu B. Temperature compensation to quartz crystal oscillator by thermistor net with high accuracy within wide temperature scope [J]. Journal of Transducer Technology, 2004, 23(5): 68-71 (in Chinese).
- [7] 黄显核. 最佳逼近法在晶体频温曲线拟合和 TCXO 中的应用[J]. 压电与声光, 2005, 27(4): 452-454.  
Huang X H. Application of the best approximation algorithms on frequency-temperature curve fit and TCXO [J]. Piezoelectrics and Acousto-optics, 2005, 27(4): 452-454 (in Chinese).
- [8] Mi Z, Wei X C. A 0.1 ppm successive approximation frequency-temperature compensation method for temperature compensated crystal oscillators (TCXO) [C] // Proceedings of 2009 World Congress on Computer Science and Information Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 493-498.
- [9] Wei F, Xian H H, Feng T, et al. An improved microcontroller compensated low phase noise overtone TCXO [C] // Proceedings of 2009 IEEE International Frequency Control Symposium and the 22nd European Frequency and Time forum. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 974-977.
- [10] 孙敏, 黎敏强, 陈中平, 等. 一种宽温高精度温补晶振的研制[J]. 电子技术, 2013, 26(8): 90-92.  
Sun M, Li M Q, Chen Z P, et al. A high precision temperature compensated crystal oscillator in wide temperature range [J]. Electronic Science and Technology, 2013, 26(8): 90-92 (in Chinese).
- [11] 江玉洁, 陈辰, 伏全海, 等. 一种全集成化的温补晶体振荡器[J]. 宇航计测技术, 2003, 23(3): 52-57.  
Jiang Y J, Chen C, Fu Q H, et al. A full-integrated temperature compensated crystal oscillator [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2003, 23(3): 52-57 (in Chinese).
- [12] 尹红斌. 基于模拟-数字相结合的新型温补晶振的产业化设计[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2007.  
Yin H B. Industrialized research of temperature compensated crystal based on analog-digital method [D]. Xi'an: Xi'an Electronic Science and Technology University, 2007 (in Chinese).
- [13] 王艳, 黄显核, 阎立群, 等. 高精度低噪声集成温度补偿晶体振荡器[J]. 压电与声光, 2010, 32(6): 909-911.  
Wang Y, Huang X H, Yan L Q, et al. An integrated temperature compensated crystal oscillator with high-precision and low-noise [J]. Piezoelectrics and Acousto-optics, 2010, 32(6): 909-911 (in Chinese).
- [14] Asad A A. Phase noise and jitter in CMOS ring oscillators [J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2006, 41(8): 1803-1816.
- [15] Behzad R. A study of phase noise in CMOS oscillators [J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 1996, 31(3): 331-343.
- [16] 韩艳菊, 杨科, 郑鸿耀. 一种用于模拟温度补偿晶体振荡器的温度补偿方法: 中国, 201310739925. 3 [P]. 2013-12-30.  
Han Y J, Yang K, Zheng H Y. A temperature compensation method for analog temperature compensated crystal oscillator: China, 201310739925. 3 [P]. 2013-12-30 (in Chinese).
- [17] 赵声衡, 赵英. 晶体振荡器 [M]. 北京: 科学出版社, 2008: 316-322.  
Zhao S H, Zhao Y. Crystal oscillator [M]. Beijing: Science Press, 2008: 316-322 (in Chinese).
- [18] 孙艳丰, 郑加齐, 王德兴, 等. 基于遗传算法的约束优化方法评述[J]. 北方交通大学学报, 2000, 24(6): 14-19.  
Sun Y F, Zheng J Q, Wang D X, et al. A survey of constraint optimization method based on genetic algorithm [J]. Journal of Northern Jiaotong University, 2000, 24(6): 14-19 (in Chinese).
- [19] 吕善伟, 韩艳菊, 王伟. 遗传算法综合阵列的幅度和相位方向图[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9): 1014-1017.  
Lü S W, Han Y J, Wang W. Synthesis of the array's amplitude and phase pattern using genetic algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(9): 1014-1017 (in Chinese).

## Modified wide temperature compensation method for analog TCXO

HAN Yanju<sup>1,2</sup>, YANG Ke<sup>\*2</sup>, ZHENG Hongyao<sup>2</sup>

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

2. Beijing Institute of Metrology and Measurement, Beijing 100854, China)

**Abstract:** When the temperature frequency stability of the temperature compensated crystal oscillator (TCXO) is required better than  $\pm 1 \times 10^{-6}$  in a wide temperature range, the rate of once success for the traditional compensation method is low. The compensation precision influences were carefully analyzed, and the reasons were drawn that the measurement method and the calculation model of the thermistors within the temperature compensation network caused the higher tolerance. So a modified wide temperature compensation method was provided. At first, the reference thermistors were measured on-line in the wide temperature range to obtain the practical data. Secondly, the thermistors for using were proportionally modeled according to the reference thermistors measurement data to acquire the resistance for each temperature. At last, the modeled thermistors were input into the temperature compensation program, and the genetic algorithm was used to compute the optimized network parameters. The contrast tests were carried out, and show that the thermistor values with new modeling method are closer to the test values than those with the traditional method, the compensation program is more flexible, and the rate of once success for temperature compensation is improved more than 90%.

**Key words:** crystal oscillator; temperature compensation; thermistor; genetic algorithm; modeling

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0013

# 基于扩张干扰观测器的带攻击角约束制导律

张皎\*, 杨旭, 刘源翔

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)



**摘 要:** 针对导弹拦截机动目标时要求限制终端攻击角度的问题,提出了一种基于扩张干扰观测器(EDO)的有限时间收敛制导律.考虑拦截时弹目相对运动关系,将导弹速度的时变、未知的运动目标加速度视为扰动,采用EDO对干扰进行实时的观测和补偿.通过引入快速跟踪微分器解决制导律中所需期望视线角速率无法直接获取的问题.同时,在制导律性能分析中引入了滑模捕捉能力的概念,分别对不同攻击场景和不同运动形式的机动目标进行拦截仿真,结果表明该制导律有良好的制导性能和鲁棒性,并与其他制导律进行仿真对比,其所需过载小,脱靶量小,易于工程实现.

**关键词:** 末端制导律; 攻击角度约束; 有限时间收敛; 扩张干扰观测器; 跟踪微分器

**中图分类号:** V488.13

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2256-13

为了提高导弹的杀伤威力与杀伤概率,不仅要求导弹以较小的脱靶量命中目标,而且有必要对其攻击角度提出约束.攻击角定义为在碰撞时刻导弹与目标速度向量的夹角,对于攻击固定目标时,即为导弹的飞行航迹角.自1973年Kim和Grider<sup>[1]</sup>首次提出导弹末端攻击角度约束这一概念以来,导弹带末端攻击角度约束的制导方法设计已经取得了一定的成果<sup>[2-18]</sup>.

文献[2]提出了在比例导引律的基础上加了一个时变偏置项,用来满足末端攻击角度约束的要求,此制导律形式简单,但仅限于固定目标.文献[3-6]提出了满足攻击角度要求的最优控制导引律,选取不同的加权函数对制导性能有很大的影响,该方法能得到显式制导律,但对模型精度要求较高.由于对包含建模误差及不确定性具有很强的鲁棒性<sup>[7]</sup>,滑模控制被用于制导律的设计<sup>[8-10]</sup>.该方法使系统状态趋近并保持在根据末端攻击角约束设计的滑动模态上,最终达到期望

落角,具有较强的鲁棒性,但抖振现象会降低性能.而文献[11-12]基于滑模控制技术设计了滑模制导律,同时采用了非线性扰动观测器对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,提高了制导的精度.文献[13-14]提出了考虑自动驾驶仪动态条件下拦截机动目标的带攻击角约束的制导律,通过零化弹目相对法向速度将攻击角约束转化为视线角约束,并把期望的视线角视为定值.文献[15-18]通过零化弹目相对法向速度,将攻击角约束转化为视线角约束,目标机动状态下,期望的视线角是时变的,且变化率正比于目标加速度.文献[15]中设计的制导律存在奇异问题,而文献[16]提出了非奇异终端滑模带攻击角约束的制导律,但打击目标仅限于固定和匀速运动目标,但都未给出未知目标加速度的处理方法.在此基础上,文献[17-18]针对机动目标提出了带攻击角约束的制导律,并采用观测器估计未知目标加速度,同时文献[18]考虑了导弹

收稿日期: 2015-01-05; 录用日期: 2015-04-18; 网络出版时间: 2015-05-04 15:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150504.1531.001.html

\* 通讯作者: 张皎(1985—),男,湖北十堰人,博士研究生,zhangjiao48303@126.com,主要研究方向为制导控制一体化.

**引用格式:** 张皎, 杨旭, 刘源翔. 基于扩张干扰观测器的带攻击角约束制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2256-2268. Zhang J, Yang X, Liu Y X. Guidance law with impact angle constraints based on extended disturbance observer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2256-2268 (in Chinese).

自驾仪的动态特性,采用非奇异终端滑模和动态面控制方法设计制导律.以上制导律在性能上都满足期望的角度,但是对于制导系统的收敛时间问题基本没有考虑.在有些情况下,人们希望导弹的弹道倾角在命中目标以前也收敛到约束的入射角度,因此就需要考虑系统收敛的快速性,设计有限时间收敛的导引律.在文献[19]中,由于在到达滑模面阶段使用幂次趋近律,导致系统轨迹在远离平衡点的时候收敛速度较慢,不具有全局快速收敛的特性.文献[20]提出了非奇异终端滑模导引律,并对奇异问题做了相关处理,但是采用等速趋近律,滑模面只能收敛到边界层,不能严格收敛到零,视线角难以严格收敛到期望的视线角,无法获得高精度的攻击角跟踪性能.文献[21]中采用快速终端滑模函数设计趋近律,可以期望获得更高精度的视角角跟踪性能,但是该制导律所需调整的参数较多且敏感,在跟踪的初始阶段控制量容易饱和.

上述的制导律都能满足末端零控脱靶量和期望角度约束,但是在设计过程中增加了系统的复杂度,同时对于导弹运动过程中的未知量(导弹速度的未知时变不确定性和目标加速度)无法实时地测量,或者由于系统和外界的不确定性,导致假设的目标机动加速度上限无法准确获得,对模型的依赖度较高,并且由于假设的上界过大导致控制量过大出现高频震颤现象.自文献[22]提出干扰观测器(DO)的概念以来,基于非线性干扰观测器(NDO)的控制方法因其计算结构简单、鲁棒性好且不依赖于精确模型等优点引起许多学者的关注<sup>[22-24]</sup>.DO的独特优势在于不需要假设干扰上界已知,同时可以估计出系统的总扰动,且观测器增益的整定有一套成熟的公式可供参考<sup>[22]</sup>.

本文结合扩张干扰观测器(EDO)和有限时间稳定控制技术提出一种适用于目标机动逃逸情况的终端攻击角约束的有限时间稳定制导律.采用EDO对系统的总干扰(导弹速度的未知时变、未知的目标加速度等)进行估计,并把估计值用于设计非奇异终端滑模面的设计.保证视线角可以很好地跟踪时变的期望视线角,进而精确地达到预先给定的攻击角.同时,引入跟踪微分器解决了制导律中所需的期望视线角速率无法量测的问题,因此,该制导律需要的状态量较少,便于工程应用.最后通过导弹不同的机动形式、不同攻击场景条件下的数值仿真验证了该制导律的良好性能.通过对比仿真,相对于仅利用非奇异终端滑模控制设计的制导律,

本文提出的制导律具有较小的过载和更好的鲁棒性.

## 1 导弹拦截模型

为了便于描述,考虑攻击角约束的弹目拦截问题采用二维平面交战模型,其结果可以应用到三维场景中.导弹-目标二维平面拦截示意图如图1所示.

为了简化问题,假设导弹和目标均为质点,忽略导弹和目标所受的重力.弹目相对运动方程以极坐标形式表示:

$$\dot{R} = V_t \cos(\phi_t - q) - V_m \cos(\phi_m - q) \quad (1)$$

$$R\dot{q} = -V_t \sin(q - \phi_t) + V_m \sin(\phi_m - q) \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi}_m = a_m/V_m \\ \dot{\phi}_t = a_t/V_t \end{cases} \quad (3)$$

式中: $R$ 和 $\dot{R}$ 分别为弹目相对距离及其变化率; $q$ 和 $\dot{q}$ 分别为视线角及其变化率; $a_m$ 和 $a_t$ 分别为导弹和目标的法向加速度; $\phi_m$ 和 $\phi_t$ 分别表示导弹和目标的航迹角; $V_m$ 和 $V_t$ 分别为导弹和目标的速度.

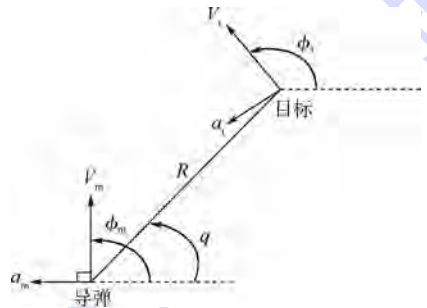


图1 导弹-目标平面拦截几何

Fig. 1 Missile-target engagement geometry

对式(2)两边对时间 $t$ 求导并将式(1)代入,可得

$$\ddot{q} = -\frac{2R\dot{q}}{R} - \frac{\cos(\phi_m - q)}{R} a_m + \frac{\dot{V}_m \sin(q - \phi_m)}{R} + \frac{a_t \cos(\phi_t - q)}{R} - \frac{\dot{V}_t \sin(q - \phi_t)}{R} \quad (4)$$

令 $a_{ix} = a_i \cos(\phi_i - q)$ , $a_{ix}$ 为目标法向加速度沿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 $a_t$ 是未知的,因此如何实时准确快速估算出 $a_t$ 的值是制导律设计的关键.

在这里定义攻击角 $\theta_{imp}$ 为在碰撞时刻导弹与目标速度向量的夹角<sup>[15]</sup>,如图2所示.

攻击角约束制导问题就是指导弹击中目标的同时要满足期望的攻击角度,以提高杀伤效力.即在终端时刻 $t_f$ ,满足条件:

$$\begin{cases} \theta_{\text{imp}} = \phi_{\text{tf}} - \phi_{\text{mf}} \\ |q - \phi_m| < \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (5)$$

式中： $\phi_{\text{tf}}$ 和 $\phi_{\text{mf}}$ 分别表示碰撞时刻导弹与目标的航迹角。其中，式(5)物理含义是在制导的过程中确保目标在导引头视角角范围内。

当导弹和目标位于碰撞三角形航迹线上时，有 $R\dot{q} = 0$ ，则存在

$$V_m \sin(\phi_{\text{mf}} - q_F) = V_t \sin(\phi_{\text{tf}} - q_F) \quad (6)$$

式中： $q_F$ 为导弹碰撞时刻的期望视线角。

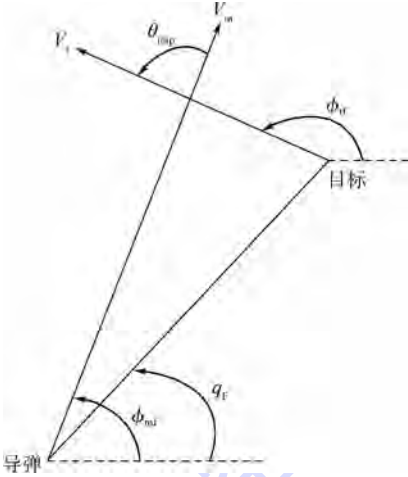


图2 导弹和目标碰撞航迹

Fig.2 Missile and target on collision course

**假设1** 系统中变量 $R, q, V_t, V_m, \phi_t, \phi_m$ 可以直接得到。

**假设2** 对于给定的 $\phi_t$ 和 $\phi_m$ ，式(6)的解 $q_F^*$ 存在且唯一；同样，对于给定的 $q_F$ 和 $\phi_t$ ，有且只有一个 $\phi_m^*$ 满足式(6)。

**假设3** 目标与导弹的速度比近似为一个常值，且满足：

$$\nu = \frac{V_t}{V_m} < 1 \quad (7)$$

求解式(6)可得

$$q_F = \phi_t - \arctan\left(\frac{\sin \theta_{\text{imp}}}{\cos \theta_{\text{imp}} - \nu}\right) \quad (8)$$

即在制导过程结束前，视线角满足约束 $q = q_F$ 。式(8)描述的是导弹碰撞时刻的期望视线角与目标航迹角之间的关系。为了使导弹击中目标时获取给定的攻击角度，从制导开始时刻就满足式(8)的条件，而不仅仅是在碰撞时刻才成立。

由式(8)可知，当 $\theta_{\text{imp}} = n\pi, n = \pm 1, \pm 2, \dots$ 时，期望视线角 $q_F$ 与目标与导弹的速度比 $\nu$ 无关。从文献[15]可知，攻击角 $\theta_{\text{imp}}$ 与期望视线角 $q_F$ 是一一对应的关系，故攻击角约束就转化为视线角约束问题。当目标机动时，目标航迹角 $\phi_t$ 随时

间变化，因此期望视线角 $q_F$ 是时间变化的量，其一阶和二阶导数分别为

$$\begin{cases} \dot{q}_F = \dot{\phi}_t = \frac{a_t}{V_t} \\ \ddot{q}_F = \ddot{\phi}_t = \frac{\dot{a}_t}{V_t} \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)可知，期望视线角的变化率 $\dot{q}_F$ 正比于目标加速度。

定义状态变量 $x_1 = q - q_F, x_2 = \dot{q} - \dot{q}_F$ ，同时考虑式(4)，则有

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{R}(-2R\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + d(t)) \end{cases} \quad (10)$$

式中：

$$d(t) = a_{\text{eq}} - \frac{R\dot{a}_t}{V_t} + \dot{V}_m \sin(q - \phi_m) - \dot{V}_t \sin(q - \phi_t)$$

其中 $a_m$ 为系统的控制量， $d(t)$ 为系统的总扰动，体现了导弹速度未知时变、目标的机动逃逸等引起的扰动。

**假设4** 假设 $d(t)$ 是有界的并存在一个常数 $M > 0$ ，则有

$$\left| \frac{d^\zeta d(t)}{dt^\zeta} \right| \leq M \quad \zeta = 0, 1, \dots, r + 1$$

式中： $r$ 为EDO扩张的阶数，将在下文详细分析。

## 2 复合制导律设计

导弹飞行过程中控制系统容易受到参数变化和外界环境干扰，因此制导律的设计必须考虑系统的鲁棒性。

为了使导弹实现上述拦截策略，本文采用滑模控制理论设计有限时间收敛制导律。采用EDO对闭环系统式(10)的总干扰 $d(t)$ 进行实时的观测和动态补偿。控制器设计目标为：在系统外部干扰存在的条件下，设计控制器 $u$ 使得 $x_1$ 和 $x_2$ 有限收敛于零。复合制导律结构框图如图3所示。

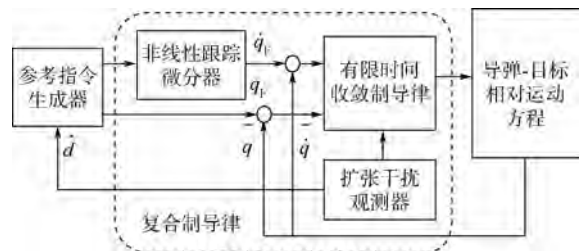


图3 复合制导律结构框图

Fig.3 Structure block diagram of compound guidance law

### 2.1 扩张干扰观测器

文献[22]提出 DO 的思想,因其参数少,便于调试,通过调节观测增益改变 DO 的收敛速度等优点,得到了广泛的应用.综合考虑系统模型不确定性及输入扰动对制导律的影响,基于高阶泰勒多项式逼近重构扰动的原理,提出具有扩张状态的 EDO,该观测器不仅可以对于干扰真值进行观测,而且可对其任意阶导数进行估计,有效提高观测精度.

定义新的变量:

$$\mathbf{v}_q = R\dot{q} \quad (11)$$

则式(4)变为

$$\dot{\mathbf{v}}_q = -\dot{R}\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + d(t) \quad (12)$$

构造 EDO 估计式(10)中的总扰动  $d(t)$ ,其数学模型为

$$\begin{cases} \hat{d} = p_1 + l_1 \mathbf{v}_q \\ \dot{p}_1 = -l_1(-\dot{R}\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + \hat{d}) + \hat{d} \\ \hat{d} = p_2 + l_2 \mathbf{v}_q \\ \dot{p}_2 = -l_2(-\dot{R}\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + \hat{d}) + \hat{d} \\ \vdots \\ \hat{d}^{(r-1)} = p_r + l_r \mathbf{v}_q \\ \dot{p}_r = -l_r(-\dot{R}\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + \hat{d}) + \hat{d}^{(r)} \\ \hat{d}^{(r)} = p_{r+1} + l_{r+1} \mathbf{v}_q \\ \dot{p}_{r+1} = -l_{r+1}(-\dot{R}\dot{q} - a_m \cos(\phi_m - q) + d(t)) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\hat{d}$ 为  $d(t)$ 的估计值, $\hat{d}^{(i-1)}$  ( $i=2,3,\dots,r$ )为  $d(t)$ 各阶导数的估计; $p_i \in \mathbf{R}$  ( $i=1,2,\dots,r+1$ )和  $l_i \in \mathbf{R}$  ( $i=1,2,\dots,r+1$ )分别为辅助变量和观测增益参数,可调参数  $l_i$  采用基于带宽的配置方法,可以改变观测器的收敛速度或带宽,则满足如下的特征多项式:

$$\begin{aligned} \lambda(s) &= s^{r+1} + w_o a_1 s^r + \dots + w_o' a_r s + w_o^{r+1} a_{r+1} = \\ &= s^{r+1} + l_1 s^r + \dots + l_r s + l_{r+1} = (s + w_o)^{r+1} \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $l_i = \alpha_i / \varepsilon^i$ ,  $i=1,2,\dots,r+1$ ,  $\varepsilon = 1/w_o$ ,  $w_o > 0$  为观测器带宽,且为 EDO 唯一需要调整的参数.系统的干扰估计可表示为

$$\begin{aligned} \hat{d} &= l_{r+1} \int_0^{(r-1)} (d - \hat{d}) + \\ &+ l_r \int_0^{(r-2)} (d - \hat{d}) + \dots + l_1 (d - \hat{d}) \end{aligned} \quad (15)$$

式中:  $\int_0^{(n)} \varphi = \int_0^t \int_0^{\sigma_1} \dots \int_0^{\sigma_{n-1}} \varphi(\sigma_n) d\sigma_n \dots d\sigma_1$

为了说明 EDO 的收敛性(即估计误差渐进稳

定),有如下定理.

**定理 1** 若假设 4 条件满足,且选取观测器增益  $l_i \in \mathbf{R}$  ( $i=1,2,\dots,r+1$ )使得观测器误差方程特征多项式 Hurwitz 稳定,那么误差向量  $\mathbf{E}_o$ . 指数收敛并有界,且收敛域为

$$\sup_{0 < \varepsilon < 1} |d(t) - \hat{d}(t)| \leq O\left(\frac{1}{\lambda^{r+1}}\right)$$

**证明** 根据系统(13),定义

$$\mathbf{E}_o = [\tilde{d}(t) \quad \tilde{d}'(t) \quad \dots \quad \tilde{d}^{(r)}(t)]$$

则系统观测误差动态方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{E}}_o = \mathbf{A}_o \mathbf{E}_o + \mathbf{B}_d d^{(r)} \quad (16)$$

式中:

$$\mathbf{A}_o = \begin{bmatrix} -l_1 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ -l_2 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ -l_{(r-1)} & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -l_r & 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B}_d = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

求解式(16),可得

$$\mathbf{E}_o(t) = e^{\mathbf{A}_o t} \mathbf{E}_o(0) + e^{\mathbf{A}_o t} \int_0^t e^{-\mathbf{A}_o \tau} \mathbf{B}_d d^{(r)} d\tau \quad (17)$$

由于矩阵  $\mathbf{A}_o$  满足 Hurwitz,即  $\mathbf{A}_o$  的所有特征值  $\lambda_i$  均具有负实部,因此,式(17)第 1 项可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e^{\mathbf{A}_o t} \mathbf{E}_o(0) = 0 \quad (18)$$

则式(17)变为如下形式:

$$D(t) = \int_0^t e^{\mathbf{A}_o(t-\tau)} \mathbf{B}_d d^{(r)} d\tau \quad (19)$$

在假设 4 满足的前提下,根据矩阵函数的相关理论,可得  $D(t)$  的上界为

$$\begin{aligned} |D(t)| &= \left| \int_0^t \sum_{h=0}^{r-1} \mathbf{S}_{ih} \mathbf{B}_d \frac{(t-\tau)^h}{h!} e^{\lambda_1(t-\tau)} d^{(r)}(\tau) d\tau \right| \leq \\ &= \sum_{h=0}^{r-1} |\mathbf{S}_{ih} \mathbf{B}_d| M \int_0^t \frac{(t-\tau)^h}{h!} e^{\lambda_1(t-\tau)} d\tau \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{S}_{ih}$ 为由矩阵  $\mathbf{A}_o$  决定的常数矩阵, $h$ 为积分步长.

同样,由于矩阵  $\mathbf{A}_o$  满足 Hurwitz,  $\lambda_i < 0$  ( $i \in p$ ),  $p$  为特征根的重数,则有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |D(t)| \leq \sum_{i=1}^p \sum_{h=0}^{n_i-1} |\mathbf{S}_{ih} \mathbf{B}_d| M \frac{1}{(-\lambda_i)^{j+1}} \quad (21)$$

因此,由式(17)、式(18)及式(21)可知,系统观测误差是有界的.

进一步,可以获得 EDO 的观测误差收敛域.考虑当矩阵  $\mathbf{A}_o$  有相同的特征根,则有

$$|S_{1h} B_d| = [0 \ \dots \ 1 \ C_i^{i-1}(-\lambda) \ \dots \ C_i^{i-1}(-\lambda)^{i-1}(-\lambda)^i]^T$$

$$i = 0, 1, \dots, r - 1$$

式中:  $C_j^h = \frac{j \cdots (j - h + 1)}{h!} \quad h \leq j$

因此,观测误差的上界满足如下关系:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |D(t)| \leq O\left(\frac{1}{\lambda^{r+2-i}}\right) \quad (22)$$

当  $i = 1$  时,系统的总干扰  $d(t)$  的估计误差为

$$\sup_{0 < \varepsilon < 1} |d(t) - \hat{d}(t)| \leq O\left(\frac{1}{\lambda^{r+1}}\right) \quad (23)$$

证毕

从定理 1 可知,当特征值  $\lambda$  足够大时,系统式(13)可以渐进跟踪  $d(t)$  及其任意阶导数.此外,各状态的估计误差随着扩张阶数的增加而减小.当扩张阶数逐渐增加时,假设 1 中对干扰的约束条件越来越苛刻,即当扩张阶数为  $r$  时,干扰的  $r$  阶导数存在且有界.因此,扩张阶数并不能随意增加.

### 2.2 有限时间收敛制导律设计

对于系统式(10),为满足式(5)所示的约束条件,控制器设计目标为:在系统总干扰  $d(t)$  存在的条件下,设计控制器  $u$  使得状态  $x_1$  和  $x_2$  有限时间收敛于零.

首先,选取如下的滑模面:

$$s = x_1 + \beta |x_2|^\gamma \text{sgn}(x_2) \quad (24)$$

式中:  $\beta > 0; 1 < \gamma = a/b < 2, a, b$  且为奇数.

对式(24)求导可得

$$\dot{s} = (\dot{q} - \dot{q}_F) + \beta\gamma(\dot{q} - \dot{q}_F)^{(\gamma-1)}(\ddot{q} - \ddot{q}_F) \quad (25)$$

根据如下滑模到达条件:

$$s\dot{s} \leq 0 \quad (26)$$

选取趋近律为

$$\dot{s} = -ks - \sigma |s|^\eta \text{sgn}(s) \quad (27)$$

式中:  $k > 0; \sigma > 0; 0 < \eta < 1$ . 该趋近律能够保证系统式(10)的状态轨迹以有限时间收敛到滑模面  $s$  的邻域内.

由式(4)、式(12)和式(14)可以得到

$$u = \frac{1}{|\cos(\phi_m - q)|} \cdot \left( -2R\dot{q} + \hat{d} + \frac{R}{\beta\gamma} |x_2|^{2-\gamma} \text{sgn}(x_2) + ks + \sigma |s|^\eta \text{sgn}(s) \right) \quad (28)$$

由式(28)可知,当  $|\phi_m - q| = \pi/2$  时,导弹的法向加速度  $a_m \rightarrow \infty$ ,故采用如下的函数对其进行限幅处理

$$u = \begin{cases} a_{m\_max} \text{sgn}(u) & |u| \geq a_{m\_max} \\ u & |u| \leq a_{m\_max} \end{cases} \quad (29)$$

式中:  $a_{m\_max}$  为导弹所能提供的最大过载.

### 2.3 快速跟踪微分器

由式(9)和式(28)描述的控制算法中不难看出,  $\dot{q}_F$  正比于目标加速度,由于目标加速度未知,而无法直接给出,因此需要对指令信号求导.若直接采用数值微分的方法,当存在量测噪声时,噪声很容易被放大.根据文献[25],利用快速跟踪微分器(TD)来实现从弹载传感器输出的信号中获取  $\dot{q}_F$ ,采用的 TD 的形式如下所示:

$$\begin{cases} fh = \text{fhan}(z_1(k) - v(k), z_2(k), \zeta, l) \\ z_1(k+1) = z_1(k) + l \cdot z_2(k) \\ z_2(k+1) = z_2(k) + l \cdot fh \end{cases} \quad (30)$$

式中:  $\text{fhan}(z_1(k) - v(k), z_2(k), r, l)^{[25]}$  为二阶最速离散跟踪微分器输入;  $l$  为微分器的积分步长;  $\zeta$  为决定跟踪过程快慢的因子,且  $r$  越大,其跟踪速度越快;  $z_2(k)$  为参考指令  $q_F$  的微分信号的估计值,即  $z_2(k) = \hat{q}_F$ . TD 的收敛性证明可以参考文献[26],TD 具有良好的收敛跟踪特性.

## 3 稳定性分析

基于非线性系统有限时间稳定性理论有如下引理<sup>[27]</sup>.

考虑如下系统:

$$\dot{x} = f(x, t) \quad f(0, t) = 0 \quad x \in \mathbf{R}^n \quad (31)$$

式中:向量场  $f: U_0 \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}^n$  在  $U_0 \times \mathbf{R}$  连续,  $U_0$  为原点  $x = 0$  的一个开邻域.

**引理 1** 考虑非线性系统(31),系统原点  $x = 0$  为有限时间稳定平衡点:假定存在一个定义在原点的邻域  $\hat{U} \subset U_0 \subset \mathbf{R}^n$  上的  $C^1$  光滑函数  $V(x)$ ,并且存在实数  $c > 0$  以及  $0 < a < 1$ ,使得  $V(x)$  在  $\hat{U}$  上正定和  $\dot{V}(x) + cV^a(x)$  在  $\hat{U}$  上半负定,则系统(24)的原点是有限时间稳定的.同时,若  $T_r$  为  $V(x)$  收敛至原点的时间,则

$$T_r \leq \frac{V^{1-a}(x_0)}{c(1-a)} \quad (32)$$

式中:  $x_0$  为原点某一开邻域中的任何一点.

下面证明系统式(10)在有限时间收敛.在整个系统中,非线性跟踪微分器是相对独立的一个环节.因此,这里考虑在 EDO(式(13))、滑模面(式(24))与控制律(式(28))作用下的闭环系统的收敛特性.

针对系统式(10)构造正定 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (33)$$

对式(33)按时间  $t$  求导可得

$$\dot{V} = s\dot{s} = s \frac{\beta\gamma |\hat{x}_2|^{\gamma-1}}{R} (-ks - \sigma |s|^\eta \text{sgn}(s) + e_1) \leq \rho(\hat{x}_2) (-2^{(\eta+1)/2} \sigma V^{(\eta+1)/2} + |se_1|) \quad (34)$$

式中:  $\hat{x}_2 = \dot{q} - \hat{q}_F$ ;  $\rho(\hat{x}_2) = \beta\gamma |\hat{x}_2|^{\gamma-1}/R$ . 当  $x_2 \neq 0$ , 即  $\dot{q} \neq \hat{q}_F$  时,  $s\dot{s} \leq 0$ , 满足滑模面到达条件. 假设存在一个权数  $0 < \zeta \leq 1$ , 使得不等式(34)可以写成

$$\dot{V} \leq \rho(\hat{x}_2) (-2^{(\eta+1)/2} \zeta \sigma V^{(\eta+1)/2} - 2^{(\eta+1)/2} (1 - \zeta) \sigma V^{(\eta+1)/2} + |se_0|) \quad (35)$$

显然, 如果  $V^{(\eta+1)/2} > |se_1|/2^{(\eta+1)/2} (1 - \zeta) \sigma$  成立, 则有  $\dot{V} \leq -2^{(\eta+1)/2} \rho(x_2) \zeta \sigma V^{(\eta+1)/2}$ , 根据引理 1, 随着  $V$  的减小, 闭环系统的轨迹满足  $V^{(\eta+1)/2} \leq |se_1|/2^{(\eta+1)/2} (1 - \zeta) \sigma$ , 闭环系统在有限时间到达滑模面邻域  $p$ :

$$\lim_{\zeta \rightarrow \zeta_0} s \in \left( s^\eta \leq \frac{\|e_1\|}{(1 - \zeta)\sigma} \right) \quad (36)$$

式中:  $0 < \zeta_0 < 1$ . 同时, 有限收敛时间可以表示为

$$\lim_{\zeta \rightarrow \zeta_0} T_r \leq \frac{V^{(1-\eta)/2}(s_0)}{2^{(\eta+1)/2} \rho(x_2) \zeta_0 \sigma (1 - \eta)} \quad (37)$$

进一步分析系统状态在域  $|s| \leq p$  内, 对平衡点的稳态收敛精度. 考虑

$$x_1 + \beta |\hat{x}_2|^\gamma \text{sgn}(\hat{x}_2) = \varepsilon \quad \varepsilon \leq p \quad (38)$$

即

$$x_1 + \left( \beta - \frac{\varepsilon}{|\hat{x}_2|^\gamma \text{sgn}(x_2)} \right) |\hat{x}_2|^\gamma \text{sgn}(\hat{x}_2) = 0 \quad (39)$$

当  $\beta - (\varepsilon/|\hat{x}_2|^\gamma \text{sgn}(\hat{x}_2)) > 0$  时, 式(38)仍保持非奇异终端滑模面的形式, 且  $\hat{x}_2$  的收敛区域为

$$|\hat{x}_2| \leq \left( \frac{\varepsilon}{\beta} \right)^{1/\gamma} \quad (40)$$

同理,  $x_1$  的收敛区域为

$$|x_1| \leq \beta |x_2|^\gamma + \varepsilon \leq 2\varepsilon \leq 2p \quad (41)$$

滑动模态阶段, 系统的收敛时间表示为

$$T_F = \frac{|x_1(T_r)|^{1-\gamma}}{\beta^\gamma (1 - \gamma)} \quad (42)$$

综上所述, 在观测器稳定的前提下, 通过调节控制律(28)中的参数  $k, \sigma$ , 可以保证系统的轨迹有限时间收敛于  $s = 0$  的邻域  $p$  内, 即视线角  $q$  将在有限时间内跟踪上期望视线角  $q_F$ , 但是存在稳态收敛误差. 稳态收敛误差的收敛域与系统观测器的观测误差成正比. 但是, 观测器的带宽将增大, 引入的

观测噪声会降低观测器的估计能力. 同样, 在实际工程应用中, 参数  $k, \sigma$  过大, 会使得控制量过大超过了导弹所能提供的过载. 因此, 在整定系统参数时, 应权衡设计方法和实际应用条件的限制.

## 4 仿真结果分析

将本文设计的复合制导律应用于拦截空中机动目标的数学仿真中, 以验证所设计制导律的性能. 当满足一定的条件时, 启动末制导, 采用带攻击角约束的制导律, 导引头在导弹进入视场后捕捉及跟踪目标, 输出导引信号. 选取导弹在惯性坐标系下的初始位置为  $x_m(0) = 0 \text{ m}, y_m(0) = 0 \text{ m}$ , 初始弹目距离  $R_0 = 10 \text{ km}$ , 初始视线角  $q_0 = \pi/6 \text{ rad}$ , 导弹和目标的初始航迹角分别为  $\phi_{m0} = \pi/4 \text{ rad}$  和  $\phi_{t0} = 2\pi/3 \text{ rad}$ , 导弹和目标的速度分别为  $V_m = 450 \text{ m/s}, V_t = 250 \text{ m/s}$ . 考虑目标不同的机动形式, 不同的打击场景下, 导弹制导律的性能. 同时, 将本文提出的基于扩张干扰观测器的复合制导律(EFTCG)与文献[15]提出的基于TSMC的制导律(TSMG)对比, 考察各种制导律末端脱靶量、期望视线角跟踪情况以及控制量大小.

为了获得连续的制导律, 减弱开关函数  $\text{sgn}()$  引起的高频抖振现象. 故采用 sigmoid 函数代替控制量(28)中的开关函数, 即

$$\text{sig}(x; a, b) = a \left[ (1 + e^{-bx})^{-1} - 0.5 \right] \quad (43)$$

式中: 参数  $a$  为幅值增益, 用于调节  $\text{sig}(x)$  函数的幅值; 参数  $b$  为指数因子, 负责调节  $\text{sig}(x)$  函数的近似线性工作区间的范围.

### 4.1 打击场景分析

在制导律仿真中, 需要对不同的打击场景所对应的攻击角及期望视线角进行分析讨论.

1) 当导弹采用垂直拦截时, 所对应的攻击角为:  $\theta_{\text{imp}1} = \pi/2 \text{ rad}$ , 由式(8)可得初始的期望视线角为  $q_{F0} = 3.201 \text{ rad}$ . 根据式(5)的约束条件则有  $|q_{F0} - \phi_{m0}| = 2.416 \text{ rad} > \pi/2 \text{ rad}$ , 使得目标不在导引头的视场范围内. 因此, 需将式(8)修改为

$$q_F = \phi_t - \arctan\left(\frac{\sin \theta_{\text{imp}}}{\cos \theta_{\text{imp}} - \nu}\right) - \pi \quad (44)$$

2) 当导弹采用追击拦截时, 所对应的攻击角为:  $\theta_{\text{imp}2} = 0 \text{ rad}$ , 由式(8)可得初始的期望视线角为  $q_{F0} = 2.093 \text{ rad}$ . 根据式(5)的约束条件可知, 目标在导引头的视场范围内, 即可以采用式(12)计算期望视线角.

3) 上述给出了在两种特殊攻击角约束的情况下, 期望视线角的计算. 当选取其他任意攻击角约束时可以参考上述方法计算期望的视线角.

## 4.2 滑模捕获能力分析

当闭环系统在  $T_r$  时刻到达滑模面,从滑模捕获能力角度分析制导律的鲁棒性.根据第3节中稳定性分析,当系统到达滑模面,得到如下结果:

$$\begin{cases} q = q_F \\ \dot{q} = \dot{q}_F = a_t/V_t \\ \dot{\phi}_t - \dot{q} = 0 \end{cases} \quad (45)$$

此时,制导律为

$$u = \frac{1}{\cos(\phi_m - q)} (-2\dot{R}\dot{q} + \hat{d}) \quad (46)$$

即在到达滑模面后,系统将保持式(46)的制导律直到拦截成功.在任意  $t = T_f > T_r$  时刻,为保证拦截成功,需要满足条件:在  $(v_R, v_q)$  坐标空间内,导弹运动轨迹在  $t = T_f$  时刻满足  $\dot{R}(T_f) < 0$  或不穿过  $v_q$  轴.该结论的详细证明可以参照文献[15].

## 4.3 仿真算例对比及分析

为了验证该制导律的有效性,考虑系统的外部扰动及不确定性.系统仿真步长为  $0.001\text{ s}$ ,EFTCG的参数统一取为:  $h = 0.001, r = 50, w_1 = 20, \beta = 10, \gamma = 1.2, k = 2, \sigma = 20, \eta = 1, a = 2, b = 3$ .导弹加速度的最大值  $a_m = 200\text{ m/s}^2$ .同时在弹体反馈环节引入  $3(^{\circ})/\text{s}$ 、方差为  $0.1$  的随机白噪声,仿真按照如下方式进行.

**算例1** 目标作法向加速度为恒值  $a_t = 10\text{ m/s}^2$  的机动.

1) 考虑垂直攻击的场景,即  $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2\text{ rad}$ .针对这种情况,导弹与目标的相对运动曲线

如图4所示.其中,  $A$  和  $D$  分别为末制导开始时刻和结束时刻.导弹拦截目标的攻击时间为  $19.04\text{ s}$ ,最后的攻击角度为  $88.1^{\circ}$ .

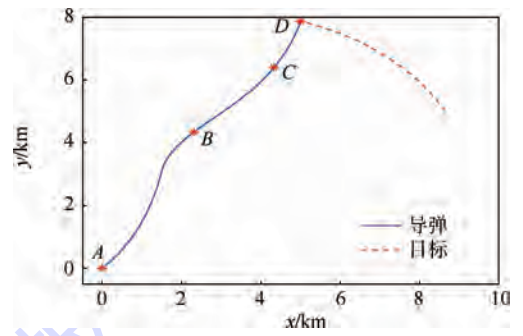
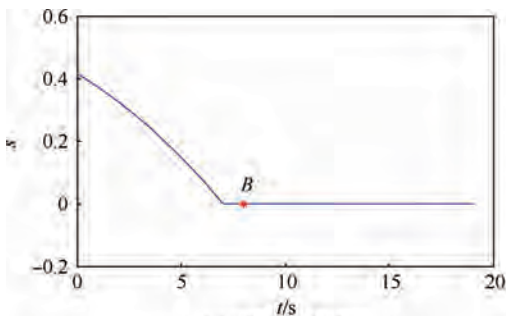


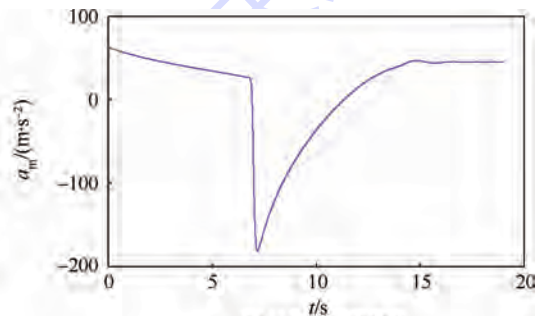
图4 算例1中弹目相对运动轨迹 ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

Fig.4 Curves of relative motion between missile and target in case 1 ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

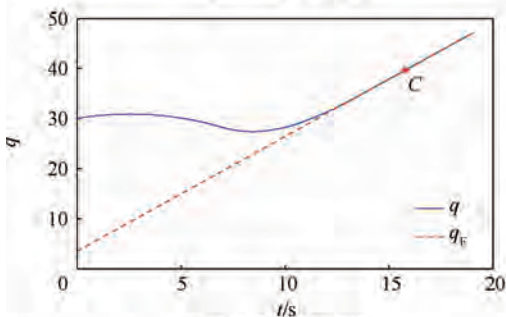
由图5(a)可知,系统在  $t = T_r$  时刻到达  $B$  点,即到达滑模面  $s = 0$ .在滑模面上的运动时,根据快速非奇异终端滑模面的特性,在  $t = T_f$  时刻到达  $C$  点,此时,满足式(43)的结论,如图5(c)、图5(d)所示.导弹所需的过载平滑且无抖振现象,如图5(b)所示.导弹在两个阶段所需的过载较大:即初始阶段和将要到达滑模面阶段.即使到达滑模面,导弹所需过载也不会减小到零,此时导弹将保持式(44)的制导律实施拦截.为保证拦截成功,必须满足第4.2节中的条件:即在  $t = T_d$  时刻到达  $D$  点,满足  $\dot{R}(T_d) < 0$ ,此时  $v_q \approx 0$ ,即拦截成功.如图6所示,验证了上述的结论.



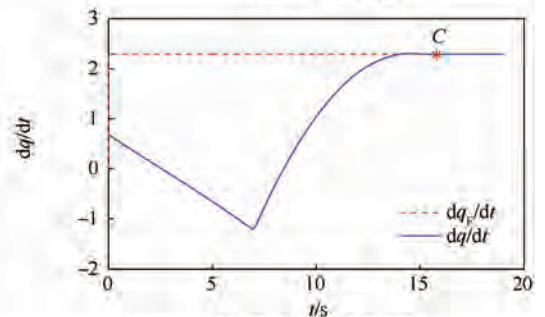
(a) 滑模面变化曲线



(b) 导弹加速度曲线



(c) 视线角跟踪曲线



(d) 视线角速率跟踪曲线

图5 恒值机动目标的仿真结果 ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

Fig.5 Simulation results of constant maneuver target ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

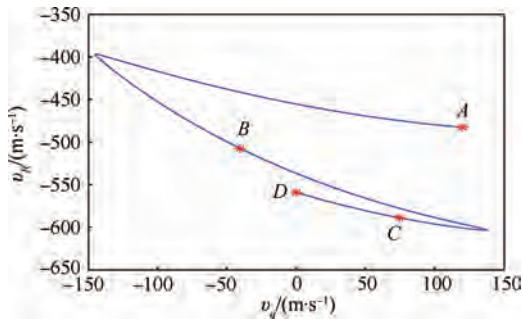


图 6 算例 1 中弹目相对运动在  $(v_R, v_q)$  空间内的轨迹 ( $\theta_{imp1} = \pi/2$ )

Fig. 6 Trajectory of relative motion between missile and target in  $(v_R, v_q)$  space in case 1 ( $\theta_{imp1} = \pi/2$ )

2) 考虑尾追攻击的场景,即  $\theta_{imp2} = 0$  rad.

针对这种情况,导弹与目标的相对运动曲线如图 7 所示. 导弹成功拦截目标时,攻击角度为  $0.8^\circ$ ,攻击时间为 28.4 s. 其中, A 和 D 分别为末制导开始时刻和结束时刻.

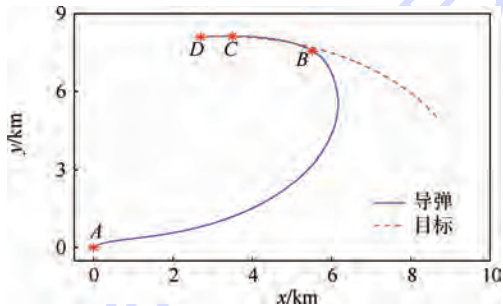


图 7 算例 1 中弹目相对运动轨迹 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

Fig. 7 Curves of relative motion between missile and target in case 1 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

由图 8 (a) 可知,系统在  $t = T_r$  时刻到达 B 点,即滑模面  $s = 0$ . 在滑模面上运动时,在  $t = T_f$  时刻到达 C 点,并满足式 (45) 的结论,如图 8 (c)、图 8 (d) 所示. 导弹所需的过载平滑且无抖振现象,如图 8 (b) 所示. 在 D 点,满足  $\dot{R}(T_D) < 0$ ,此时  $v_q \approx 0$ ,即拦截成功,如图 9 所示. 相对于垂直攻击的场景,攻击时间增加,同时在初始时刻和到达滑模面时刻的过载增大,并在拦截过程中过载有明显的饱和现象,降低了该制导律的鲁棒性.

针对该算例,考察 EDO 对系统 (10) 中的干扰  $d(t)$  的估计能力,在这里考虑目标逃逸的加速度  $a_q$  的估计即假设  $\dot{V}_m = 0, \dot{V}_t = 0$  的情况,及扩张阶数  $r = 1, 2$  的情况,且保持观测器的带宽  $w_o = 10$  rad/s 不变. 扩张阶数对干扰估计能力的影响如图 10 所示. EDO 具有很好的干扰估计能力. 同时,在相同观测带宽下,系统干扰的估计误差随着扩张阶数的增加而减小,与稳定性证明中的定

理 1 的结论一致.

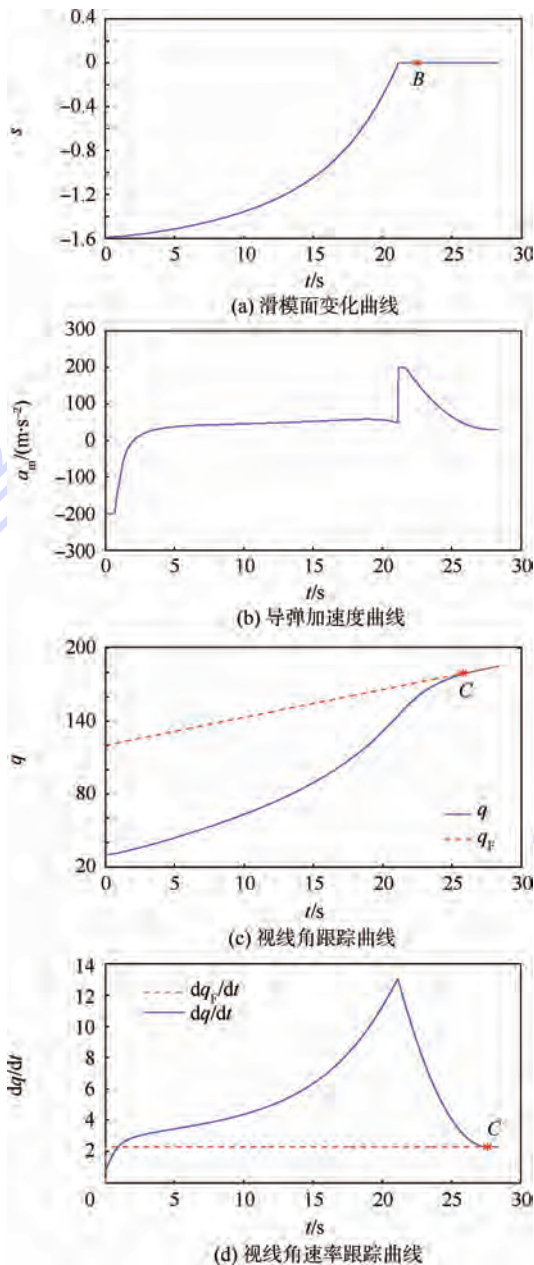


图 8 恒值机动目标的仿真结果 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

Fig. 8 Simulation results of constant maneuver target ( $\theta_{imp2} = 0$ )

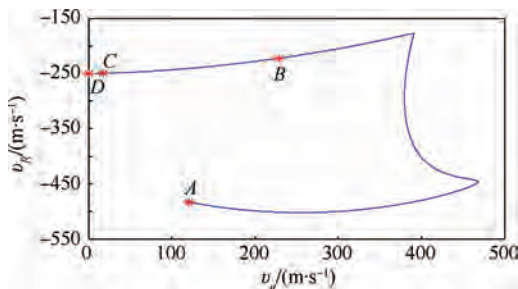


图 9 算例 1 中弹目相对运动在  $(v_R, v_q)$  空间内的轨迹 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

Fig. 9 Trajectory of relative motion between missile and target in  $(v_R, v_q)$  space in case 1 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

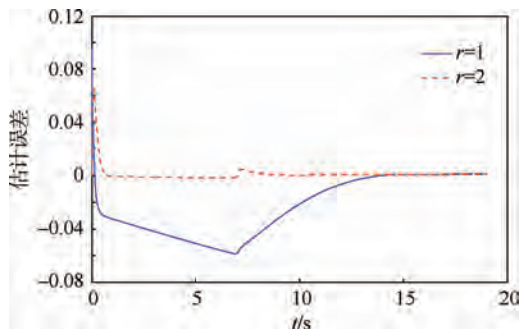


图10 算例1中不同扩张阶数时的估计误差  
Fig. 10 Estimation error with different extended orders in case 1

算例2 目标作加速度为  $a_t = A_m \sin(\pi t/10)$   $m/s^2$  的蛇形机动。

针对这种情况,当  $A_m = 15$  时,分别考虑垂直攻击和尾追攻击的场景,导弹与目标的相对运动曲线分别如图 11(a) 和图 12(a) 所示。在垂直攻击场景中最后的攻击角度为  $88.16^\circ$ ,相应的攻击时间为  $19.06\text{ s}$ ;在尾追攻击场景中最后的攻击角度为  $1.3^\circ$ ,相应的攻击时间为  $29.27\text{ s}$ 。在两种攻击场景下,都能满足拦截成功的条件,即在  $D$  点满足  $\dot{R}(T_D) < 0, v_q \approx 0$ 。二者对比可知,在垂直攻击中到达  $B$  点的时间较短,同时,整个攻击时间也

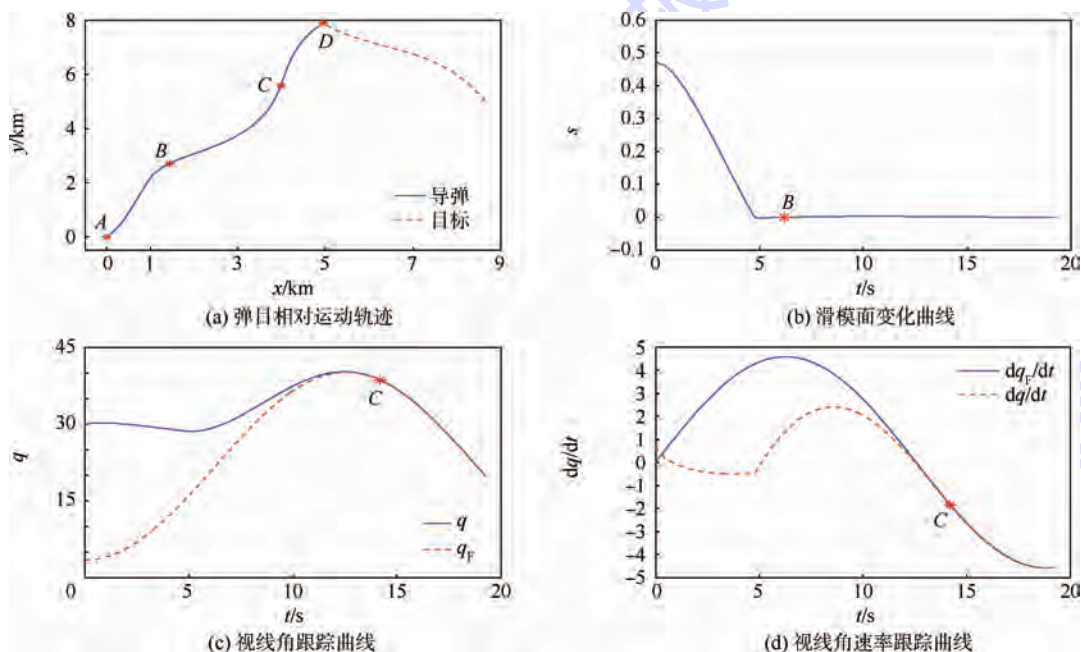


图11 算例2中蛇形机动目标的仿真结果 ( $\theta_{imp1} = \pi/2$ )

Fig. 11 Simulation results of weaving maneuver target in case 2 ( $\theta_{imp1} = \pi/2$ )

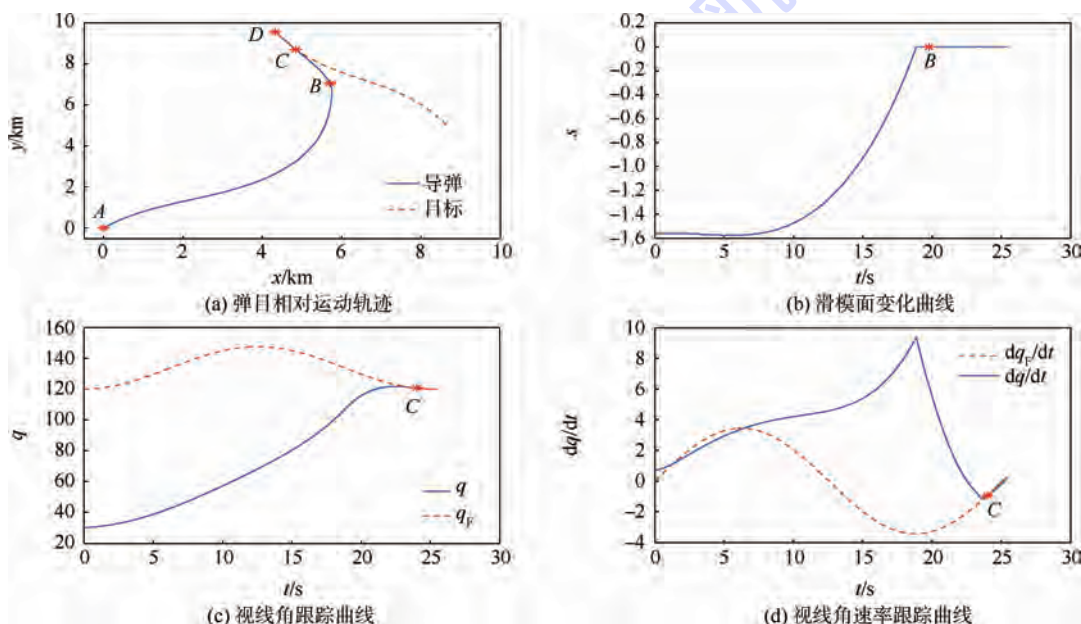


图12 算例2中蛇形机动目标的仿真结果 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

Fig. 12 Simulation results of waving maneuver target in case 2 ( $\theta_{imp2} = 0$ )

较短. 在整个拦截过程中,垂直攻击所需的过载较小,并且对制导律参数的敏感度低,鲁棒性较高.

为了进一步考察 EFTCG 制导律在拦截机动目标时的性能,考虑目标加速度的幅值  $A_m = 1g, 1.5g, 2g, 2.5g, 3g$  时,导弹拦截目标的仿真结果如图 13 所示. 由图 13(a)可知,导弹都能按照期望的攻击角约束完成对目标的拦截. 随着目标加速度的幅值的增加,导弹所需的过载增大,同时系统收敛到滑模面  $s = 0$  的时间缩短,仿真结果如图 13(b)和图 13(c)所示.

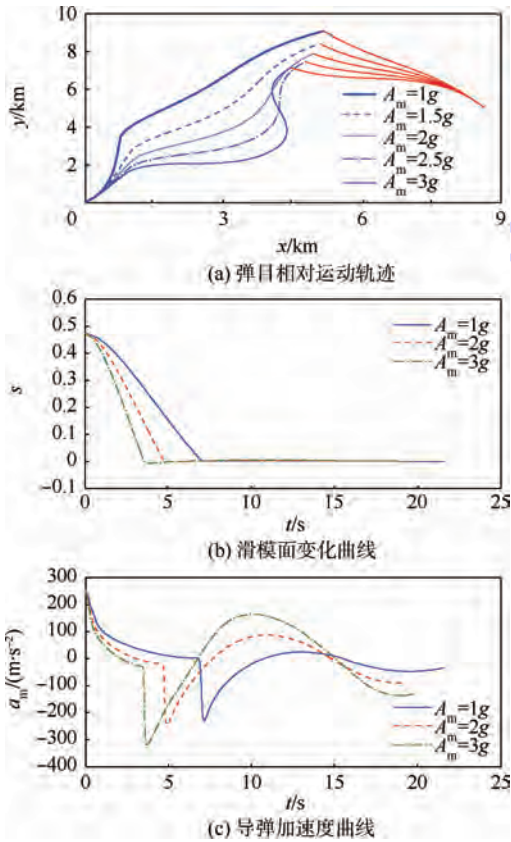


图 13 目标加速度幅值不同时的仿真结果  
Fig. 13 Simulation results of weaving target with different amplitudes of weave maneuver

当保持目标机动加速度的幅值不变,即  $A_m = 15$ ,考察导弹在不同攻击角约束时该制导律的性能,仿真结果如图 14 所示. 当攻击角约束  $\theta_{imp} = \pi/3, \pi/2, 2\pi/3$  时,相应的攻击时间分别为: 23.23、19.98、21.27 s,系统在初始时刻和到达滑模面时需要的过载较大.

针对该算例,考察 EDO 对系统(10)中的总干扰  $d(t)$  的估计能力,假设  $\dot{V}_m = 5 \text{ m/s}, \dot{V}_t = 10 \text{ m/s}$ ,体现了导弹速度时变及目标加速度未知的情况. 在这里考虑扩张阶数  $n = 1, 2$  的情况,且保持观测器的带宽  $w_o = 10 \text{ rad/s}$  不变. 干扰估计结果如图 15 所示,EDO 具有很好的干扰估计能

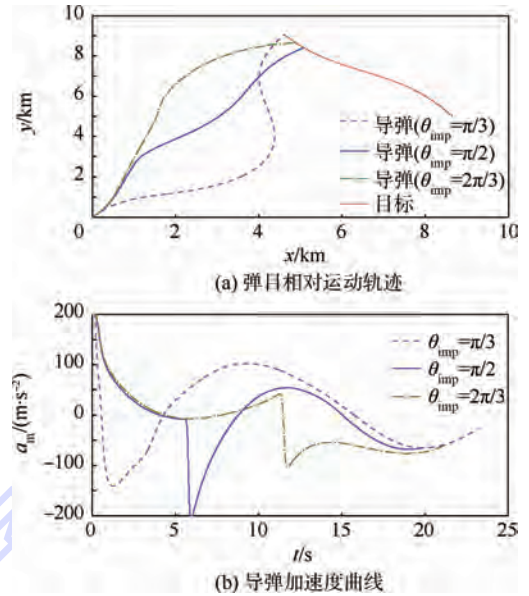


图 14 不同攻击角时拦截蛇机机动目标的仿真结果  
Fig. 14 Simulation results of interception of a weaving maneuver target with various impact angles

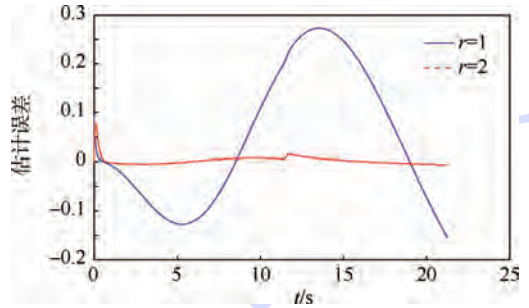


图 15 算例 2 中不同扩张阶数时的估计误差  
Fig. 15 Estimation error with different extended order in case 2

力. 当观测带宽相同时,系统干扰的估计误差随着扩张阶数的增加而减小.

同时,期望视线角速率信号依靠对弹载传感器的反馈信号微分获取. 采用常规的微分方法易于受噪声的影响,降低系统的鲁棒性. 因此,本文采用 TD 获取  $\dot{q}_F$ , 同时在仿真的过程中加入方差为 0.1 的高斯白噪声. 对比仿真结果如图 16 所示. 仿真结果表明,TD 具有良好的跟踪性能和明显的抑制噪声的作用.

为了对比制导律性能,将本文的制导律与文献[15]提出的制导律进行对比仿真分析. 假设目标机动加速度为  $a_t = 15 \sin(0.25t) \text{ m/s}^2$ ,文献[15]的制导律为

$$a_m = \frac{1}{|\cos \theta_m|} \left[ 2 |\dot{R}| \dot{q} + \left( \frac{\cos \phi_t}{r} \right) a_t - \frac{\dot{a}_t}{V_t} + \frac{R}{\alpha\beta} (\dot{q} - \dot{q}_F)^{2-\alpha} \right] +$$

$$\frac{M}{\text{sgn}(\theta_m)} \text{sat}((q - q_F) + \beta(\dot{q} - \dot{q}_F)^\alpha) \quad (47)$$

式中:  $M = 500; \beta = 10; \alpha = 5/3$ . 该制导律详细的分析请参考文献[15].

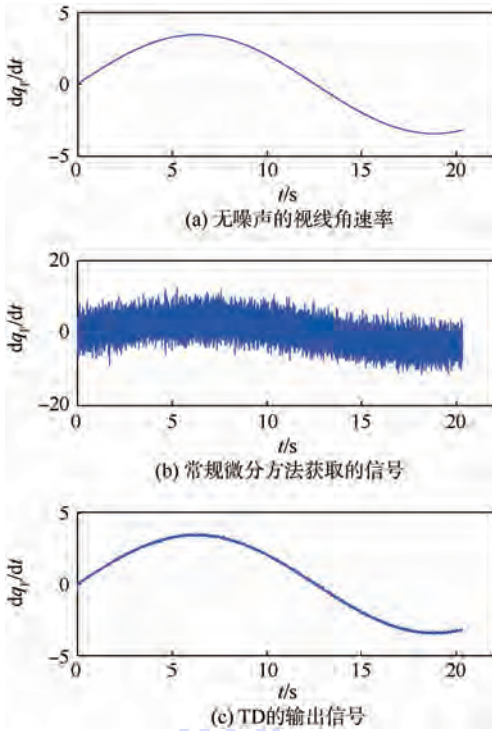


图 16 跟踪微分器仿真结果

Fig. 16 Simulation results of tracking differentiator

对于 EFTCG 和 TSMG 制导律,在垂直攻击场景下,导弹的攻击时间分别为 19.98 s 和 23.17 s;最后的攻击角度分别为  $89.2^\circ$  和  $85.4^\circ$ ,与期望的攻击角度相比,误差分别为  $0.8^\circ$  和  $4.6^\circ$ . 由图 17(a) 和图 17(d) 可知, EFTCG 制导律的弹道轨迹较平滑,攻击时间较短,所需的过载较小.

由图 17(c) 和图 17(d) 可知,在初始时刻, TSMG 所需的过载明显饱和,且初始时刻的变化率较快. EFTCG 所需的过载较小,且其变化率较平缓. EFTCG 收敛到滑模面  $s = 0$  的时间较短,且在该时刻所需的过载较小,而 TSMG 有明显的饱和现象,在接近目标的末端时刻会出现发散现象. TSMG 对参数的敏感度较高,鲁棒性较差.

在尾追攻击场景下,导弹的攻击时间分别为 30.52 s 和 56.27 s;最后的攻击角误差分别为  $0.365^\circ$  和  $1.267^\circ$ . 由图 18(b) 可知, EFTCG 的相对距离变化率相对平滑,攻击的时间约为 TSMG 的一半. 在整个制导过程中, TSMG 所需的过载较大,同时, TSMG 到达滑模面的时间较短,但是所需的过载较大并有明显的饱和现象,降低了系统的鲁棒性. 在该场景下, TSMG 不仅对制导律参数较为敏感,而且对舵机环节的延时也更加敏感,不具有工程实用的价值. 本文提出的制导律不仅在整个制导过程中未出现饱和现象,而且在有限时间内跟踪上期望的视线角.

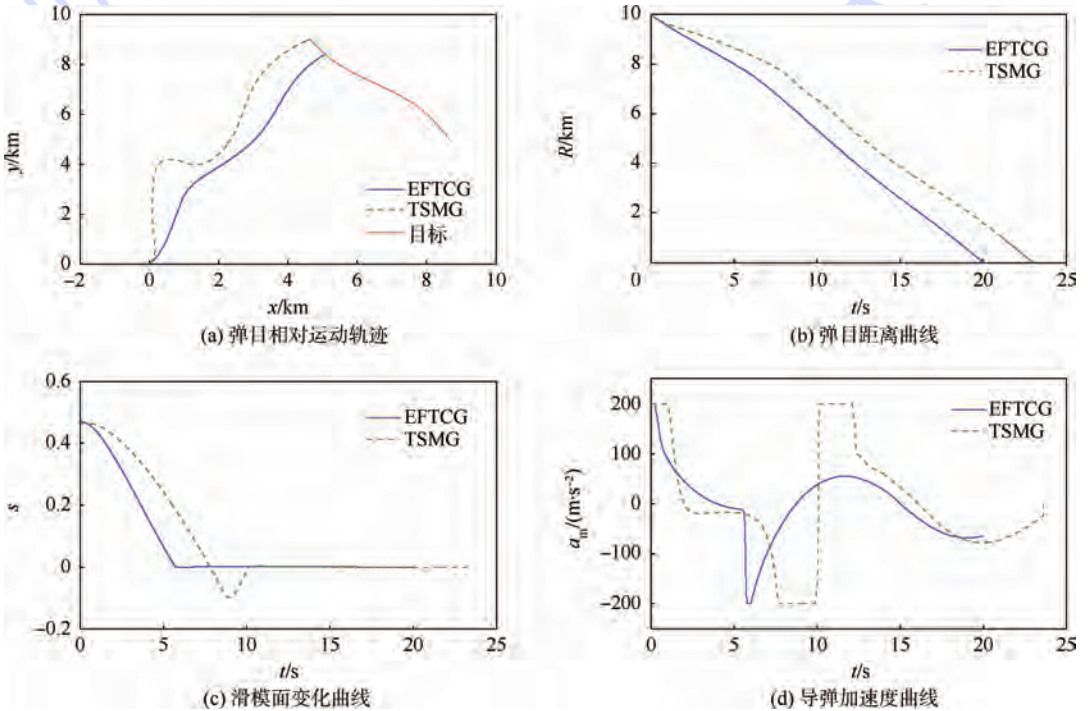
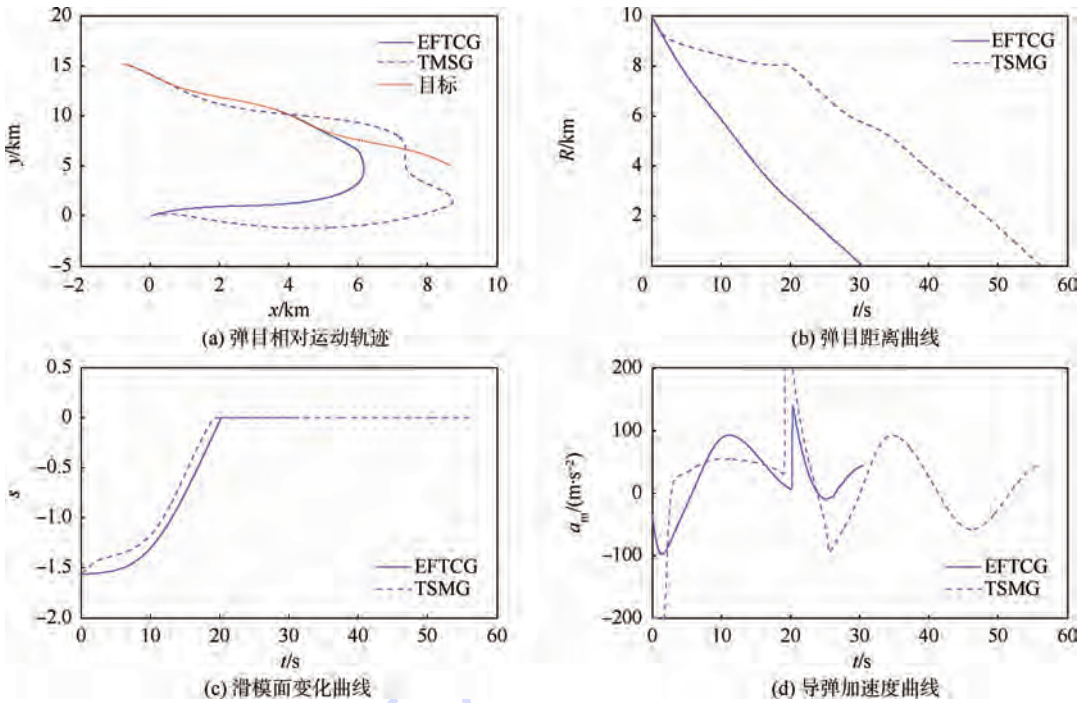


图 17 不同制导律拦截蛇形机动目标的仿真结果 ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

Fig. 17 Simulation results of interception of weaving maneuver target with different guidance law ( $\theta_{\text{imp1}} = \pi/2$ )

图 18 不同制导律拦截蛇形机动目标的仿真结果 ( $\theta_{\text{imp}2} = 0$ )Fig. 18 Simulation results of interception of weaving maneuver target with different guidance laws ( $\theta_{\text{imp}2} = 0$ )

## 5 结论

针对目标机动且加速度不可测、导弹速度时变的情况,本文基于扩张干扰观测器和有限时间收敛控制技术提出了一种末端攻击角约束制导律。

1) 借鉴于干扰观测器的设计思想,设计了扩张干扰观测器,并给出其稳定性证明及误差收敛域,同时,给出了基于带宽的调参方法,便于工程应用及推广。

2) 在制导律设计过程中,引入快速跟踪微分器解决了制导律中所需的期望视线角速率无法直接给出的问题.同时,推导了该复合制导律的收敛时间及收敛域,为参数的整定提供指导。

3) 将该复合制导律应用于不同攻击场景、目标不同的机动形式的仿真,引入滑模捕捉能力的概念.对比仿真结果表明,导弹在垂直攻击场景中拦截快速高机动目标时,本文提出的制导律能够保证导弹以更短的时间、更小的需用过载和更精确的攻击角度实现对目标的精度打击。

### 参考文献 (References)

[1] Kim M, Grider K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852-859.

[2] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG law for impact with angular constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277-288.

[3] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 724-732.

[4] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(3): 483-492.

[5] Ohlmeyer E J, Philips C A. Generalized vector explicit guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 261-268.

[6] Jeon I S, Lee J I. Optimality of proportional navigation based on nonlinear formulation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(4): 2051-2055.

[7] Utkin V. Variable structure systems with sliding modes [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1977, 22(2): 212-222.

[8] 贾庆忠, 刘永善, 刘藻珍. 电视制导侵彻炸弹落角约束变结构反演制导律设计 [J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 208-214.

Jia Q Z, Liu Y S, Liu Z Z. Variable-structure backstepping guidance law with terminal angular constraint for video guided penetrating bomb [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 208-214 (in Chinese).

[9] Harl N, Balakrishnan S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(6): 1436-1449.

[10] Sun W M, Zheng Z Q. 3D variable structure guidance law based on adaptive model-following control with impact angular constraint [C] // Proceedings of the 26th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 61-66.

[11] 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.

[12] 王晓芳, 郑艺裕, 林海. 基于扰动观测器的终端角约束滑模

- 导引律[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(1): 111-116.
- Wang X F, Zheng Y Y, Lin H. Sliding mode guidance law with impact angle constraint based on disturbance observer[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(1): 111-116 (in Chinese).
- [13] 孙胜, 张华明, 周荻. 考虑自动驾驶仪动特性的终端角度约束滑模导引律[J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 69-78.
- Sun S, Zhang H M, Zhou D. Sliding mode guidance law with autopilot lag for terminal angle constrained trajectories[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(1): 69-78 (in Chinese).
- [14] Zhou D, Qu P P, Sun S. A guidance law with terminal impact angle constraint accounting for missile autopilot[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2013, 135(5): 051009.
- [15] Kumar S R, Rao S, Ghose D. Sliding-mode guidance and control for all-aspect interceptors with terminal angle constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(4): 1230-1246.
- [16] Kumar S R, Rao S, Ghose D. Nonsingular terminal sliding mode guidance with impact angle constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1114-1130.
- [17] Xiong S F, Wang W H, Liu X D, et al. Guidance law against maneuvering targets with intercept angle constraint[J]. ISA Transactions, 2014, 53(4): 1332-1342.
- [18] 熊少锋, 王卫红, 刘晓东, 等. 考虑导弹自动驾驶仪动态特性的带攻击角度约束制导律[J]. 控制与决策, 2014, 30(4): 585-592.
- Xiong S F, Wang W H, Liu X D, et al. Impact angle guidance law considering missile's dynamics of autopilot[J]. Control and Decision, 2014, 30(4): 585-592 (in Chinese).
- [19] 张运喜, 孙明玮, 陈增强. 滑模变结构有限时间收敛制导律[J]. 控制理论与应用, 2012, 29(11): 1413-1418.
- Zhang Y X, Sun M W, Chen Z Q. Sliding mode variable structure finite-time convergence guidance law[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(11): 1413-1418 (in Chinese).
- [20] 王钊, 李世华, 费树岷. 非奇异终端滑模导引律[J]. 东南大学学报, 2009, 39(1): 87-90.
- Wang Z, Li S H, Fei S M. Nonsingular terminal sliding mode guidance law[J]. Journal of Southeast University, 2009, 39(1): 87-90 (in Chinese).
- [21] 熊少锋, 王卫红, 王森. 带攻击角度约束的非奇异快速终端滑模制导律[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(3): 269-278.
- Xiong S F, Xiang W H, Wang S. Nonsingular fast terminal sliding-mode guidance with intercept angle constraint[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(3): 269-278 (in Chinese).
- [22] Chen W H. Nonlinear disturbance observer-enhanced dynamic inversion control of missiles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 161-166.
- [23] Chen X S, Yang J, Li S H, et al. Disturbance observer based multi-variable control of ball mill grinding circuits[J]. Journal of Process Control, 2009, 19(7): 1205-1213.
- [24] Xia Y Q, Chen R F, Pu F, et al. Active disturbance rejection control for drag tracking in mars entry guidance[J]. Advances in Space Research, 2014, 53(5): 853-861.
- [25] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 56-66.
- Han J Q. Active disturbance rejection control technique[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008: 56-66 (in Chinese).
- [26] Guo B Z, Zhao Z L. On convergence of tracking differentiator[J]. International Journal of Control, 2011, 84(4): 693-701.
- [27] 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.

## Guidance law with impact angle constraints based on extended disturbance observer

ZHANG Jiao\*, YANG Xu, LIU Yuanxiang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Aimed at the requirement for intercepting maneuvering targets with impact angle constraint, based on the technology of extended disturbance observer (EDO), a novel finite-time convergence guidance law was presented. Considering the relative motion between missile and target, the time-varying uncertainty of missile velocity and the unknown target acceleration were regarded as the disturbance, which is estimated and compensated by EDO. The fast tracking differentiator was introduced to solve the immeasurability problem of the desired line of sight angle rate. Moreover, the domain of sliding mode capturability was introduced to the performance evaluation of guidance law. The simulation experiments of different interception scenarios and different forms of maneuvering target were carried out. The simulation results show that the proposed guidance law has good interception performance and robustness, and it is of less missile acceleration and higher guidance accuracy, which is more helpful for the realization in engineering.

**Key words:** terminal guidance law; impact angle constraint; finite time convergence; extended disturbance observer; tracking differentiator

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0796

# 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法

姚星宇, 王建军\*, 翟学

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)



**摘 要:** 螺栓连接广泛应用于航空发动机结构中,对航空发动机动力特性有重要影响.薄层单元法能够很好地模拟复杂连接结构并保持结构完整性.以薄层单元法为基础,给出航空发动机螺栓连接结构薄层单元法参数化建模原理,研究薄层单元材料参数对螺栓连接刚度的影响规律,并从理论推导出确定薄层单元相关材料参数,最后将该方法应用到实际结构中,并与精细有限元模型结果对比,从而验证薄层单元法的正确性和应用前景.研究表明:薄层单元法能够很好地模拟航空发动机螺栓连接结构;对轴向、弯曲刚度起决定作用的是薄层单元轴向弹性模量,对剪切刚度起决定作用的是薄层单元  $xy$ 、 $xz$  平面的剪切模量;薄层单元材料参数能够用螺栓连接结构参数示出.

**关键词:** 螺栓连接;薄层单元法;航空发动机;连接刚度;有限元

**中图分类号:** V232.7

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2269-11

螺栓连接结构具有构造简单、可操作性好等特点<sup>[1]</sup>,因此在机械结构系统中被广泛应用,如航空发动机机匣和转子的连接<sup>[2-3]</sup>.近年来,航空发动机不断向高转速、高推重比发展,使得螺栓连接结构对整机模型动力特性影响越来越大.从20世纪80年代开始,美国 NASA 报告<sup>[4]</sup>和 Sandia 实验室白皮书<sup>[5]</sup>就有关于螺栓连接结构的研究内容.可见,螺栓连接结构建模方法研究一直是结构动力学研究领域的热点问题<sup>[6-8]</sup>.

起初,人们将螺栓连接结构接触面设置为刚性连接,忽略所有接触面对整体结构的影响,这样处理使得结构刚度增加从而影响其动力学特性.随着有限元法和接触理论的发展,Liu 等<sup>[2-3,9]</sup>建立了三维实体有限元模型,即精细有限元模型.该模型保留了结构的几何特征,需使用较小的单元尺寸进行网格划分,从而导致模型自由度数目庞大,因此在航空发动机整机建模中不宜采用.为了

降低问题规模,Ahmadian 等<sup>[10-11]</sup>利用弹簧、阻尼单元对螺栓连接结构进行建模,并通过试验结果对刚度、阻尼系数进行修正,但是这些方法均将螺栓连接结构面一面接触简化为点一点接触而且忽略了剪切刚度,因此运用到复杂机械模型中仍存在困难,特别是在航空发动机螺栓连接结构建模中,上述方法均存在局限性.

在复杂机械连接结构中,Ahmadian 等<sup>[12]</sup>运用薄层单元法<sup>[13-14]</sup>对 AWE-MACE 机构中的连接部位进行动力学建模,将连接结构面一面接触等效为厚度很薄的实体单元,并运用优化算法结合模态试验结果对薄层单元材料参数进行修正;马双超等<sup>[15]</sup>将薄层单元法运用到航空发动机领域,对静子机匣焊接部位进行动力学建模,并运用模态试验结果对材料参数进行动力学修正.由此可知,薄层单元能够模拟复杂机械中的连接结构并保持结构完整性,但薄层单元法还未应用到航空

收稿日期: 2014-12-17; 录用日期: 2015-03-13; 网络出版时间: 2015-05-13 10:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150513.1043.002.html

作者简介: 姚星宇(1986—),男,四川德阳人,博士研究生,yaoxingyu@buaa.edu.cn

\* 通讯作者: 王建军(1956—),男,江苏苏州人,教授,wangjianjun@buaa.edu.cn,研究方向为航空发动机强度与振动.

**引用格式:** 姚星宇,王建军,翟学.航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(12):2269-2279.  
Yao X Y, Wang J J, Zhai X. Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2269-2279 (in Chinese).

发动机螺栓连接结构建模领域中,更没有从最基本的力学原理出发给出航空发动机螺栓连接结构薄层单元法建模原理、薄层单元材料参数理论推导以及应用前景.

因此,本文以薄层单元法为基础,探讨航空发动机螺栓连接结构薄层单元建模原理,确定薄层单元相关材料参数,并与精细有限元模型结果进行对比,从而验证薄层单元法的正确性和应用前景.

## 1 薄层单元法建模原理

图1所示为某航空发动机典型螺栓连接,其中包括两个部件间的连接,如进气机匣与风扇机匣螺栓连接(图1(a))和加力扩散器与加力筒体螺栓连接(图1(b)),以及多个部件间的连接,如燃烧室后套壁、低压涡轮机匣与涡轮后承力框架螺栓连接(图1(c)).根据结构主要承载方式及连接件定位要求的不同,航空发动机螺栓连接可以分为以下3种形式:①普通螺栓连接;②带止口螺栓连接;③精密螺栓连接,详细分类如表1所示.这3种连接形式有其共同点:①均带有法兰安装边;②螺栓连接的构件多为薄壁圆筒;③承受载荷主要为轴向载荷、弯矩、横向载荷和扭矩.因此根据共同点可将其简化为短粗薄壁圆筒螺栓连接结构(见图2)作为分析模型.

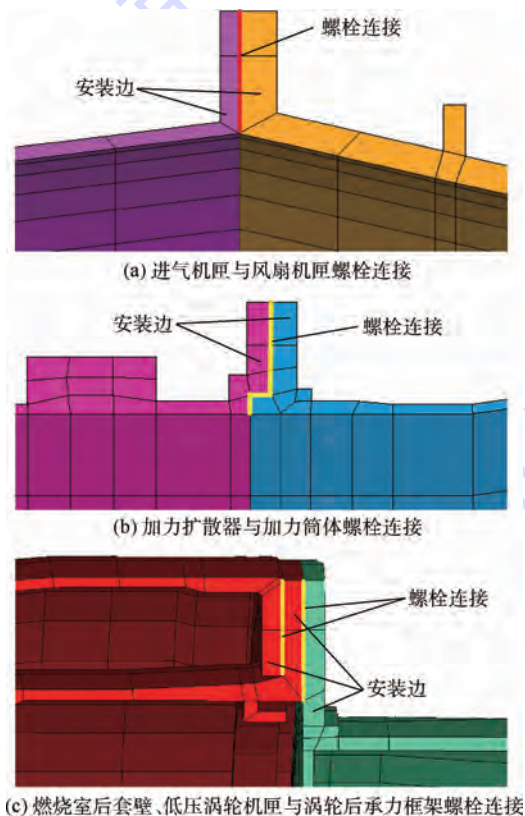


图1 某航空发动机典型螺栓连接结构

Fig. 1 Typical aero-engine bolted joints structure

表1 航空发动机螺栓连接分类

Table 1 Classification of aero-engine bolted joints

螺栓类型	普通螺栓连接	带止口螺栓连接	精密螺栓连接
特殊结构	无	止口	在螺杆与螺孔间无空隙
定位要求	低	一般	高
承载切向载荷方式	安装边接触面摩擦	止口	螺杆与螺孔挤压
承载切向载荷大小	小	大	大
是否承载轴向载荷	是	是	是
是否承载弯曲载荷	是	是	是



图2 薄壁圆筒螺栓连接结构

Fig. 2 Bolt joints thin-walled cylinder structure

当螺栓预紧力足够大或者外界激励幅值相对小时<sup>[13,6]</sup>,可以忽略螺栓连接处的非线性性质并将其线性化.航空发动机螺栓连接在结构装配、组装和定位起重要作用,而且为了尽可能减小螺栓连接带来的刚度损失,经常使用带止口螺栓连接<sup>[2-3]</sup>和精密螺栓连接并使用较大预紧力进行预紧,因此忽略航空发动机螺栓连接结构的非线性,运用薄层单元法对航空发动机螺栓连接进行参数化建模,考虑3个刚度作用,即轴向刚度、弯曲刚度、剪切刚度.首先介绍薄层单元法有限元计算方程的形成过程,然后给出螺栓连接结构轴向、弯曲、剪切刚度的数学表达形式,最后进行小结.

### 1.1 薄层单元法有限元计算方程形成

薄层单元可用通用四面体或六面体单元生成.假设薄层单元为8节点六面体实体单元,节点坐标系为笛卡儿坐标系.8节点六面体实体单元中任一点位移坐标 $(x, y, z)$ 与节点坐标 $(x_i, y_i, z_i)$ 的关系可表示为

$$\begin{cases} x = \sum_{i=1}^8 N_i \cdot x_i \\ y = \sum_{i=1}^8 N_i \cdot y_i \\ z = \sum_{i=1}^8 N_i \cdot z_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: $N_i$ 为形函数.

根据弹性力学基本方程,单元应变 $(\boldsymbol{\varepsilon})$ 、单元应力 $(\boldsymbol{\sigma})$ 与节点 $(\boldsymbol{a})$ 的关系为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{B} \cdot \boldsymbol{a} \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{D} \cdot \boldsymbol{B} \cdot \boldsymbol{a} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{B}$ 为几何矩阵; $\boldsymbol{D}$ 为弹性矩阵.

忽略螺栓连接结构对接面各方向耦合刚度<sup>[16-17]</sup>,则弹性矩阵为

$$D = \begin{bmatrix} c_{11} & & & & & \\ & c_{22} & & & & \\ & & c_{33} & & & \\ & & & c_{44} & & \\ & & & & c_{55} & \\ & & & & & c_{66} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $c_{11}$ 、 $c_{22}$ 、 $c_{33}$  为 3 个方向的弹性模量;  $c_{44}$ 、 $c_{55}$ 、 $c_{66}$  为 3 个平面的剪切模量, 弹性矩阵所在坐标系

式中:

$$K_{ij} = \begin{bmatrix} \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jx}A_{ix}c_{11} + A_{jy}A_{iy}c_{44} + A_{jz}A_{iz}c_{66}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jy}A_{ix}c_{44}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jz}A_{ix}c_{66}) dV_0 \\ \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jx}A_{iy}c_{44} + A_{jz}A_{iz}c_{66}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jx}A_{iy}c_{44}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jz}A_{iy}c_{66}) dV_0 \\ \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jx}A_{iz}c_{66} + A_{jy}A_{iy}c_{55} + A_{jz}A_{ix}c_{66}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jz}A_{iy}c_{55}) dV_0 & \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jz}A_{ix}c_{66}) dV_0 \\ \text{sym} & & \end{bmatrix}$$

其中:  $i, j = 1, 2, \dots, n$ ;  $\partial N_i / \partial x = A_{ix}$ ;  $\partial N_i / \partial y = A_{iy}$ ;  $\partial N_i / \partial z = A_{iz}$ ;  $k \leq 8$  为某节点所在单元的个数. 结构刚度矩阵  $K$  是  $3n \times 3n$  阶矩阵, 包括了薄层单元和非薄层单元.

对于薄层单元厚度的选择, Desai 等<sup>[14-15, 18]</sup> 都对其进行了研究. 结果表明, 如果不考虑界面的附加质量和阻尼, 厚度的影响会很小. 下面给出螺栓连接结构轴向、弯曲和剪切刚度的数学表达形式.

### 1.2 轴向刚度

螺栓连接结构轴向刚度定义如图 3 所示, 假设薄壁圆筒一端固定, 另一端在圆筒中心节点  $j$  上施加轴向载荷  $F_N$ , 其中  $x$  为轴向方向,  $y, z$  代表薄壁圆筒结构横向方向. 结构的轴向位移  $\Delta l_x$  由节点  $i$  的轴向位移值  $X_i$  表示, 则螺栓连接结构轴向刚度定义为

$$k_N = F_N / \Delta l_x \quad (7)$$

代入边界条件和载荷, 求解式(6)可得

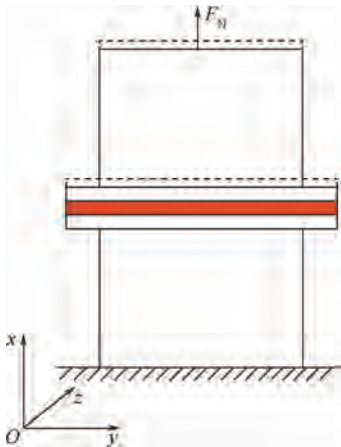


图 3 螺栓连接结构轴向刚度定义

Fig. 3 Definition of axial stiffness of bolted joints structure

与节点坐标系一致.

根据虚功原理, 单元刚度矩阵为

$$K^e = \oint_{V_0} B^T DB dV_0 \quad (5)$$

式中:  $V_0$  为有限元单元的体积.

集合单元刚度矩阵  $K^e$  和节点力向量  $F^e$  形成螺栓连接结构刚度矩阵  $K$  和节点载荷向量  $F$ , 得到静力学有限元计算方程:

$$K \cdot \delta = F \quad (6)$$

$$\sum_{i=1}^n \left( \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix}A_{jx}c_{11} + A_{iy}A_{jy}c_{44} + A_{iz}A_{jz}c_{66}) dV_0 \cdot X_i + \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{iy}A_{jx}c_{44}) dV_0 \cdot Y_i + \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{iz}A_{jx}c_{66}) dV_0 \cdot Z_i \right) = F_N \quad (8)$$

式中:  $X_i$ 、 $Y_i$ 、 $Z_i$  为节点位移.

对于薄层单元, 厚度  $h$  较单元其他两个方向的特征尺寸小得多, 所以在图 3 所示的节点坐标系  $xyz$  下, 可近似认为<sup>[19]</sup>

$$\varepsilon_x = \varepsilon_y = \gamma_{yz} \approx 0 \quad (9)$$

代入形函数  $N_i$  可得

$$\partial N_i / \partial y = \partial N_i / \partial z \approx 0 \quad (10)$$

而且当螺栓连接结构受到轴向力作用时, 结构的横向位移几乎为 0, 即

$$Y_i = Z_i \approx 0 \quad (11)$$

将式(10)和式(11)代入式(8), 轴向刚度简化为

$$k_N = \sum_{i=1}^n \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix}A_{jx}c_{11}) dV_0 \cdot X_i / \Delta l_x \quad (12)$$

结构刚度矩阵  $K$  包括薄层单元和非薄层单元. 从式(12)可以看出, 当结构的截面尺寸和单元类型确定时, 轴向刚度  $k_N$  由轴向弹性模量  $c_{11}$  确定. 因此, 当非薄层单元材料属性不变时, 轴向刚度  $k_N$  由薄层单元轴向弹性模量确定.

### 1.3 弯曲刚度

根据文献[20]可知, 当薄壁圆筒螺栓连接结构受到横向载荷作用时, 基于连接结构的轴向刚度, 可以获取其等效弯曲刚度, 即连接结构的弯曲刚度可由轴向刚度表示:

$$k_M = M/\theta = b^2 k_N / 2 \quad (13)$$

式中： $M$ 为弯矩； $\theta$ 为转角； $b$ 为圆筒的外径。

从式(13)可以看出，螺栓连接结构弯曲刚度 $k_M$ 与轴向刚度 $k_N$ 、截面尺寸有关。因此在薄壁圆筒尺寸确定情况下，弯曲刚度 $k_M$ 由薄层单元轴向弹性模量确定。

### 1.4 剪切刚度

螺栓连接结构剪切刚度定义如图4所示，假设薄壁圆筒一端固定，另一端在圆筒中心节点 $j$ 上施加 $y$ 向剪切载荷 $F_{Sy}$ 。横向剪切力作用产生的结构横向位移由节点 $i'$ 的 $y$ 向位移值 $\Delta l_y$ 表示，则螺栓连接结构的 $y$ 向剪切刚度可定义为

$$k_{Sy} = F_{Sy} / \Delta l_y \quad (14)$$

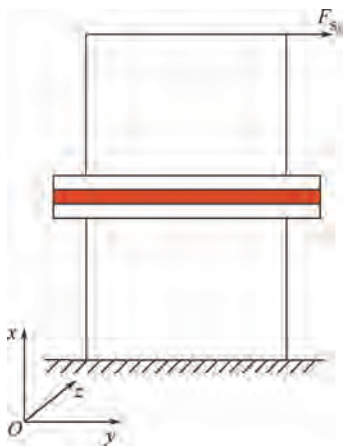


图4 螺栓连接结构剪切刚度定义

Fig.4 Definition of shear stiffness of bolted joints structure

代入边界条件和载荷，可得

$$\sum_{i=1}^n \left( \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jy} A_{ix} c_{44}) dV_0 \cdot X_i + \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jz} A_{ix} c_{55}) dV_0 \cdot Z_i + \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{jy} A_{iy} c_{22} + A_{jx} A_{ix} c_{44} + A_{jz} A_{iz} c_{55}) dV_0 \cdot Y_i \right) = F_{Sy} \quad (15)$$

同理<sup>[21]</sup>，将式(10)代入式(15)，螺栓连接结构 $y$ 向剪切刚度简化为

$$k_{Sy} = \sum_{i=1}^n \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} A_{jx} c_{44}) dV_0 \cdot Y_i / \Delta l_y \quad (16)$$

同理，螺栓连接结构 $z$ 向剪切刚度为

$$k_{Sz} = \sum_{i=1}^n \sum_{m=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} A_{jx} c_{66}) dV_0 \cdot Z_i / \Delta l_z \quad (17)$$

式(16)和式(17)表明螺栓连接的剪切刚度与剪切模量有关，因此当非薄层单元的材料属性和结构截面尺寸不变时，剪切刚度 $k_S$ 由薄层单元剪切模量决定，其中 $xy$ 平面剪切模量决定 $y$ 向剪切刚度， $xz$ 平面剪切模量决定 $z$ 向剪切刚度。

综上所述，航空发动机螺栓连接结构的轴向刚度、弯曲刚度可由薄层单元轴向弹性模量确定，剪切刚度可由薄层单元横向剪切模量来确定。

## 2 薄层单元对连接刚度影响规律

第1节详细叙述了航空发动机螺栓连接结构薄层单元法建模原理，现阐述薄层单元材料参数对连接刚度的影响规律。

### 2.1 建模

图5所示为薄层单元薄壁圆筒螺栓连接结构有限元模型，单元类型为SOLID185。由于航空发动机螺栓连接结构轴向、弯曲刚度由薄层单元轴向弹性模量确定，剪切刚度由薄层单元横向剪切模量确定，为了使薄层单元材料参数互不影响且忽略各个方向耦合刚度<sup>[13,17]</sup>，将其设置为正交各向异性材料，材料属性设置如表2所示。

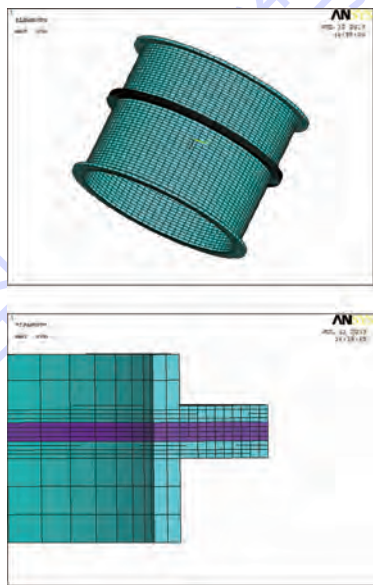


图5 薄壁圆筒螺栓连接有限元模型

Fig.5 Finite element model of thin-walled cylinder bolted joints

表2 有限元模型材料属性

Table 2 Material properties of finite element model

单元	单元类型	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	材料属性	弹性模量/GPa			剪切模量/GPa			泊松比		
				$x$	$y$	$z$	$xy$	$yz$	$xz$	$xy$	$yz$	$xz$
薄层	SOLID185	7850	正交各向异性	180	180	180	180	180	180	0	0	0
其他	SOLID185	7850	各向异性	210			80.7			0.3		

在该模型中,  $x$  轴代表圆筒的轴向,  $y$ 、 $z$  轴分别代表圆筒的横向, 那么薄层单元的  $E_x$ 、 $E_y$ 、 $E_z$  分别表征连接处轴向 ( $x$  向)、横向 ( $y$  向、 $z$  向) 的刚度,  $G_{xy}$ 、 $G_{yz}$ 、 $G_{xz}$  分别表征  $xy$  平面、 $yz$  平面、 $xz$  平面的剪切刚度. 因此在该模型中, 对轴向、弯曲刚度起决定作用的是轴向 ( $x$  向) 弹性模量  $E_x$ , 对剪切刚度起决定作用的是  $xy$ 、 $xz$  平面的剪切模量  $G_{xy}$ 、 $G_{xz}$ . 由于航空发动机螺栓连接结构大多数是带止口的螺栓连接或精密螺栓连接, 剪切刚度可认为是无限大, 因此本节中不对剪切刚度进行验证, 只验证轴向刚度和弯曲刚度的建模原理.

### 2.2 轴向刚度影响规律

对图 5 所示的有限元模型一端完全约束, 另一端施加载荷为 2 kN 的轴向力, 改变薄层单元材料参数, 得到对轴向刚度的影响规律.

#### 2.2.1 剪切模量对轴向刚度的影响

保证弹性模量  $E$  不变, 改变剪切模量  $G$  (3 个平面值一致). 图 6 所示为轴向刚度随剪切模量  $G$  改变的变化曲线图. 研究表明: ①当薄层单元弹性模量  $E$  分别为 100、10、1 GPa 时, 随着剪切模量  $G$  的变化, 轴向刚度几乎不变, 说明剪切模量对轴向刚度几乎没有影响; ②当弹性模量  $E$  较小时 (1 GPa), 随着剪切模量的改变, 轴向位移有一定改变, 但变化程度在 3% 以内. 根据式 (8) 可以看出, 当弹性模量  $E$  较小时,  $A_{11}A_{11}c_{11}$ 、 $A_{12}A_{22}c_{44}$ 、 $A_{13}A_{33}c_{66}$  的共同影响造成了这种结果, 但这种影响可以忽略.

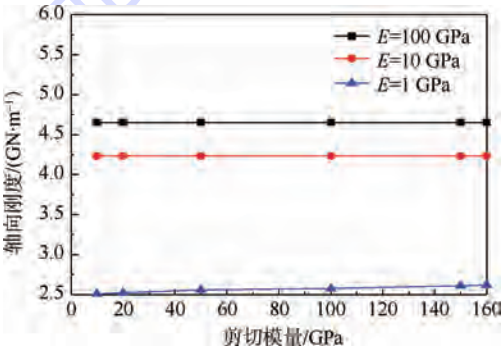


图 6 剪切模量对轴向刚度的影响

Fig. 6 Influence of shear modulus on axial stiffness

#### 2.2.2 弹性模量对轴向刚度的影响

保证剪切模量  $G$  不变 (均取 180 GPa), 然后依次改变  $E_x$ 、 $E_y$ 、 $E_z$  (值不变时取 10 GPa). 图 7 所示为轴向刚度随弹性模量  $E_x$ 、 $E_y$  或  $E_z$  改变的变化曲线图. 研究表明: ①当剪切模量一定时, 改变弹性模量  $E_y$ 、 $E_z$  值, 轴向刚度几乎不变, 说明  $E_y$ 、 $E_z$  对机匣轴向刚度没有影响; ②当剪切模量一定时, 改变弹性模量  $E_x$ , 轴向刚度有明显变化, 说明轴向弹性模量对轴向刚度有很大影响, 特别是当

$E_x$  较小时影响更大.

现分析轴向弹性模量对轴向刚度具体影响规律. 从图 7 可以看出: ①随着轴向弹性模量的减小 (160 ~ 18 GPa), 轴向刚度线性逐渐减小, 但刚度变化趋势并不明显; ②当弹性模量减小到一定时 (18 GPa 附近), 轴向刚度突然减小, 并存在一个明显的拐点; ③当通过拐点之后, 机匣轴向刚度又线性减小, 但刚度变化趋势比 160 ~ 18 GPa 间大很多.

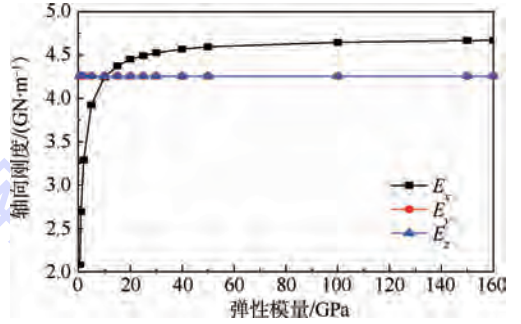
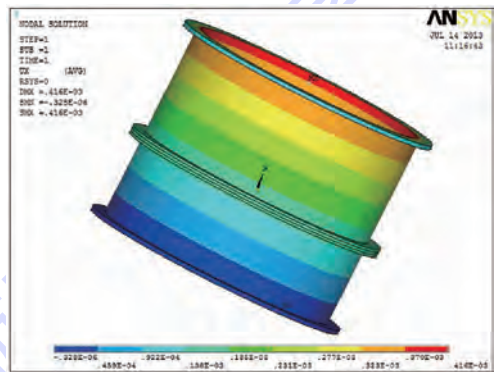


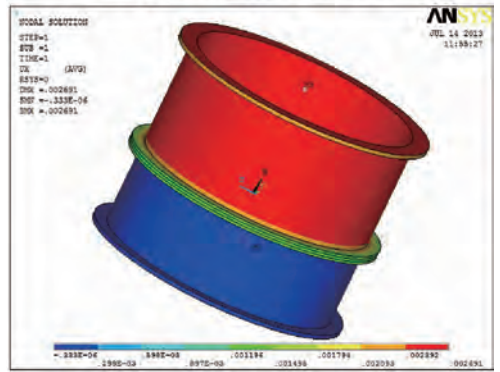
图 7 不同方向弹性模量对轴向刚度的影响

Fig. 7 Influence of elastic modulus on axial stiffness

从上述分析可知, 轴向弹性模量对机匣轴向刚度影响是存在两段线性变化的区间, 这主要是随着轴向弹性模量的改变, 整个机匣承受轴向力的部位发生了变化, 造成轴向位移分布发生了变化. 如图 8 所示, 当轴向弹性模量较大时, 薄层单元处的轴向刚度比较大, 并且与圆筒部分轴向刚



(a)  $E_x=160$  GPa 时机匣轴向位移图



(b)  $E_x=1.8$  GPa 时机匣轴向位移图

图 8  $E_x = 160$  GPa 和 1.8 GPa 时机匣轴向位移图

Fig. 8 Axial displacement when  $E_x$  is 160 GPa and 1.8 GPa

度值相差不大,因此整个圆筒结构共同承受轴向力,机匣轴向位移云图是均匀分布的,如图8(a)所示.随着轴向弹性模量逐渐减小,此时薄层单元处轴向刚度也逐渐减小,并且与圆筒部分轴向刚度相差越来越大,因此逐渐从整个圆筒结构共同承受轴向力变为连接处薄层单元单独承受,此时轴向变形主要发生在薄层单元,机匣圆筒部分主要发生轴向刚性位移,如图8(b)所示.这也解释了轴向弹性模量的改变引起整个结构轴向刚度非线性变化的原因.

### 2.3 弯曲刚度影响规律

对图5所示的机匣有限元模型一端完全约束,另一端施加载荷为  $2\text{ kN}\cdot\text{m}$  的弯矩,改变薄层单元的材料属性参数,得到对弯曲刚度的影响规律.

#### 2.3.1 剪切模量对弯曲刚度的影响

保证弹性模量不变,改变剪切模量  $G$ ,图9所示为弯曲刚度随着剪切模量  $G$  改变的变化曲线图.研究表明:①当薄层单元弹性模量  $E$  分别为  $100$ 、 $10$ 、 $1\text{ GPa}$  时,随着剪切模量  $G$  的变化,弯曲刚度几乎不变,说明剪切模量对弯曲刚度没有影响;②当弹性模量  $E$  较小时( $1\text{ GPa}$ ),随着剪切模量的改变,弯曲刚度有一定改变,但变化程度在  $3\%$  以内.这主要是因为当弹性模量  $E$  较小时,  $A_{11}A_{11}c_{11}$ 、 $A_{12}A_{12}c_{44}$ 、 $A_{13}A_{13}c_{66}$  共同影响造成的结果,但这种影响可以忽略.

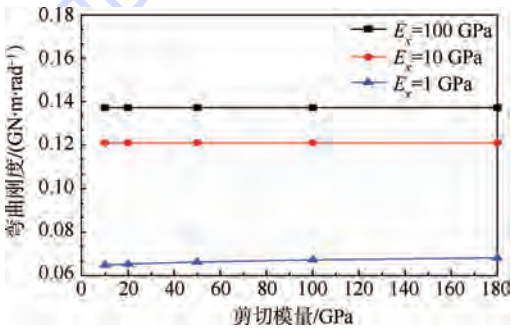


图9 剪切模量对弯曲刚度的影响

Fig.9 Influence of shear modulus on bending stiffness

#### 2.3.2 弹性模量对弯曲刚度的影响

保证剪切模量  $G$  不变(取  $180\text{ GPa}$ ),依次改变  $E_x$ 、 $E_y$ 、 $E_z$ (值不变时取  $10\text{ GPa}$ ).图10所示为弯曲刚度随着弹性模量改变的变化曲线图.研究表明:①当剪切模量一定时,改变弹性模量  $E_y$ 、 $E_z$  值,弯曲刚度几乎不变,说明  $E_y$ 、 $E_z$  对机匣弯曲刚度没有影响;②当剪切模量一定时,改变轴向弹性模量,弯曲刚度有明显变化,说明轴向弹性模量对机匣弯曲刚度有很大影响.

现分析轴向弹性模量对弯曲刚度的影响规

律.从图10中可以看出:①随着轴向弹性模量的减小( $160\sim 18\text{ GPa}$ ),弯曲刚度线性逐渐减小,但刚度变化的趋势并不大;②当轴向弹性模量减小到一定程度( $18\text{ GPa}$ 附近),弯曲刚度突然减小,并存在明显的拐点;③当通过拐点后,弯曲刚度又线性减小,但刚度变化趋势比  $160\sim 18\text{ GPa}$  间大.

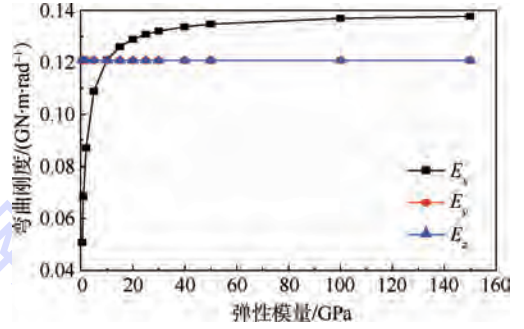
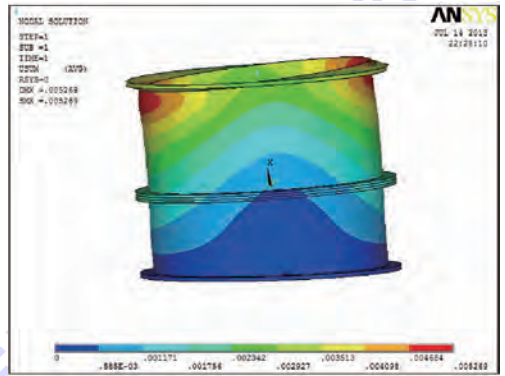


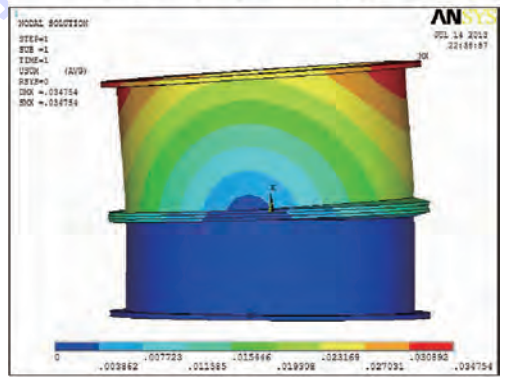
图10 不同方向弹性模量对弯曲刚度的影响

Fig.10 Influence of elastic modulus on bending stiffness

从上述分析可知,轴向弹性模量对弯曲刚度影响主要是存在两段线性变化的区间,这主要是随着轴向弹性模量的改变,整个圆筒承受弯矩的部位发生了变化,从而造成位移分布改变.如图11(a)所示,当轴向弹性模量较大时,薄层单元



(a)  $E_x = 130\text{ GPa}$ 时Von Mises位移图



(b)  $E_x = 1.8\text{ GPa}$ 时Von Mises位移图

图11  $E_x = 130\text{ GPa}$ 和  $1.8\text{ GPa}$  时机匣 Von Mises 位移图

Fig.11 Von Mises displacement of casing when

$E_x$  is  $130\text{ GPa}$  and  $1.8\text{ GPa}$

处的轴向刚度较大,与圆筒部分的轴向刚度值相差不大,因此在受到弯矩作用时,整个机匣共同承受弯矩,螺栓连接结构和机匣作为整体发生弯曲变形,机匣 Von Mises 位移云图是均匀分布的.当轴向弹性模量逐渐减小,此时薄层单元轴向刚度逐渐减小,并且与圆筒部分轴向刚度相差越来越大,因此在受到弯矩作用时,弯矩逐渐从整个圆筒共同承受变为连接处薄层单元单独承受,此时变形主要发生在薄层单元,为轴向变形,存在受拉侧和受压侧,且受拉侧和受压侧轴向位移一致,机匣圆筒部分主要发生刚性转角位移,如图 11(b)所示.这也解释了轴向弹性模量的改变引起整个结构弯曲刚度非线性变化的原因.

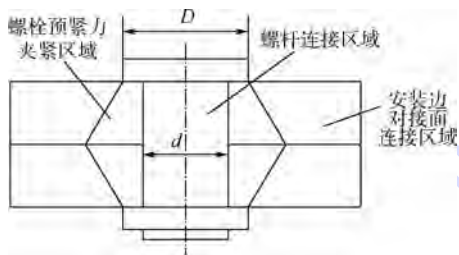
### 3 薄层单元法材料参数确定

第 1 节和第 2 节详细阐述了航空发动机螺栓连接薄层单元法建模原理以及薄层单元材料参数对薄壁圆筒连接刚度的影响规律,本节给出薄层单元相关材料参数的理论表达式并研究螺栓连接结构参数对连接刚度的影响规律.

由于航空发动机螺栓连接结构大多数是带止口的螺栓连接或精密螺栓连接,剪切刚度可认为是无限大,因此本节中不考虑结构的剪切刚度,只给出轴向弹性模量的理论表达式.

#### 3.1 螺栓连接轴向刚度理论表达式

对于一般薄壁圆筒螺栓连接结构,去掉圆筒部分,保留安装边及螺栓,那么连接区域可以分为 3 个部分:①螺杆连接区域;②螺栓预紧力夹紧区域;③安装边对接面连接区域,如图 12 所示,其中螺栓连接结构的轴向连接刚度主要由①、②决定.



D—螺母压紧区域直径;d—螺孔直径.

图 12 螺栓连接结构连接区域

Fig. 12 Connection region of bolted joints structure

对于螺杆连接区域,螺杆轴向刚度<sup>[21]</sup>可以表示为

$$k_b = A_b E_b / L_b = \pi E_b d_b^2 / (4 L_b) \quad (18)$$

式中: $A_b$ 为螺杆截面面积; $d_b$ 为螺杆直径; $L_b$ 为螺杆等效长度,可表示为  $L_b = L + (1.95 - \beta/2 -$

$v) d_b$ <sup>[22]</sup>,其中  $L$ 、 $\beta$  和  $v$  分别为螺孔长度、无量纲系数及螺杆泊松比,这充分考虑了螺母、垫片等对连接刚度的影响; $E_b$ 为螺杆弹性模量.在本文中  $L_b$ 取  $L$ .

对于螺栓预紧力夹紧区域,该区域可近似为对称的切去顶端的圆锥形区域,可得每块安装边轴向连接刚度<sup>[23]</sup>为

$$k_{m_i} = \frac{\pi E_{m_i} d \tan \alpha}{\ln \left[ \frac{(D+d)(D-d+2t \tan \alpha)}{(D-d)(D+d+2t \tan \alpha)} \right]} \quad (19)$$

式中: $E_{m_i}$  ( $i=1,2$ )为安装边弹性模量; $t$ 为安装边厚度; $\alpha$ 为半锥形角,与螺栓预紧力  $F_p$  大小有关.

对于安装边厚度不同的螺栓连接结构,如图 13 所示,螺栓预紧力压紧区域为上下对称的去顶端圆锥区域加中间的圆环区域,圆环柱状区域的轴向连接刚度可表示为

$$k_c = E_m A_c / t' \quad (20)$$

式中: $A_c$ 为圆环面积; $t'$ 为圆环柱状区域厚度.

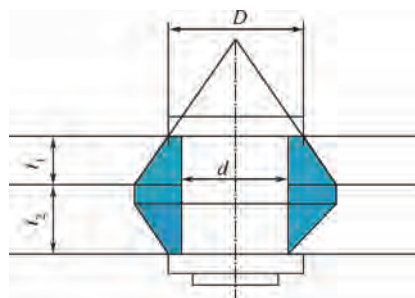


图 13 安装边厚度不同的螺栓连接结构

Fig. 13 Bolted joints structure of different thickness flange

因此整个螺栓预紧力夹紧区域轴向连接刚度为

$$\frac{1}{k_m} = \frac{1}{k_{m_1}} + \frac{1}{k_c} + \frac{1}{k_{m_2}} \Rightarrow k_m = \frac{k_{m_1} k_c k_{m_2}}{k_{m_1} k_c + k_c k_{m_2} + k_{m_1} k_{m_2}} \quad (21)$$

那么图 12 所示整个螺栓连接轴向刚度可表示为(式(7)为整个薄壁圆筒的轴向刚度)

$$k = n(k_b + k_m) \quad (22)$$

式中: $n$ 为整个法兰边周向螺栓的个数.

可见,整个螺栓连接轴向、弯曲刚度与螺杆弹性模量  $E_b$ 、螺杆直径  $d_b$ 、螺孔长度  $L$  以及安装边弹性模量  $E_{m_i}$ 、螺栓预紧力  $F_p$ 、螺母压紧区域半径  $D$ 、螺栓数目  $n$  有关.

#### 3.2 结构参数对轴向刚度的影响

下面探讨螺栓连接结构参数对轴向刚度的影响规律,主要研究螺栓数目  $n$  和螺栓预紧力  $F_p$  对其的影响.

假设两安装边的厚度一致,安装边以及螺栓

的材料属性一样,其他结构参数如图 14 所示,那么螺栓连接轴向刚度可表示为

$$k = n \left[ \frac{\pi E d^2}{8t} + \frac{\pi E d \tan \alpha}{2 \ln \left( \frac{(D+d)(D-d+2t \tan \alpha)}{(D-d)(D+d+2t \tan \alpha)} \right)} \right] \quad (23)$$

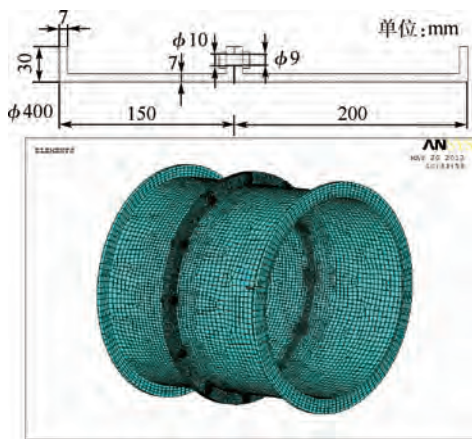


图 14 精细有限元模型

Fig. 14 Detailed finite element model

### 3.2.1 螺栓数目对轴向刚度的影响

当螺栓连接其他结构参数都确定,螺栓预紧力为 3 kN 时,螺栓个数与连接刚度的变化曲线如图 15 所示.从图中可以看出,轴向刚度随着螺栓数目的变化线性增加,说明螺栓个数越多,螺栓连接轴向刚度越大.

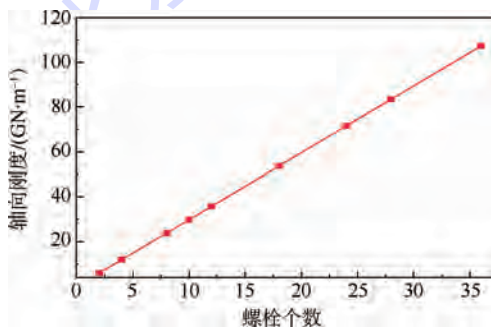


图 15 螺栓个数对连接刚度影响

Fig. 15 Influence of bolt numbers on joint stiffness

### 3.2.2 螺栓预紧力对轴向刚度的影响

由于半锥形角  $\alpha$  与螺栓预紧力有关,因此通过半锥形角  $\alpha$  作为中介研究螺栓预紧力对连接刚度的影响规律.当螺栓连接其他结构参数都确定,螺栓个数为 12 时,螺栓预紧力与连接刚度的变化曲线如图 16 所示.从图中可以看出,当螺栓预紧力较小时,轴向刚度随着螺栓预紧力的增加几乎线性增加;当预紧力增加到一定程度时,轴向刚度趋近不变,说明此时螺栓连接已接近于刚性连接.

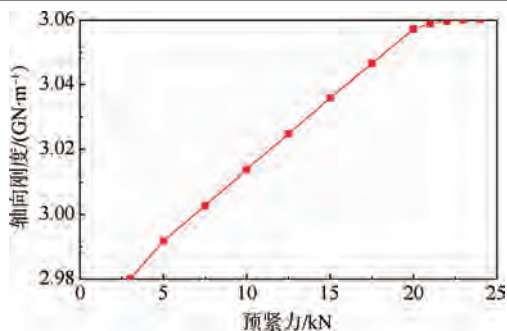


图 16 螺栓预紧力对连接刚度影响

Fig. 16 Influence of bolt preload on joint stiffness

## 3.3 薄层单元材料参数理论表达式

如图 17 所示,当用薄层单元法对航空发动机螺栓连接结构进行参数化建模时,结构轴向刚度可表示为(去掉圆筒,保留安装边和螺栓)

$$\frac{1}{k_i} = \frac{1}{k_1} + \frac{1}{k_2} + \frac{1}{k_3} \Rightarrow k_i = \frac{k_1 k_2 k_3}{k_1 k_2 + k_2 k_3 + k_1 k_3} \quad (24)$$

式中: $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$  分别为上安装边、薄层单元以及下安装边的刚度,表示为  $k_i = E_i A_i / L_i$ ,其中  $E_i$ 、 $A_i$  和  $L_i$  分别表示各部分的轴向弹性模量、横截面积以及厚度.



图 17 螺栓连接薄层单元

Fig. 17 Thin-layer element of bolted joints

因此,薄层单元轴向弹性模量与连接刚度的关系为

$$k = k_i \Rightarrow E' = \frac{n(k_b + k_m) k_1 k_3 L_2}{A_2 [k_1 k_3 - n(k_b + k_m)(k_1 + k_3)]} \quad (25)$$

## 4 应用

第 1~3 节对薄层单元法的建模原理、材料参数对连接刚度的影响规律以及材料参数的确定进行了详细的阐述.现在将薄层单元法应用到实际的结构中,并与精细有限元模型的结果进行对比,从而验证薄层单元法的正确性和应用前景.

首先,通过精细有限元模型计算薄壁圆筒螺栓连接结构的轴向刚度和弯曲刚度以作为标准刚度;然后,通过第 3 节内容得到薄层单元的材料参数,并计算出薄层单元薄壁圆筒的轴向、弯曲刚度;最后,将两个模型的结果进行对比.

### 4.1 精细有限元模型方法

图 14 所示为薄壁圆筒精细有限元模型,法兰边周向有 12 个 M9 的螺栓,建模过程中充分考虑螺栓预紧力(PRETS179 单元模拟,设置为 3 kN)、螺母与法兰边、螺栓头与法兰边以及法兰边对接面间的接触(TARGE170 和 CONTA174 单元模拟),单元类型为 SOLID185,整个结构有 88 333 个单元数和 95 917 个节点数,结构的弹性模量为 210 GPa,密度为  $7\ 850\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ ,泊松比为 0.3.

将该结构一端固定,另一端分别施加轴向载荷和弯曲载荷,从而得到轴向刚度和弯曲刚度(第 1 节的定义)的变化曲线,如图 18 所示.

从图 18 中可以看出:①结构轴向位移随着轴向载荷的增加线性变化,结构转角随着弯曲载荷的增加线性变化,说明结构的轴向刚度、弯曲刚度

随着外载荷的增加不改变;②通过计算,轴向刚度为  $3.35\text{ GN/m}$ ,弯曲刚度为  $9.16 \times 10^7\text{ N}\cdot\text{m/rad}$ .

### 4.2 薄层单元法

运用薄层单元法对该结构建模,薄层单元厚度为  $h(h=3\text{ mm})$ ,单元类型 SOLID185,整个结构共有 19 927 单元数和 28 161 节点数,薄层单元材料属性为正交各向异性材料,横向弹性模量为 100 GPa,剪切模量为 300 GPa,泊松比为 0.尺寸如图 17 所示,螺杆直径  $d=9\text{ mm}$ ,安装边厚度  $t=7\text{ mm}$ ,螺母压紧区域直径  $D=14\text{ mm}$ ,薄层单元厚度  $h=3\text{ mm}$ ,螺栓个数  $n=12$ ,螺栓预紧力 3 kN 对应的半锥形角位  $\alpha=16^\circ$ ,通过第 3 节相关内容计算得到薄层单元轴向弹性模量  $E=2.62\text{ GPa}$ .将该结构一端固定,另一端分别施加轴向载荷和弯曲载荷,从而得到薄层单元模型的弯曲刚度为  $9.71 \times 10^7\text{ N}\cdot\text{m/rad}$ ,轴向刚度为  $3.58\text{ GN/m}$ .

### 4.3 对比

将薄层单元薄壁圆筒螺栓连接结构的轴向刚度和弯曲刚度与精细有限元模型的结果进行对比,详细的对比结果如表 3 所示,可以得出以下结论:

1) 通过薄层单元法建立的薄壁圆筒螺栓连接结构的轴向刚度、弯曲刚度与精细有限元模型(标准值)相比,弯曲刚度与轴向刚度分别只相差 6% 和 6.8%.

2) 精细有限元模型的轴向、弯曲刚度影响因素为螺杆直径、螺栓数目、螺栓孔位置、法兰边厚度、预紧力,而薄层单元法模型的影响因素则只有轴向弹性模量.

3) 薄层单元模型的单元数和节点数分别比精细有限元模型少 78% 和 71%.

4) 薄层单元模型的计算时间相对精细有限元模型少 98%.

综上所述,薄层单元法能够很好地模拟航空发动机螺栓连接结构且能保证正确性,具有很好的应用前景.

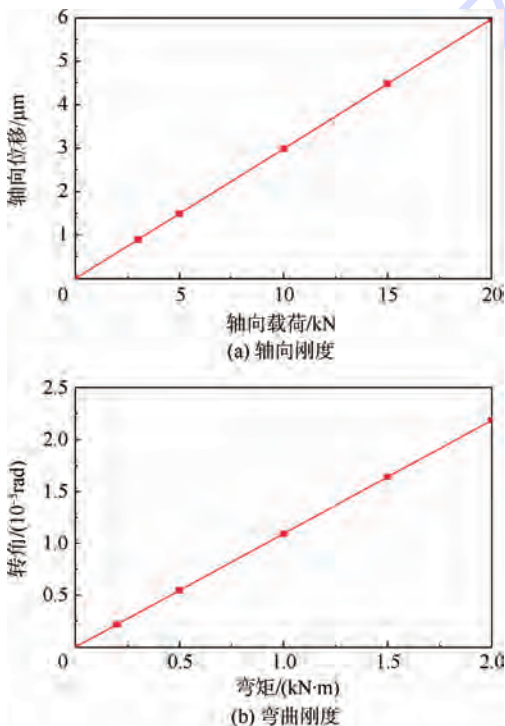


图 18 刚度变化规律

Fig. 18 Change law of stiffness

表 3 薄层单元模型与精细有限元模型对比

Table 3 Comparisons between detailed FE model and thin-layer element model

模型	轴向弹性模量/GPa	弯曲刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	轴向刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	刚度影响因素	单元数	节点数	计算时间/min
精细有限元模型	210	$9.16 \times 10^7$	$3.35 \times 10^9$	螺杆直径、螺栓数目、螺栓孔位置、法兰边厚度、预紧力	88 333	95 917	49
薄层单元模型	2.62	$9.71 \times 10^7$	$3.58 \times 10^9$	轴向弹性模量	19 927	28 161	1
比例/%		6	6.8		78	71	98

## 5 结 论

本文将薄层单元法应用到航空发动机领域,从航空发动机螺栓连接结构出发,以薄层单元法为基础,给出了航空发动机螺栓连接结构薄层单元法参数化建模原理,研究了薄层单元材料参数对螺栓连接刚度的影响规律,并从理论上给出了薄层单元相关材料参数的表达式,最后将该方法应用到实际结构中,并与精细有限元模型结果进行对比,验证了薄层单元法的正确性和应用前景.研究结果表明:

1) 薄层单元法能很好地模拟航空发动机螺栓连接结构.

2) 薄层单元剪切模量对轴向、弯曲刚度几乎没有影响;横向弹性模量对轴向、弯曲刚度几乎没有影响.

3) 薄层单元轴向弹性模量对轴向、弯曲刚度起决定作用;薄层单元剪切模量对剪切刚度起决定作用.

4) 螺栓连接的螺栓数目与轴向连接刚度呈线性变化规律.

5) 当螺栓预紧力较小时,轴向刚度随着螺栓预紧力的增加线性增加;当预紧力增加到一定程度时,轴向刚度趋近不变,说明此时螺栓连接已接近于刚性连接.

6) 通过精细有限元模型与薄层单元模型结果的对比,薄层单元模型刚度值与精细有限元模型相差在7%以内,而且计算时间、模型规模较精细有限元模型均大幅减少.

## 参考文献 (References)

- [1] Bickford J H. An introduction to the design and behavior of bolted joints[M]. 2nd ed. New York: Marcel Dekker, Inc., 1990: 1-8.
- [2] Liu S G, Wang J, Hong J, et al. Dynamics design of the aero-engine rotor joint structures based on experimental and numerical study[C] // Proceedings of ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2010: GT2010-22199.
- [3] 樊宁. 航空发动机连接结构刚度非线性及其对转子动力学影响[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.  
Fan N. Studies on dynamic characteristics of the joint in the aero-engine rotor system[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
- [4] Belvin W K. Modeling of joints for the dynamic analysis of truss structures, NASA-L-16163 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1987.
- [5] Gregory D L, Martinez D R. On the development of methodologies for constructing predictive models of structures with joints and interfaces, SAND2001-0003P[R]. Albuquerque: Sandia National Laboratories, 2001.
- [6] Ibrahim R A, Pettit C L. Uncertainties and dynamic problems of bolted joints and other fasteners[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 279(3-5): 857-936.
- [7] Groper M. Microslip macroslip in bolted joints[J]. Experimental Mechanics, 1985, 25(2): 171-174.
- [8] Gaul L, Nitsche R. The role of friction in mechanical joints[J]. Applied Mechanics Reviews, 2001, 54(2): 93-106.
- [9] Kim J, Yoon J C, Kang B S. Finite element analysis and modeling of structure with bolted joints[J]. Applied Mathematical Modelling, 2007, 31(5): 895-911.
- [10] Ahmadian H, Jalali H. Identification of bolted lap joints parameters in assembled structures[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21(2): 1041-1050.
- [11] Boeswald M, Link M, Meyer S. Experimental and analytical investigations of non-linear cylindrical casing joints using base excitation testing[C] // 2003 IMAC-XXI: Conference & Exposition on Structural Dynamics. Kissimmee: Society for Experimental Mechanics, 2003: 1-9.
- [12] Ahmadian H, Mottershead J E, James S, et al. Modelling and updating of large surface-to-surface joints in the AWE-MACE structure[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2006, 20(4): 868-880.
- [13] Desai C S, Zaman M M, Lightner J G, et al. Thin-layer element for interfaces and joints[J]. International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics, 1984, 8(1): 19-43.
- [14] Sharma K G, Desai C S. Analysis and implementation of thin-layer element for interfaces and joints[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1992, 118(12): 2442-2462.
- [15] 马双超, 臧朝平, 兰海波. 某航空发动机机匣的动力学模型修正[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 878-884.  
Ma S C, Zang C P, Lan H B. Dynamic model updating of an aero-engine casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 878-884 (in Chinese).
- [16] Ahmadian H, Ebrahimi M, Mottershead J E, et al. Identification of bolted-joint interface models[C] // Proceedings of the 2002 International Conference on Noise and Vibration Engineering. Leuven: Katholieke Universiteit Leuven, 2002: 1741-1747.
- [17] Iranzad M, Ahmadian H. Identification of nonlinear bolted lap joint models[J]. Computers and Structures, 2012, 96-97: 1-8.
- [18] Pande G N, Sharma K G. On joint interface elements and associated problems of numerical ill-conditioning[J]. International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics, 1979, 3(3): 293-300.
- [19] 黄耀英, 吴中如, 王德信. 薄层单元基本假设和简化探讨[J]. 力学与实践, 2008, 30(2): 49-52.  
Huang Y Y, Wu Z R, Wang D X. Discuss on fundamental assumption and simplification of thin-layer element[J]. Mechanics in Engineering, 2008, 30(2): 49-52 (in Chinese).
- [20] 栾宇. 航天器结构中螺栓法兰连接的动力学建模方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2012.  
Luan Y. Study on dynamic modeling of bolted flange connections in aerospace structures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2012 (in Chinese).

- [21] Williams J G, Anley R E, Nash D H, et al. Analysis of externally loaded bolted joints: Analytical, computational and experimental study[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2009, 86(7): 420-427.
- [22] Pedersen N L, Pedersen P. Stiffness analysis and improvement of bolt-plate contact assemblies[J]. Mechanics Based Design of Structures and Machines, 2008, 36(1): 47-66.
- [23] Oskouei R H, Keikhosravi M, Soutis C. Estimating clamping pressure distribution and stiffness in aircraft bolted joints by finite-element analysis [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(7): 863-871.

## Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element

YAO Xingyu, WANG Jianjun\*, ZHAI Xue

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The bolted joints, which are commonly used in aero-engine structure, have important influences on dynamic characteristics of aero-engine. The thin-layer element method can simulate complex connection structure and maintain the structure integrity. Based on the thin-layer element method, the modeling principles of aero-engine bolted joints was studied and the influence law of material parameters of thin-layer element on bolted joints stiffness was researched. Then the material parameters of thin-layer element through theoretical derivation were determined. Finally it was applied to actual structure and compared with detailed finite elements model so as to verify the correctness and aspect of this method. The results indicate that the thin-layer element method can simulate aero-engine bolted joints excellently; the axial and bending stiffness are decided by axial elastic modulus of thin-layer element, and the shear stiffness is decided by the  $xy$  and  $xz$  plane shear modulus of thin-layer element; the material parameters of thin-layer element can be expressed by structural parameters of bolted joints.

**Key words:** bolted joints; thin-layer element method; aero-engine; joint stiffness; finite element

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0773

# 基于动态流体扰动原理的三维滚动航路规划

姚鹏<sup>1,2</sup>, 王宏伦<sup>\*1,2</sup>, 刘畅<sup>1,2</sup>

(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 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)



**摘 要:** 针对复杂环境中存在运动目标、移动威胁与突发威胁等多种情况,将动态流体扰动算法与滚动优化策略相结合,进行无人机(UAV)三维动态航路规划.基于移动目标运动信息与威胁运动信息引入相对初始流场,用扰动矩阵量化表示障碍物或威胁对相对初始流场的扰动影响,计算相对扰动流场,进而得到实际流场流线即无人机规划航路.充分利用实时环境信息,综合考虑未来运动态势,在有限时域内采用动态流体扰动算法规划出可选航路,然后构建目标函数,滚动优化反应系数,实现在线航路规划.仿真结果表明,该算法能较好地适用于复杂动态环境.

**关键词:** 无人机(UAV); 三维动态航路规划; 复杂环境; 动态流体扰动; 滚动优化  
**中图分类号:** V249.1

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2280-08

无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)航路规划,是实现其自主飞行的关键技术之一.在静态已知环境下,无人机的航路规划技术已比较成熟,通过离线全局规划即可得到一条从起点到目标点的最优飞行航路<sup>[1-2]</sup>.但无人机实际飞行环境往往是复杂动态未知的,某些特定飞行任务下,无人机需要在跟踪运动目标的同时躲避移动威胁或突发威胁,这就要求无人机能够处理各种动态情况,在线规划可飞航路,而当前大多数算法仅单独考虑了动态威胁或运动目标情况<sup>[3-7]</sup>.此外,相比于二维航路,三维航路更能充分发挥无人机的机动性能,从而适应于低空突防、低空探测等任务规划.因此,复杂三维环境下的动态航路规划技术受到越来越多的关注.

文献[3]提出了一种基于行为协同和虚拟目标相结合的动态航路规划方法,将规划行为分为局部规划行为和全局规划行为.文献[4]采用部

分可观测马尔可夫决策过程引导无人机跟踪地面运动目标.文献[5]采用改进的人工势场法,将相对速度引入势能函数中,使其适用于动态环境.文献[6-7]采用模型预测控制(MPC)中的滚动优化策略,用局部最优代替全局最优.上述方法虽然能较有效地规划二维动态航路,但扩展到三维复杂飞行环境下,它们的计算效率将大幅降低,无法满足实时性要求.此外,上述方法规划出的航路不够平滑,因此需要额外的航路平滑,影响计算效率.

与上述算法相比,流函数法<sup>[8]</sup>作为人工势场法的一种变形,由于其快速性与平滑的航路特性,可有效应用在二维动态飞行环境中<sup>[9]</sup>.该方法通过对速度势函数求导获得流线速度,然后对流线速度进行积分即可得到流线,即无人机的规划航路,但该方法在三维环境下往往得不到完整的解析式.文献[10]采用基于流水避石原理的三维航路规划算法,将流体计算与航路规划相结合,规划

收稿日期: 2014-12-10; 录用日期: 2015-03-06; 网络出版时间: 2015-04-02 11:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1137.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(61175084)

作者简介: 姚鹏(1989—),男,山东潍坊人,博士研究生, yaopenghappy@163.com

\* 通讯作者: 王宏伦(1970—),男,陕西西安人,教授, hl\_wang\_2002@126.com, 主要研究方向为无人机自主飞行控制、管理与决策.

**引用格式:** 姚鹏, 王宏伦, 刘畅. 基于动态流体扰动原理的三维滚动航路规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2280-2287. Yao P, Wang H L, Liu C. Three-dimensional rolling path planning via dynamic fluid disturbance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2280-2287 (in Chinese).

出具有流体特性且符合无人机约束的航路,该方法具体可分为解析法与数值法.解析法虽然仅能处理球形障碍但计算量很小,因此适用于简单地形下的快速航路规划,数值法计算较繁琐但可处理各种障碍,因此适用于复杂地形下的离线航路规划.因此,文献[11-12]提出了一种应用于三维环境下的基于流体扰动动态系统的无人机快速避障算法,该算法不会改变原系统的稳定性,可处理多种静态或动态威胁,且计算效率满足动态航路规划的实时性要求,但未考虑运动目标等情况以及动态环境下的路径优化问题.

综合以上分析,针对复杂动态环境下存在运动目标、移动威胁与突发威胁等多种情况,本文提出了基于动态流体扰动算法与滚动优化策略相结合的混合航路规划算法.基于文献[10-12],本文采用动态流体扰动计算方法,将其与复杂航路规划相结合,处理多种动态情况,保证无人机在跟踪运动目标的同时躲避动态威胁与突发威胁;基于文献[6-7],本文考虑未来运动态势,加入滚动预测与优化策略,通过滚动优化反应系数进行局部航路寻优,从而保证航路的可飞性与次优性.

### 1 动态航路规划问题描述

无人机动态航路规划问题可看作带约束的实时优化问题.在实际飞行环境中,无人机除躲避地形等静态障碍外,往往还需在跟踪运动目标的同时避开地面雷达车、移动火炮等威胁.由于运动目标、动态威胁等是不断变化的,因此无人机需要根据实时的探测信息进行运动预测,判定未来运动态势.然后,将预测信息与探测信息、飞行任务要求、无人机机动性能等作为约束条件,在线快速生成能满足某种最优指标的可飞航路.给定无人机的规划空间为  $O\text{-}xyz$ ,空间中任意点坐标  $\mathbf{P} = (x, y, z)$ ,运动目标的初始位置为  $\mathbf{P}_{d0} = (x_{d0}, y_{d0}, z_{d0})$ ,目标的最终位置为  $\mathbf{P}_{df} = (x_{df}, y_{df}, z_{df})$ ,无人机起始状态即出发点为  $\mathbf{P}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ ,无人机到达运动目标点附近时规划结束,无人机最终状态为  $\mathbf{P}_f = (x_f, y_f, z_f) \approx \mathbf{P}_{df}$ .航路规划的任务就是在规划空间内寻找  $K$  个航路点  $\{\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_k, \dots, \mathbf{P}_K\}$ ,组成最终规划航路,其中满足  $\mathbf{P}_1 = \mathbf{P}_0, \mathbf{P}_K = \mathbf{P}_f$ .

在本文中,为了简化分析,需作如下假设:

**假设 1** 运动目标假定为质点,所有障碍和威胁等均用圆球、圆锥、圆柱、长方体等标准的凸多面体等效<sup>[11]</sup>:

$$\Gamma(\mathbf{P}) = \left(\frac{x - x_0}{a}\right)^{2p} + \left(\frac{y - y_0}{b}\right)^{2q} + \left(\frac{z - z_0}{c}\right)^{2r} \quad (1)$$

式中:常数  $a, b, c$  和  $p, q, r$  分别决定凸面体的大小与形状;  $(x_0, y_0, z_0)$  表示凸面体的中心;  $\Gamma(\mathbf{P}) = 1$  即为障碍物表面方程.

**假设 2** 当前时刻的运动目标信息与动态威胁信息可在线获得.

**假设 3** 未来有限时域内,运动目标、移动威胁的位置、速度等信息可通过卡尔曼滤波预测等方法得到<sup>[13]</sup>,本文不再赘述.

**假设 4** 移动威胁的速度  $\mathbf{u}_t$  满足  $|\mathbf{u}_t| < \mathbf{u}_{\max}$ ,运动目标速度  $\mathbf{u}_d$  满足  $|\mathbf{u}_d| < \mathbf{u}_{\max}$ ,其中,  $\mathbf{u}_{\max}$  为无人机的最大飞行速度.当无人机与目标点的距离在一定范围内时即认为规划结束,突发威胁在无人机飞入其威胁区域之前探测到.

### 2 静态环境下的流体扰动算法

流体扰动算法可应用于静态环境下的航路规划.静态环境下,在目标点处引入汇流作为初始流场<sup>[11]</sup>,汇流是一种以恒定流速均匀地从四周流入目标点的流体,因此当不存在障碍物或威胁时,无人机以任意一点作为起始点都能沿直线到达目标,如图 1(a) 所示.当规划空间中存在静态障碍物时,障碍物的扰动使得初始流场发生改变,但受

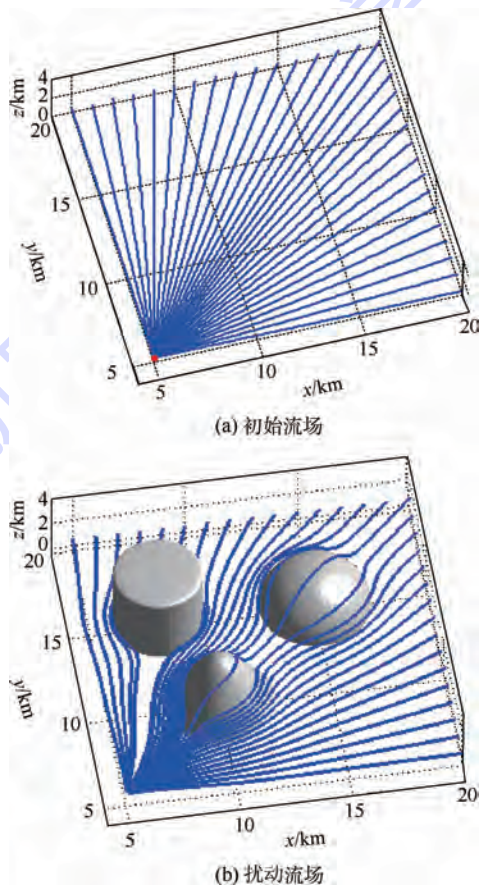


图 1 流体扰动示意图

Fig. 1 Schematic of disturbance of flow

扰动流场仍具有全局收敛性与稳定性,即流场流线仍能够绕开障碍物并到达目标点,如图1(b)所示.由此可知,静态环境下的流体扰动算法的关键在于求解扰动后的流场流速.

静态环境下的流体扰动算法步骤如下:首先建立初始流场,然后将障碍物对初始流场的扰动影响量化表示,通过修正初始流场流速获得扰动流场流速,最后对其迭代积分,即可得到扰动流场流线即无人机规划航路.

## 2.1 初始流场

以汇流作为初始流场,其流速  $\mathbf{u}(\mathbf{P})$  定义为

$$\mathbf{u}(\mathbf{P}) = - \left[ \frac{C(x - x_d)}{d(\mathbf{P}, \mathbf{P}_d)} \quad \frac{C(y - y_d)}{d(\mathbf{P}, \mathbf{P}_d)} \quad \frac{C(z - z_d)}{d(\mathbf{P}, \mathbf{P}_d)} \right]^T \quad (2)$$

式中:  $C$  为汇流速率;  $d(\mathbf{P}, \mathbf{P}_d)$  为无人机位置  $\mathbf{P}(x, y, z)$  与目标位置  $\mathbf{P}_d(x_d, y_d, z_d)$  的距离:

$$d(\mathbf{P}, \mathbf{P}_d) = \sqrt{(x - x_d)^2 + (y - y_d)^2 + (z - z_d)^2} \quad (3)$$

当环境中不存在障碍物时,  $\mathbf{u}(\mathbf{P})$  作为无人机的飞行速度且满足  $|\mathbf{u}(\mathbf{P})| = C$ . 基于不同无人机飞行速度的差异性,常数  $C$  取为无人机巡航速度.

## 2.2 扰动流场

假设环境中存在  $W$  个障碍物,将障碍物对初始流场的扰动用扰动矩阵  $\bar{\mathbf{M}}(\mathbf{P})$  量化表示<sup>[12]</sup>:

$$\bar{\mathbf{M}}(\mathbf{P}) = \prod_{w=1}^W \mathbf{M}_w(\mathbf{P}) \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{M}_w(\mathbf{P})$  为第  $w$  个障碍物的扰动矩阵:

$$\mathbf{M}_w(\mathbf{P}) = \mathbf{I} - \frac{\omega_w(\mathbf{P}) \mathbf{n}_w(\mathbf{P}) (\mathbf{n}_w(\mathbf{P}))^T}{|\Gamma_w(\mathbf{P})| \rho_w (\mathbf{n}_w(\mathbf{P}))^T \mathbf{n}_w(\mathbf{P})} \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{I}$  为单位矩阵;  $\rho_w$  为第  $w$  个障碍物的反应系数;  $\Gamma_w(\mathbf{P})$  为按式(1)获得的第  $w$  个障碍物方程;  $\omega_w(\mathbf{P})$  为第  $w$  个障碍物的权重系数;  $\mathbf{n}_w(\mathbf{P})$  为第  $w$  个障碍物的径向法向量:

$$\omega_w(\mathbf{P}) =$$

$$\begin{cases} 1 & W = 1 \\ \prod_{i=1, i \neq w}^W \frac{\Gamma_i(\mathbf{P}) - 1}{(\Gamma_i(\mathbf{P}) - 1) + (\Gamma_w(\mathbf{P}) - 1)} & W \neq 1 \end{cases} \quad (6)$$

$$\mathbf{n}_w(\mathbf{P}) = \left[ \frac{\delta \Gamma_w(\mathbf{P})}{\delta x} \quad \frac{\delta \Gamma_w(\mathbf{P})}{\delta y} \quad \frac{\delta \Gamma_w(\mathbf{P})}{\delta z} \right]^T \quad (7)$$

然后修正初始流场流速,得到扰动流场流速:

$$\bar{\mathbf{u}}(\mathbf{P}) = \bar{\mathbf{M}}(\mathbf{P}) \mathbf{u}(\mathbf{P}) \quad (8)$$

通过积分  $\bar{\mathbf{u}}(\mathbf{P})$ , 获得下一航路点:

$$\mathbf{P}_{\text{next}} = \mathbf{P} + \bar{\mathbf{u}}(\mathbf{P}) \Delta t \quad (9)$$

式中:  $\Delta t$  为计算步长. 如此迭代求解得到一系列离散点,将其连线即形成扰动流线,即规划航路.

流体扰动算法生成的流线符合流水避石的一般特性:①流线可躲避各种障碍.②流线最终到达目标点.③在障碍物外部不存在局部极小点即  $\bar{\mathbf{u}}(\mathbf{P}) \neq 0$ .④初始阶段无人机距离障碍物较远时,扰动流线沿初始流线方向运动;当逐渐靠近障碍物时,流线平滑地趋近障碍物切线方向;远离障碍物后,又回到初始流线上.本文不再详细证明.

## 2.3 扰动流场分析

由式(5)可知,当无人机距离障碍物越远时,  $\Gamma_w(\mathbf{P})$  越大且  $\omega_w(\mathbf{P})$  越趋近于0,  $\mathbf{M}_w(\mathbf{P})$  越趋近于单位矩阵,当距离足够远时即可忽略该威胁对总扰动流场的影响.因此扰动流场主要受到距离无人机当前位置较远的几个威胁的共同影响.

由式(5)可知,扰动矩阵的选取与各个障碍物的反应系数  $\rho_w$  密切相关.通常反应系数越大,该障碍物对流场的扰动作用越大,即流线躲避障碍的时机越早且幅度越大,通过组合调整不同障碍物的反应系数,获得各种形状的扰动流线.当反应系数选取不合适时,威胁的相互作用甚至会导致航路规划停止或在局部区域内徘徊的现象.因此,针对所有威胁(尤其是距离无人机较近的威胁),需选取合适的反应系数,具体见第4节.

此外,由第2.2节知,本文得到的流场符合自然界中的绕流特性,流速大小是实时变化的,因此无人机不再是恒速飞行.为保证  $\bar{\mathbf{u}}(\mathbf{P})$  满足无人机飞行速度约束,也需选取合适的障碍物反应系数,具体分析见第4节.

## 3 动态流体扰动算法

从相对流场的角度出发,将上述静态流体扰动算法改进,使其应用于复杂动态环境下,即为本文的动态流体扰动算法.

若目标点是运动的,在汇流速度的基础上引入目标运动速度,因此当不存在障碍物或威胁时,相对于运动目标,无人机仍沿汇流方向接近目标点.当规划空间中存在移动威胁时,引入威胁运动信息,构建相对初始流场<sup>[12]</sup>.在相对初始流场内,由于移动威胁可等效为静态障碍物,因此可采用静态流体扰动方法计算相对扰动流场,进而得到实际流场,流线仍具有全局收敛性与稳定性.

### 3.1 相对初始流场

无人机跟踪运动目标时,初始流场的定义不

仅要考虑目标位置,还需考虑目标运动速度  $u_d$ :

$$u(P) = k_1 u_1(P) + k_2 u_2(P) \quad (10)$$

式中:  $u_1(P)$  为第 2.1 节中的汇流流速;  $u_2(P)$  为目标运动速度  $u_d$ ;  $k_1$  和  $k_2$  分别为两种速度的权重系数,定义如下:

$$k_1 = \left( \frac{d(P, P_d)}{d(P_0, P_{d0})} \right)^m \quad (11)$$

$$k_2 = 1 - k_1 \quad (12)$$

式中:  $d(P_0, P_{d0})$  为无人机初始位置  $P_0$  与目标初始位置  $P_{d0}$  的距离;  $m$  为大于零的常数,它的取值决定了两种速度分量  $u_1(P)$  和  $u_2(P)$  的变化快慢,进而影响初始流线形状. 当无人机在初始位置时,  $k_1 = 1, k_2 = 0, u(P) = u_1(P)$ ; 当无人机离目标点较远时,  $0 < k_2 < k_1 < 1$ , 计算初始流场流速时主要考虑汇流速度; 当无人机逐渐靠近目标点时,  $k_1$  减小而  $k_2$  增大, 流场速度同时考虑了汇流速度与目标运动速度; 当无人机足够接近目标点时,  $0 < k_1 < k_2 < 1$ , 此时主要考虑目标运动速度; 若无人机在目标点,  $k_1 = 0, k_2 = 1, u(P) = u_2(P)$ .

假设环境中  $W$  个移动威胁时, 依据它们的运动速度、当前位置等信息, 计算所有威胁的总参考运动速度<sup>[14]</sup> 为

$$v(P) = \sum_{w=1}^W \omega_w(P) e^{-\frac{r_w(P)}{\lambda}} v_w(P) \quad (13)$$

式中:  $\lambda$  为常数, 且  $\lambda$  越大, 流线躲避威胁的时机越早;  $v_w(P)$  为第  $w$  个威胁的运动速度;  $\omega_w(P)$  为第  $w$  个威胁的权重系数.

构建相对初始流场, 流速定义为  $u(P) - v(P)$ .

### 3.2 相对扰动流场

在相对初始流场下, 移动威胁可看作是静止的, 因此在实时更新移动威胁或突发威胁的位置信息后, 可按式(4)~式(7)计算扰动矩阵  $\bar{M}(P)$ . 然后, 类似于式(8), 计算相对扰动流场的流速:

$$\bar{u}(P) - v(P) = \bar{M}(P)(u(P) - v(P)) \quad (14)$$

那么实际扰动流场流速为

$$\bar{u}(P) = \bar{M}(P)(u(P) - v(P)) + v(P) \quad (15)$$

综上所述, 动态流体扰动算法的步骤如下.

**步骤 1** 依据运动目标的实时信息, 按式(10)~式(12)计算初始流场速度  $u(P)$ , 然后依据移动威胁的运动信息, 按式(13)计算参考速度  $v(P)$ , 从而构建相对初始流场, 其流速为  $u(P) - v(P)$ .

**步骤 2** 依据动态威胁或静态障碍的实时位置信息, 按式(4)~式(7)计算扰动矩阵  $\bar{M}(P)$ .

**步骤 3** 按式(14)计算相对扰动流场速度  $\bar{u}(P) - v(P)$ , 然后按式(15)得到速度  $\bar{u}(P)$ .

**步骤 4** 迭代积分  $\bar{u}(P)$ , 获得下一航路点.

**步骤 5** 返回步骤 1, 直至到达目标点附近.

当无人机到达第  $w$  个运动威胁表面时,  $\Gamma_w(P) = 1$ , 由式(6)得  $\omega_w(P) = 1$  且  $\omega_i(P) = 0, i \neq w$ , 此时  $v(P) = v_w(P)$ , 此时相当于无人机躲避单个移动威胁. 由于动态流体扰动方法可等效为相对流场下的静态流体扰动算法, 而后者规划出的流线具有良好的避障特性, 因此该方法能使无人机躲避动态威胁. 采用动态流体扰动算法, 由于相对于运动目标的初始流场仍为汇流, 所以扰动流线最终仍到达目标点.

## 4 反应系数滚动优化策略

动态流体扰动算法仅考虑了当前环境信息, 未考虑威胁的未来运动态势, 规划轨迹可能会出现大拐角等情况. 此外, 由第 2.3 节可知, 所有威胁(尤其是距离无人机较近的威胁)的反应系数决定了无人机的避障时机、避障幅度以及飞行速度, 而它的选取只依靠经验, 因此不能保证航路的最优性, 有时甚至会出现不可飞情况.

为解决上述问题, 本文借鉴滚动优化原理<sup>[7]</sup>, 将滚动优化策略与流体扰动算法结合: 设定有限步优化时域, 依据实时检测到的动态威胁或目标等信息, 预测未来它们的运动状态, 采用动态流体扰动算法获得局部航路, 然后通过优化反应系数, 寻找满足无人机动力学约束与环境约束的局部可飞最优航路; 随着预测步数增多, 预测精度会降低, 影响航路规划的准确性, 因此只依局部航路飞行一步, 然后重复上述动作, 引导无人机完成飞行任务. 利用此方法, 可以充分考虑未来运动态势, 提前确定大致的可靠飞行航路.

假设  $k$  时刻, 无人机运动到  $P_k$  处, 用扰动流体算法规划未来  $N$  步航路, 然后构建航路评价函数  $J(k)$  作为航路评估的依据, 通常  $J(k)$  越小, 航路越优. 首先考虑无人机的机动能力约束: 采用流体扰动算法时, 无人机速度不是恒定的, 因此需考虑最大与最小飞行速度约束; 考虑到无人机的纵向与横侧向机动能力限制, 规划航路需满足最大爬升角约束、最大转弯角约束; 基于无人机的具体飞行任务, 还需设定爬升高度约束. 当规划航路超过上述任意约束边界时, 无人机是无法飞行的, 为

体现出这种约束效力,此时直接将 $J(k)$ 取为无穷大正值.当规划航路满足上述各种约束条件时,才计算目标函数 $J(k)$ ,包括航路长度代价、飞行安全代价、航路跟踪代价:

$$J(k) = \lambda_1 L(k) + \lambda_2 T(k) + \lambda_3 S(k) \quad (16)$$

式中: $L(k)$ 为航路长度代价; $T(k)$ 为飞行安全代价; $S(k)$ 为规划航路的跟踪代价; $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$ 和 $\lambda_3$ 分别为3种代价的加权因子且满足 $\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 = 1$ ,可根据具体的飞行任务对它们进行赋值.

$L(k)$ 不仅要考虑未来 $N$ 步航路的长度,还要考虑该 $N$ 步航路之后的航路总长度:

$$L(k) = |P_{d(k+N)} - P_{k+N}| + \sum_{i=k}^{k+N} |P_i - P_{i-1}| \quad (17)$$

式中:用 $|P_{d(k+N)} - P_{k+N}|$ 粗略表示 $N$ 步航路之后的航路长度, $P_{k+N}$ 和 $P_{d(k+N)}$ 分别为 $k+N$ 时刻的无人机规划位置与目标预测位置.

假设飞行环境中存在 $W$ 个障碍或威胁, $k$ 时刻第 $w$ 个障碍或威胁的安全代价定义<sup>[15]</sup>为

$$T_w(k) = \begin{cases} 0 & L_{at} > 2 \\ \frac{1}{L_{at}} & 0 \leq L_{at} \leq 2 \\ +\infty & L_{at} < 0 \end{cases} \quad (18)$$

式中: $L_{at}$ 为无人机到障碍物或威胁表面的距离.当无人机在障碍物或威胁的影响范围内即 $0 \leq L_{at} \leq 2$  km时,考虑到无人机的机动性能等因素,将安全代价定义为 $1/L_{at}$ ;当无人机落入障碍或威胁的内部区域即 $L_{at} < 0$ 时,此时安全代价为无穷大的正值,作为安全代价的惩罚项;当无人机距离障碍物足够远即 $L_{at} > 2$  km时,认定无人机是安全的. $N$ 步时域内,考虑所有障碍物或威胁的总安全代价为

$$T(k) = \sum_{w=1}^W \sum_{i=k}^{k+N} T_w(i) \quad (19)$$

引入 $S(k)$ ,从而提高规划轨迹的平滑性,使得所规划的路径较易跟踪.考虑到路径的平滑性,需减少大机动次数,此时 $S(k)$ 定义为

$$S(k) = \frac{1}{N} \sum_{i=k}^{k+N} \left( \mu_1 \frac{\psi^i}{\psi_{\max}} + \mu_2 \frac{\theta^i}{\theta_{\max}} \right) \quad (20)$$

式中: $\psi^i$ 和 $\theta^i$ 分别为第 $i$ 段航路的转弯角和爬升角; $\psi_{\max}$ 和 $\theta_{\max}$ 分别为最大转弯角和最大爬升角; $S(k)$ 为 $N$ 步规划航路的平滑度, $S(k)$ 越小,表示路径平滑性越好.

然后,通过优化所有威胁(尤其是距离无人机较近的威胁)的反应系数,即得到 $k$ 时刻的最优反应系数组合:

$$\rho_{\text{optimal}} = \{ \rho_{1,\text{optimal}}, \rho_{2,\text{optimal}}, \dots, \rho_{W,\text{optimal}} \} = \arg \min_{\rho} J(k) \quad (21)$$

上述反应系数组合对应的 $N$ 步航路即可作为局部最优航路.类似于MPC控制中的单步控制策略,本文只选取其中的第一个航路点作为下一航路点,到达下一采样时刻后重复以上过程,即可实现滚动规划.

优化时域 $N$ 的选取是该航路规划算法成败的关键. $N$ 过小时,无人机不能充分考虑移动威胁或目标的未来机动特性,航路优化效果不理想;当 $N$ 过大时,运算时间增长,而且预测信息精度将明显降低.

## 5 仿真与分析

在MATLAB R2011a中进行仿真实验,计算机处理器为Intel Core i5,主频2.5 GHz.设定无人机巡航速度即初始飞行速度 $C = 150$  m/s,无人机最大飞行速度为290 m/s,最小飞行速度为60 m/s,爬升角约束范围 $[-15^\circ, 15^\circ]$ ,转弯角约束范围 $[-30^\circ, 30^\circ]$ ,高度约束范围 $[0.1, 3]$  km,采样间隔 $\Delta t = 1$  s,加权因子 $\lambda_1 = 0.3$ , $\lambda_2 = 0.5$ , $\lambda_3 = 0.2$ ,假设任意障碍或威胁的反应系数取值范围为 $[0.1, 10]$ .由于遗传算法等智能优化方法的计算量和存储量太大,不适于在线应用,为提高实时性,采用障碍物反应系数的有限离散集合 $U = \{U_1, U_2, \dots, U_{50}\}$ ,寻找次优解.

### 5.1 静态环境下的航路规划

在规划空间内定义18个圆柱形静态障碍,如图2所示,假设无人机初始位置 $(0, 0, 1)$  km,目标点位置 $(10, 10, 1)$  km,无人机定高飞行,由图可知在规划空间中从目标点到出发点仅存在唯一飞行通道.采用静态流体扰动算法,并通过全局优化调整障碍物反应系数<sup>[11]</sup>,最终获得可飞航路,验证了算法的完备性.

### 5.2 无障碍或威胁时跟踪运动目标的航路规划

当环境中不存在障碍物或威胁时,由式(10)确定的初始流线即可作为无人机的飞行航路.假设运动目标的初始位置 $(0, 3, 0.5)$  km,以恒定速度 $(0.1, 0, 0)$  km/s向右移动,无人机起始点为 $(0, 0, 0.5)$  km. $m$ 取不同值时的无人机航路与目标轨迹如图3(a)所示,无人机与目标点的距离如图3(b)所示, $m$ 越小,无人机越早接近目标点,但 $m$ 过小,会引起航路的振荡,而且航路可能不满足无人机的飞行约束. $m = 0.5$ 为比较合适的取值,此时无人机较为快速地接近运动目标,而且航路

平滑无振荡,满足性能约束.

### 5.3 目标静止情况下躲避运动威胁的航路规划

当目标静止时,将汇流速度作为初始流速.假设球形威胁沿 S 形曲线移动,无人机的起始点  $(0,0,0.1)$  km,目标是静止的,位于  $(9,9,0.2)$  km 处.图 4 (a) 为  $N = 3$  和  $N = 6$  时的仿真结果,图 4 (b) 为两种情况下无人机与威胁表面的距离  $(L_{ul})$ .当  $N = 3$  时,无人机飞行过程中与移动威胁表面的最小距离为  $0.79$  km,可避开该威胁;但由于优化时域过小,无人机未充分考虑威胁的运动趋势,所以当动态威胁在  $65$  s 左右加速运动时,相应地规划航路在  $(7.7,5.8,0.13)$  km 附近出现大拐角,很明显是不可飞的.当  $N = 6$  时,无人机飞行过程中与威胁表面最小距离  $0.80$  km,也能成功避开该威胁;而且,由于优化时域比较合理,充分考虑了未来的运动态势,避障航路较为平滑,满足飞行约束条件.

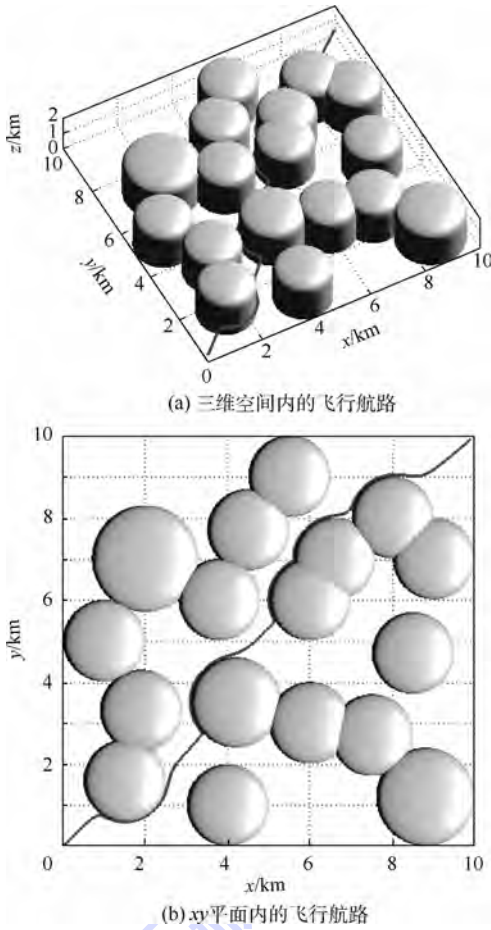


图 2 静态环境下的无人机航路

Fig. 2 Path of UAV in static environment

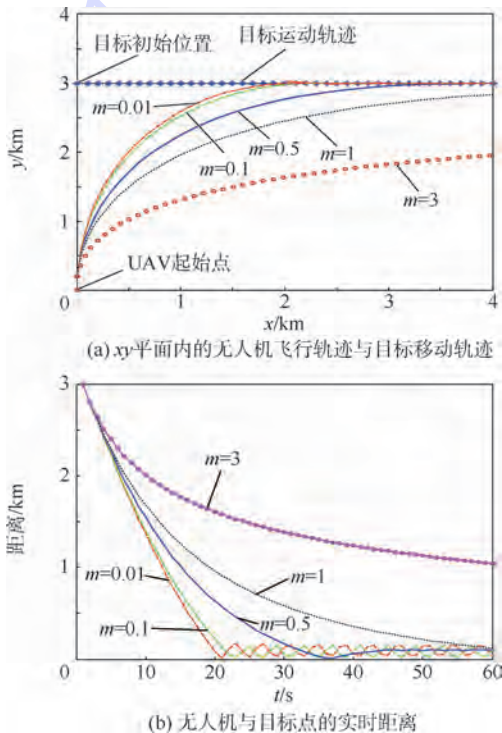


图 3 无障碍情况下的无人机航路与移动目标路径

Fig. 3 Paths of UAV and moving target without obstacles

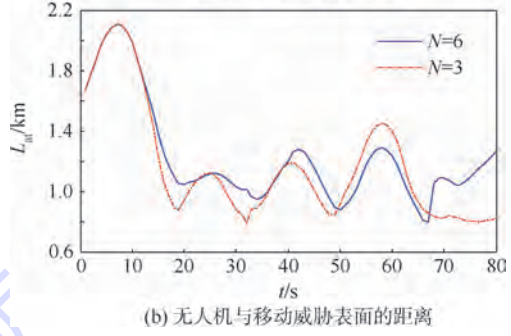
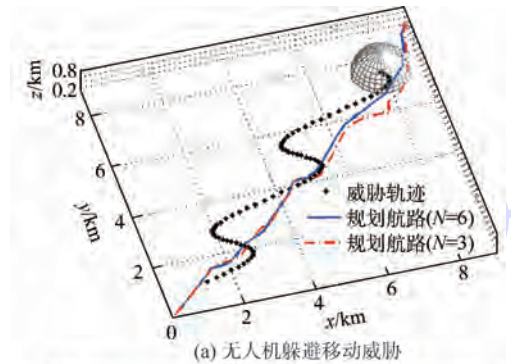


图 4 目标静止时的无人机航路与运动威胁轨迹

Fig. 4 Paths of UAV and moving threat with static target

### 5.4 复杂环境下的动态航路规划

在  $11 \text{ km} \times 11 \text{ km} \times 2 \text{ km}$  空间内,随机生成圆锥、圆柱、圆球等固定障碍,同时加入移动球形威胁、突发球形威胁、运动目标等.假设移动威胁在  $xy$  平面内沿正弦曲线运动,运动目标沿圆弧曲线运动,突发威胁 1 的出现时间为  $13$  s,突发威胁 2 的出现时间为  $125$  s,优化时域  $N = 5$ .航路规划过程如图 5 所示.图 5 (a) 规划开始;图 5 (b) 突发威胁 1 出现,无人机成功躲避该威胁;图 5 (c) 由于考虑运动威胁的未来运动信息,无人机成功躲避了该动态威胁,且整个规划过程中无人机到该威胁

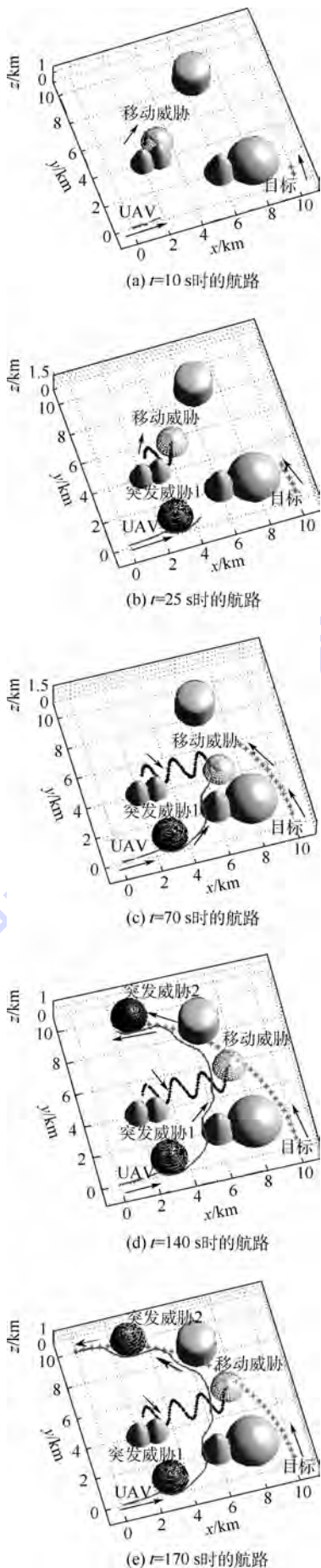


图5 复杂动态环境下的无人机航路

Fig.5 Path of UAV in complex dynamic environment

表面的最小距离为 0.32 km;图 5(d)表明无人机跟踪运动目标的同时仍能躲避突发威胁 2;图 5(e)规划结束.在该仿真过程中,获得下一航路点的计算时间范围为 $[0.53, 0.76]$ s,而当前航路点到下一航路点的飞行时间为 1 s,因此满足实时性要求.

## 6 结论

本文将动态流体扰动算法的避障优势与模型预测算法的滚动优化策略相结合,提出一种适用于复杂动态环境下的无人机三维航路规划算法.

1) 静态环境下,流体扰动算法生成的流线即无人机规划航路,符合流水避石现象的一般特性:流线平滑地躲避各种障碍物,并最终到达目标点.

2) 动态流体扰动方法可等效为相对流场下的静态流体扰动算法,因此算法仍具有全局收敛性与稳定性,且适用于动态环境下的无人机多种飞行任务.

3) 考虑到最优性与可飞性要求,利用滚动优化思想,通过优化流体扰动算法中的反应系数,最终可得到满足无人机约束的次优可飞航路.

4) 通过理论分析与实验验证,表明该算法的完备性、有效性与实时性,具有一定的应用价值.

## 参考文献 (References)

- [1] 柳长安. 无人机航路规划方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2003.  
Liu C A. Study on UAV path planning method [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003 (in Chinese).
- [2] Chen M, Wu Q X, Jiang C S. A modified ant optimization algorithm for path planning of UCAV[J]. Applied Soft Computing, 2008, 8(4): 1712-1718.
- [3] 武善杰, 郑征, 蔡开元. 基于行为协同和虚拟目标相结合的无人机实时航路规划[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(1): 131-136.  
Wu S J, Zheng Z, Cai K Y. Real-time path planning for unmanned aerial vehicles using behavior coordination and virtual goal[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(1): 131-136 (in Chinese).
- [4] Ragi S, Chong E K P. Dynamic UAV path planning for multitarget tracking [C] // 2012 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 3845-3850.
- [5] Ge S S, Cui Y J. Dynamic motion planning for mobile robots using potential field method [J]. Autonomous Robots, 2002, 13(3): 207-222.
- [6] 任佳, 高晓光, 张艳. 移动威胁情况下的无人机路径规划[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(5): 641-647.  
Ren J, Gao X G, Zhang Y. Path planning based on model predictive control algorithm under moving threat [J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(5): 641-647 (in Chinese).

- [7] 张纯刚. 基于滚动窗口的移动机器人路径规划[J]. 系统工程与电子技术, 2002, 24(6):63-69.  
Zhang C G. Mobile robot path planning based on rolling windows [J]. Systems Engineering and Electronics, 2002, 24(6):63-69 (in Chinese).
- [8] Sullivan J, Waydo S, Campbell M. Using stream functions for complex behavior and path generation [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003:1-9.
- [9] 梁宵, 王宏伦, 曹梦磊, 等. 无人机复杂环境中跟踪运动目标的实时航路规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(9):1129-1133.  
Liang X, Wang H L, Cao M L, et al. Real-time path planning to track moving target in complex environments for UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(9):1129-1133 (in Chinese).
- [10] 梁宵, 王宏伦, 李大伟, 等. 基于流水避石原理的无人机三维航路规划算法[J]. 航空学报, 2013, 34(7):1670-1681.  
Liang X, Wang H L, Li D W, et al. Three-dimensional path planning for unmanned aerial vehicles based on principles of stream avoiding obstacles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7):1670-1681 (in Chinese).
- [11] Wang H L, Lyu W T, Yao P, et al. Three-dimensional path planning for unmanned aerial vehicle based on interfered fluid dynamical system [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1):229-239.
- [12] Yao P, Wang H L, Liu C. 3-D dynamic path planning for UAV based on interfered fluid flow [C] // 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:997-1002.
- [13] 王建东, 王亚飞, 张晶. 基于卡尔曼滤波器的运动目标跟踪算法[J]. 数字通信, 2009(6):53-57.  
Wang J D, Wang Y F, Zhang J. Moving objects tracking algorithm based on Kalman filter [J]. Digital Communication, 2009(6):53-57 (in Chinese).
- [14] Khansari-Zadeh S M, Billard A. Realtime avoidance of fast moving objects: A dynamical system-based approach [C] // 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:121-126.
- [15] 周锐, 成晓静, 陈宗基. 战术任务规划系统研究[J]. 控制与决策, 2004, 19(4):441-447.  
Zhou R, Cheng X J, Chen Z J. Tactical mission planning systems for modern fighter plane [J]. Control and Decision, 2004, 19(4):441-447 (in Chinese).

## Three-dimensional rolling path planning via dynamic fluid disturbance

YAO Peng<sup>1,2</sup>, WANG Honglun<sup>\*1,2</sup>, LIU Chang<sup>1,2</sup>

- (1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;  
2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Considering the existence of moving target, moving threat and emergent threat in complex environment, the method of dynamic fluid disturbance and the rolling optimization strategy were combined for the three-dimensional dynamic path planning of unmanned aerial vehicle (UAV). Based on the motion information of moving target and threat, the relative initial fluid was constructed. Then, the influence of obstacles or threats on the relative initial fluid was quantized by the disturbance matrix. The relative modified flow was then obtained by modulation. Then the actual streamline which was the planning path, was easily accomplished. By fully utilizing the real-time environmental information and considering the motion in the future, the method of dynamic fluid disturbance was utilized to plan local path in limited time-domain. And the objective function was built and the reactive parameter was obtained by rolling optimization to realize the online path planning. Finally, the effectiveness of the method in complex dynamic environment is indicated.

**Key words:** unmanned aerial vehicle (UAV); three-dimensional dynamic path planning; complex environment; dynamic fluid disturbance; rolling optimization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0799

# 基于数据网格化方法的低轨辐射带建模技术

常峰<sup>1,2</sup>, 王咏梅<sup>\*1</sup>, 田天<sup>3</sup>, 张贤国<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学 地球科学学院, 北京 100049;  
3. 61741 部队, 北京 100094)



**摘 要:** 地球辐射带中的高能带电粒子是引起航天器材料和器件性能退化甚至失效的主要空间环境因素. 因此, 航天器设计中所采用的辐射带模型的准确程度对于航天器的生存能力和航天任务的完成质量至关重要. 在利用我国自主辐射带高能粒子探测数据进行的辐射带建模中, 探测数据的空间网格化是一项非常重要的工作. 介绍了我国辐射带探测数据的情况, 以及辐射带建模的方法和步骤; 重点研究了不同插值方法在低地球轨道(LEO)空间辐射带建模数据网格化中的应用, 并开展了误差分析. 研究表明: 在各种常用的插值方法中, 反距离加权法、自然邻点法和最近邻点法适合工程化应用. 其中, 反距离加权法生成的数据网格对粒子通量的反演结果精度最高, 该方法采用低阶距离时得到的反演结果更为合理.

**关键词:** 空间环境; 辐射带; 数据网格; 插值; 反距离加权法; 自然邻点法; 最近邻点法

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2015)12-2288-08

地球外层空间存在着一个区域, 其中充满地磁场捕获的高能质子和电子, 这个区域被称为地球辐射带(以下简称为辐射带)<sup>[1]</sup>. 辐射带中的质子和电子能量较高<sup>[2]</sup>, 能够引起航天器材料和器件性能退化甚至失效<sup>[3,4]</sup>. 在地球空间运行的绝大多数航天器都要或多或少地穿越辐射带, 遭遇高能粒子辐射. 因此, 在航天任务的设计过程中, 准确地定量估算航天器所处的空间辐射环境对于航天器设计的优化、运行安全的保障和任务的完成都至关重要.

目前国际和国内航天界普遍采用 NASA 编制的质子模型 AP8 和电子模型 AE8 来计算辐射带质子和电子的通量, 并以此为基础评估辐射带对航天器的影响<sup>[3,5-6]</sup>. 目前我国可获得的 AP8/AE8 模型的最新版本分别完成于 1976 年和 1983 年,

这两个版本使用的都是 20 世纪 70 年代以前的数据<sup>[7-8]</sup>, 观测资料比较陈旧, 模型计算值与实际观测值经常存在较大偏差<sup>[4,6,9-12]</sup>, 使得这两个版本的模型应用到当前航天任务中存在时效局限性. NASA 在后期对 AP8/AE8 模型进行了多次修订和补充, 形成了多种修正版本, 并且于 2006 年联合美国多家单位开始开发用于替代 AP8/AE8 的辐射带质子和电子的新模型: AP9/AE9<sup>[6]</sup>, 但由于技术封锁, 我国目前还无法获得 AP8/AE8 的修正版本和 AP9/AE9. 因此, 我国自主研发辐射带模型对于我国航天工程的可持续发展具有现实和战略的意义. 地面高度为 300 ~ 1 000 km 的轨道空间即低地球轨道(Low-Earth Orbit, LEO)空间是大量应用卫星运行的区域<sup>[13]</sup>. 因此, 这一区域是辐射带建模中最重要的区域之一.

收稿日期: 2014-12-17; 录用日期: 2015-01-05; 网络出版时间: 2015-03-18 14:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150318.1407.001.html

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(41404149)

作者简介: 常峰(1979—), 男, 北京人, 博士研究生, changzh@nssc.ac.cn

\* 通讯作者: 王咏梅(1967—), 女, 贵州纳雍人, 研究员, wym@nssc.ac.cn, 研究方向为高层大气、电离层光学遥感仪器研制和数据应用.

**引用格式:** 常峰, 王咏梅, 田天, 等. 基于数据网格化方法的低轨辐射带建模技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2288-2295. Chang Z, Wang Y M, Tian T, et al. Modeling technology of radiation belt in LEO based on data gridding methods[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2288-2295 (in Chinese).

# 1 我国辐射带监测数据情况

我国从 20 世纪 80 年代开始对空间环境展开了大规模探测,其中 LEO 空间辐射带高能粒子分布是探测的重点<sup>[14]</sup>.截至到目前为止,已发射卫星中搭载有高能粒子探测器的卫星共有 50 余颗,其中 LEO 卫星超过 30 颗.部分高能粒子探测仪器的卫星轨道、观测对象、能量范围、通道数和观测时段如表 1 所示.这些仪器的设计原理相同,都

表 1 高能粒子探测仪器参数

Table 1 High energy charged particle detector parameters

卫星名称	轨道	观测对象	能量范围/MeV	通道数	观测时段
神舟四号、神舟五号	近圆轨道,高度 340 km,倾角 42°	质子能谱	2.9 ~ 300	10	2002-12—2004-05
		电子能谱	0.2 ~ 5.0	9	
天宫一号	近圆轨道,高度 380 km,倾角 43°	质子能谱	>1.5	8	2011-10 至今
		电子能谱	>0.2	8	
风云三号 A 星、B 星、C 星	近圆轨道,高度 830 km,倾角 98°	质子能谱	3 ~ 300	6	2008-05 至今
		电子能谱	0.15 ~ 5.7	5	
风云一号 C 星、D 星	近圆轨道,高度 860 km,倾角 98°	质子能谱	2.9 ~ 300	5	1995-05—2010-06
		电子通量	>1.6	1	
实践五号	近圆轨道,高度 860 km,倾角 98°	质子能谱	2.9 ~ 300	5	1999-05—2000-02
		电子能谱	0.15 ~ 5.7	5	
实践四号	大椭圆轨道,近地点 200 km,远地点 36 000 km,倾角 28.5°	质子能谱	4 ~ 300		1994-02—1994-08
		电子能谱	0.5 ~ 4	5	
风云二号 A 星、B 星	静止轨道	质子能谱	2.9 ~ 300	3	1997-06—1998-04
		质子通量	>1.1	1	
		电子通量	>1.4	1	
风云二号 C 星、D 星、E 星	静止轨道	质子能谱	10 ~ 300	3	2004-10 至今
		电子通量	>0.35 >2	2	
风云二号 F 星	静止轨道	质子能谱	>4	6	2012-01 至今
		电子能谱	>0.2	11	

# 2 辐射带建模的方法

本文利用我国辐射带高能粒子的探测数据建立的自主辐射带模型和 NASA 的 AP8/AE8 均为经验模型,即模型的基础是具有特定组织结构的数据,文中将这种具有特定组织结构的数据定义为表单.在辐射带模型中,表单指的是能描述辐射环境某一给定时刻、给定空间环境状态下在所有空间维度上分布特征的粒子通量数据列表.AP8/AE8 仅含有一组代表太阳活动高年和低年时对应高能粒子通量平均分布的表单,不能给出辐射带随地磁场长期变化而引起的缓变,也不能反映太阳活动周内的各种周期性变化和种突发性扰动变化<sup>[16]</sup>,因此称其为静态模型;代替它的 AP9/AE9 只能通过输出结果中的概率间接地反映各种变化对辐射带的影响<sup>[17]</sup>,说明 AP9/AE9 也不是真正意义上的动态模型.

为半导体型探测器.

不同仪器获得的探测数据在联合使用前,必须经过交叉定标<sup>[15]</sup>.因此在建模过程中,研究人员对表 1 所列数据进行了同化处理,并以此为基础建立了 LEO、中地球轨道(Medium-Earth Orbit, MEO)和同步轨道(Geosynchronous Orbit, GEO)辐射环境数据库,数据库包含了超过一个完整太阳活动周(11 a)的 LEO 空间辐射带数据,可以用于 LEO 空间辐射带建模.

本文试图建立的自主辐射带模型的建模主要步骤如图 1 所示.从图 1 中可以看出,模型输出结果是通过模型数据中的 4 组表单进行查询、计算并将结果进行叠加后得到的,因此这 4 组表单是模型的核心内容.这 4 组表单分别给出辐射带的宁静状态、长期缓变状态、周期性变化状态和扰动变化状态,因此自主辐射带模型属于动态模型,这也是该模型相比于 AP8/AE8 的最大改进之处.表单的建立流程如图 2 所示.同化后的数据在空间中离散分布,必须先经过空间网格化处理,使数据

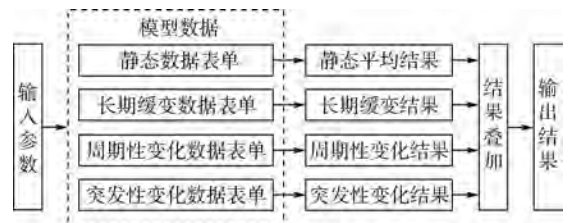


图 1 自主辐射带模型框架

Fig. 1 Framework of own radiation belts model

在空间中均匀分布后,再进行分类处理,生成各类数据库.因此,空间网格化是建模中的重要步骤.

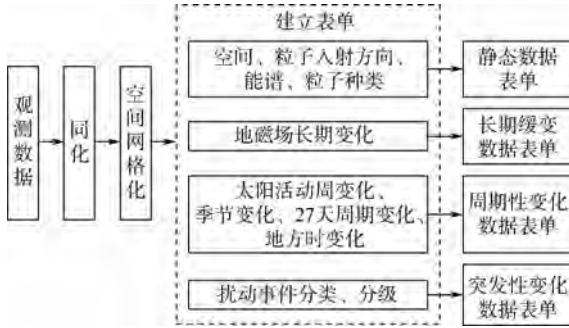


图2 自主辐射带模型表单建立流程

Fig.2 Procedure of creating data table in own radiation belts model

3种轨道空间中,LEO空间卫星最多,且LEO空间包含了多个不同高度的轨道,而MEO(特指高度为22 000 km、倾角为55°的卫星轨道)空间和GEO空间均仅包含单一轨道的若干颗卫星.因此,LEO空间的数据网格化成为建模中的重点.

### 3 LEO空间数据网格化

#### 3.1 空间数据网格

鉴于LEO空间观测数据的分布特点,为了得到如图3所示的空间数据网格,本文采取了以下处理方法进行数据网格化:

1) 利用11个轨道高度上的卫星观测资料,完成对应11个空间球面上的数据网格化.对于同系列卫星观测数据的使用原则是,利用其中部分卫星的观测资料完成插值,剩余卫星的观测资料用于对插值结果进行验证.

2) 11个空间球面以外的空间,利用11个空间球面的数据网格,结合大椭圆轨道卫星的观测资料通过插值得到;11个空间球面之间的区域采用内插,高度范围为300~340 km、860~1 000 km的区域采用外插.

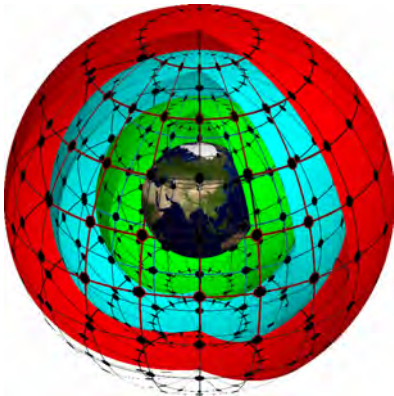


图3 LEO空间数据网格

Fig.3 Data grid of LEO space

#### 3.2 可选用的插值方法

空间网格点上的粒子通量大小是通过观测数据插值得到的,而插值中最关键的步骤是利用同一空间球面上观测数据进行插值得到该球面上的网格点通量.常用的插值方法包括反距离加权法(Inverse Distance Weighting, IDW)<sup>[18]</sup>、克里格法(Kriging)<sup>[19]</sup>、自然邻点法(natural neighbor)<sup>[20]</sup>、最近邻点法(nearest neighbor)<sup>[21]</sup>、多元回归法(polynomial regression)<sup>[22]</sup>、最小曲率法(minimum curvature)<sup>[23-24]</sup>、C1连续5次双变量插值法(quintic)<sup>[25-26]</sup>、改进谢别德法(modified Shepard's)<sup>[27-29]</sup>、径向基函数法(Radial Basis Function, RBF)<sup>[30-31]</sup>、三角形剖分法(triangulation)<sup>[32-34]</sup>等.这些方法在基本原理、数学模型、计算效率等方面各不相同,但在使用中一般都需要输入辅助参数,例如:克里格法需要输入所采用的变异函数的类型、变程、块金值、基台值<sup>[35]</sup>;改进谢别德法需要输入节函数的两个影响半径<sup>[36]</sup>;径向基函数法需要确定插值使用的径向基函数<sup>[37]</sup>.

在应用插值方法时,由于网格点和观测数据分布在球面上,因此插值形式应为球面插值;同时由于辐射带内的粒子通量分布服从幂律谱<sup>[38]</sup>,因此计算中应采用对数插值.

使用空间球面上的网格点通量可以反演出该球面上任意位置的通量.通过对反演结果的误差分析可以确定网格点通量的精度,进而确定选取的插值方法是否合适.对反演结果的误差分析主要是对反演值( $P$ )和观测值( $O$ )之差( $D = P - O$ )进行分析.误差分析包括两部分:计算各类误差成分在总误差中的比例和计算误差大小<sup>[39]</sup>.本文采用均方误差(Mean Square Error, MSE)来描述误差比例.MSE包括系统均方误差(systematic MSE)  $MSE_s$  和非系统均方误差(unsystematic MSE)  $MSE_u$ ,其中  $MSE_u$  由3部分组成,包括MSE中的偏移成分(additive MSE)  $MSE_a$ 、缩放成分(proportional MSE)  $MSE_p$  和  $MSE_a$ 、 $MSE_p$  互相依赖成分(interdependence MSE)  $MSE_i$ .以上误差的计算方法由式(1)~式(6)给出:

$$MSE = \frac{\sum_{i=1}^N (P_i - O_i)^2}{N} \quad (1)$$

$$MSE_a = a^2 \quad (2)$$

$$MSE_p = (b - 1)^2 \frac{\sum_{i=1}^N O_i^2}{N} \quad (3)$$

$$MSE_i = 2a(b - 1)\bar{O} \quad (4)$$

$$MSE_s = MSE_a + MSE_p + MSE_i \quad (5)$$

$$MSE_u = MSE - MSE_s \quad (6)$$

式中:  $N$  为观测点数;  $P_i$  和  $O_i$  分别为第  $i$  点的计算值和观测值;  $\bar{O}$  为观测值的平均值;  $a$  和  $b$  分别为以  $O$  为自变量、以  $P$  为因变量采用最小二乘法拟合出的直线的截距和斜率。

本文采用  $RMSE$ 、 $RMSE_s$ 、 $RMSE_u$ 、 $RMSE_a$ 、 $RMSE_p$ 、 $RMSE_i$  来描述误差大小, 这 6 个参数值的量纲与粒子通量相同, 大小分别等于  $MSE$ 、 $MSE_s$ 、 $MSE_u$ 、 $MSE_a$ 、 $MSE_p$ 、 $MSE_i$  的平方根, 符号与  $MSE$ 、 $MSE_s$ 、 $MSE_u$ 、 $MSE_a$ 、 $MSE_p$ 、 $MSE_i$  相同。同时, 还采用了一致性系数  $d$  来描述  $P$  和  $O$  的一致程度,  $d$  的计算方法为

$$d = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (P_i - O_i)^2}{\sum_{i=1}^N (|P'_i| + |O'_i|)^2} \quad (7)$$

式中:  $P'_i$  和  $O'_i$  分别由式(8)和式(9)给出:

$$P'_i = P_i - \bar{O} \quad (8)$$

$$O'_i = O_i - \bar{O} \quad (9)$$

$d$  的取值范围在 0.0 ~ 1.0 之间,  $d$  越接近 1.0 表示计算值和观测值的一致性越高。

### 3.3 插值方法的应用

本文通过对轨道高度为 630 km 的两颗卫星的观测数据的处理来说明空间球面上的数据网格化方法及精度评估标准。这两颗卫星为同系列卫星, 各自搭载了一台由中国科学院空间中心空间环境探测研究室研制的高能粒子探测器, 两台探测器的工作原理、制造工艺和技术指标完全相同。该探测器可以对 6 个能道的高能质子通量和 1 个能道的高能电子通量同时进行观测。选定的观测数据为 2010 年 8 月 29 日至 10 月 10 日期间能量

范围为 3 ~ 5 MeV 的质子通量, 该时间段内空间环境始终保持宁静, 得到的观测数据中不包含突发性空间环境扰动引起的质子通量变化。

数据处理的具体步骤如下:

1) 利用其中一颗卫星的数据, 选取一种插值方法, 给定该方法所需的各项参数值, 得到卫星所处空间球面上的网格点通量, 网格划分以经度、纬度为单位, 每  $1^\circ$  作为一个网格。

2) 使用网格点通量反演另一颗卫星各观测位置的通量, 反演采用趋势面插值法, 即在网格点中选取 3 个点, 此 3 个点形成的三角形是可以包围采样位置的最小三角形, 将网格点的经度、纬度作为  $x$ 、 $y$  坐标, 通量作为  $z$  坐标, 拟合出一个趋势面方程, 利用该方程计算出观测位置的通量。

3) 将反演值与观测值进行比对, 得到所选定插值方法在采用选定参数时的误差分析结果。

在第 3.2 节给出的各种插值方法中, 反距离加权法、自然邻点法、最近邻点法、克里格法和径向基函数法支持球面插值, 克里格法和径向基函数法在使用中需要较多的人工干预才能得到精度较高的结果, 不适于工程应用。因此, 在实际建模中本文选择了反距离加权法、自然邻点法和最近邻点法进行对比。表 2 给出了这 3 种插值方法处理结果的误差分析对比, 改变反距离加权法的输入参数会得到不同的处理结果, 表 2 给出的是其误差分析最优的结果。从表 2 给出的结果可以看出, 反距离加权法在最优状态下得到的处理结果的精度高于自然邻点法和最近邻点法, 原因在于其输入参数优化处理能够大幅减小系统偏差 ( $RMSE_s$ ) 中的缩放成分 ( $RMSE_p$ ), 自然邻点法和最近邻点法没有可调整的输入参数, 反距离加权法有两个输入参数可以调整, 其计算原理为

表 2 采用反距离加权法、自然邻点法和最近邻点法处理结果的误差分析对比

Table 2 Error analysis comparison of processing results of IDW, natural neighbor and nearest neighbor

方法	$a$	$b$	$RMSE/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )	$RMSE_u/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )	$RMSE_s/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )
自然邻点法	-0.695 11	1.251 67	71.685 75	46.598 82	54.473 82
最近邻点法	-0.487 22	1.251 92	73.888 11	49.802 22	54.581 97
反距离加权法	-2.196 72	1.017 09	48.647 80	48.483 42	3.995 68
方法	$RMSE_a/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )	$RMSE_p/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )	$RMSE_i/$ ( $cm^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot s^{-1}$ )	$MSE_u/MSE$	$MSE_s/MSE$
自然邻点法	0.695 11	54.580 76	-3.485 11	0.422 56	0.577 44
最近邻点法	0.487 22	54.657 84	-2.919 82	0.454 31	0.545 69
反距离加权法	2.196 72	3.707 74	-1.614 77	0.993 25	0.006 75
方法	$MSE_a/MSE$	$MSE_p/MSE$	$MSE_i/MSE$	$d$	
自然邻点法	0.000 09	0.579 71	-0.002 36	0.978 11	
最近邻点法	0.000 04	0.547 21	-0.001 56	0.976 78	
反距离加权法	0.002 04	0.005 81	-0.001 10	0.987 48	

$$\hat{v} = \frac{\sum_{i=1}^n v_i/d_i^p}{\sum_{i=1}^n 1/d_i^p} \quad (10)$$

式中： $\hat{v}$  为待插值点的属性值，即网格点通量； $v_i$  为参与插值的离散点属性，即观测位置的通量； $d_i$  为观测位置和网格点的距离，因此，可以通过调整距离的阶数  $p$  和观测数据的范围  $n$  获得不同的插值结果，而在实际应用中一般是通过改变搜索半径  $r$  来控制参与插值的观测数据的范围。

在计算中，将  $r$  的范围确定为  $1 \sim 22013.14$  km，其中  $1$  km 为观测点至网格点距离的最小值， $22013.14$  km 为卫星轨道球面上大圆的半周长。在此范围内，本文获得了  $p$  从  $1 \sim 10$  的处理结果。图 4 和图 5 所示分别为不同  $p$  取值下的  $d$  和 RMSE 的对比。从图 4 可以看出，当  $r < 1000$  km 时，不同  $p$  取值下的结果基本相同；当  $r > 1000$  km 时，在  $p=1$  和  $p=2$  的情况下  $d$  会随着  $r$  的增加迅速减小，在  $p \geq 3$  的情况下  $d$  基本保持不变，仍然维持较高水平。图 5 所示的 RMSE 的变化规律与  $d$  类似，在  $p=1, 2$  和  $3$  的情况下最小 RMSE 值均小于  $p \geq 4$ ，但获得最小 RMSE 的  $r$  各不相同。图 4 和图 5 的结果说明，在  $p \geq 4$  的情况下，当  $r > 65$  km 时，不同  $p$  值下  $d$  和 RMSE 的变化规律几乎完全相同，说明此种情况下单纯增大  $r$  不能影响插值结果的精度，这是由反距离加权法的原理决定的。从式 (10) 中可知， $p$  增大会增加距离网格点较近的实测点在插值结果中的权重。因此，当  $r$  取

值使得搜索范围包含全部对插值结果有主要作用的实测点后，增大  $r$  基本不会改变插值结果的精度。

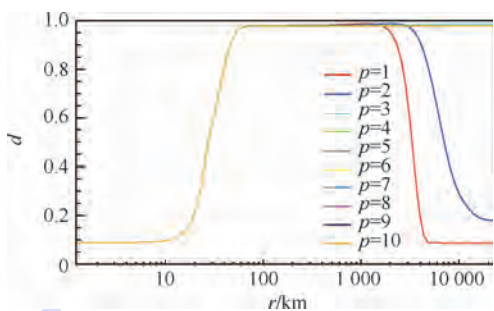


图 4 反距离加权法取不同  $p$  时处理结果的  $d$  对比  
Fig. 4 Comparison of processing results of  $d$  with different  $p$  in IDW

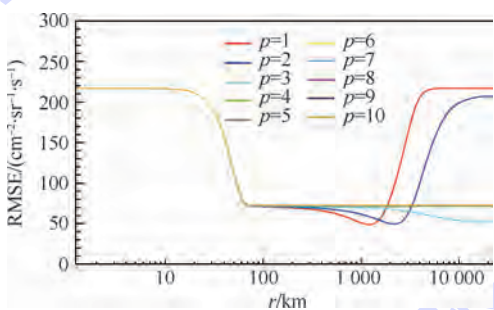


图 5 反距离加权法取不同  $p$  时处理结果的 RMSE 对比  
Fig. 5 Comparison of processing results of RMSE with different  $p$  in IDW

图 6 给出了反演结果和观测结果的对比，反演结果采用反距离加权法处理获得， $p$  从  $1$  取到  $10$ ，选定的  $r$  使当前  $p$  下反演结果的 RMSE 最小。

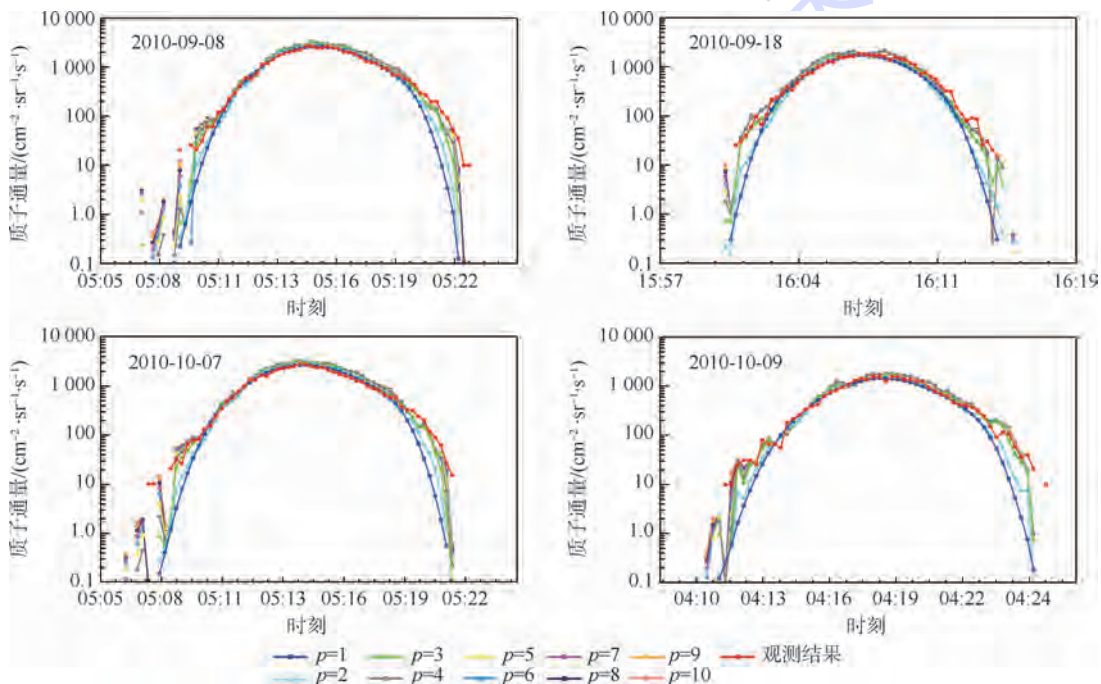


图 6 质子通量观测结果和网格数据反演结果对比  
Fig. 6 Proton flux comparison of observation and inversion result by data grid

从图 6 可以发现观测结果具有以下缺陷:

1) 本底较高,基本维持在大于  $10/(\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{s})$  的水平,这是由探测器几何因子较小决定的。

2) 通量范围在  $10 \sim 100/(\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{s})$  的区间内,观测结果抖动比较严重,这是受仪器本底噪声和观测数据采用遥测分层值方式采集的共同影响造成的。

理想的网格数据给出的反演结果,应该可以对观测数据中出现的以上缺陷予以修正。对比图 6 给出的各阶反演结果,可以发现它们具有以下特点:

1) 通量大于  $100/(\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{s})$  时,各阶反演结果与观测结果一致性均较高。

2) 通量小于  $100/(\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{s})$  时,低阶( $p = 1, p = 2$ )反演结果具有较好的消除抖动的效果,对于本底以下的通量具有较好的外推效果。

因此,使用反距离加权法进行处理,当距离阶数  $p$  选定为 1 或 2 时,得到的反演结果合理程度更高;同时,根据图 4 和图 5 给出的误差分析结果,选择合适的搜索半径  $r$ ,可以使反演结果精度最高。

## 4 结 论

本文说明了自主辐射带模型属于动态模型的原因,指出了自主模型相比于 AP8/AE8 的改进之处,即可以给出各种辐射带周期性变化和扰动变化;讨论了辐射带自主建模的目标和思路,针对 LEO 空间数据网格化问题,根据目前我国自主探测数据的实际情况,使用了空间分层的方式对每一个卫星所处空间球面上的数据分别进行处理;在生成数据网格的插值计算中,根据各常用插值方法的特点,选择反距离加权法、自然邻点法和最近邻点法作为考察的插值方法,通过对网格数据反演结果的误差分析和与观测结果的比对,确定反距离加权法具有更高的精度,且反距离加权法在采用低阶距离的情况下生成的数据网格得到的反演结果具有更高的合理性,并可以对实测数据中的一些缺陷进行弥补。

本文讨论的 LEO 空间数据网格化方法的评价标准建立在误差分析的基础上,是一种数值分析的方法。实际上,辐射带的形成有着复杂的物理机制,其内部高能带电粒子的分布也服从相应的物理规律,因此辐射带建模不能脱离物理理论的指导。在后续工作中需要重点改进的地方是将物理理论与数值分析方法相结合,利用物理理论对数值分析方法进行完善。

## 参考文献 (References)

- [1] Bothmer V, Daglis I A. Space weather: Physics and effects [M]. New York: Springer, 2007: 154-159.
- [2] 徐文耀. 地球电磁现象物理学 [M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009: 388-389.  
Xu W Y. Physics of electromagnetic phenomena of the earth [M]. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2009: 388-389 (in Chinese).
- [3] 沈自才. 空间辐射环境工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013: 4-29.  
Shen Z C. Space radiation environmental engineering [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2013: 4-29 (in Chinese).
- [4] 姜景山, 王文魁, 都亨, 等. 空间科学与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2000: 649-652.  
Jiang J S, Wang W K, Du H, et al. Space science and applications [M]. Beijing: Science Press, 2000: 649-652 (in Chinese).
- [5] 褚桂柏. 空间飞行器设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 49-54.  
Chu G B. Space vehicle design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 49-54 (in Chinese).
- [6] Ginet G P, O'Brien T P. Trapped radiation and plasma models requirements specification, AE-9/AP-9 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2009.
- [7] Vette J I. The AE-8 trapped electron model environment, NASA STI/Recon Technical Report N, 1991, 92: 24228 [R]. Washington, D. C.: NSSDC/WDC-A-R&S, 1991.
- [8] Sawyer D M, Vette J I. AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum, NASA STI/Recon Technical Report N, 1976, 77: 18983 [R]. Washington, D. C.: NSSDC/WDC-A-R&S, 1976.
- [9] 王世金, 叶宗海. 实践四号卫星高能质子重离子探测器探测数据初步分析 [J]. 航天器工程, 1995, 4(3): 1-7.  
Wang S J, Ye Z H. Initial data analysis from the energetic proton and heavy ion detector on-board SJ-4 satellite [J]. Spacecraft Engineering, 1995, 4(3): 1-7 (in Chinese).
- [10] 师立勤, 王世金, 叶宗海, 等. 实践五号高能粒子环境探测结果 [C] // 实践五号卫星空间探测与试验成果学术会议论文集. 北京: 中国空间科学学会空间探测专业委员会, 2002: 51-61.  
Shi L Q, Wang S J, Ye Z H, et al. Energetic particle environment detection results by SJ-5 satellite [C] // Symposium of the Scholar Meeting on Space Exploration and Test Results by SJ-5 Satellite. Beijing: Space Exploration Committee of Chinese Society of Space Research, 2002: 51-61 (in Chinese).
- [11] 王世金, 朱光武, 梁金宝, 等. FY-1C 卫星空间粒子成分监测器及其探测结果 [J]. 上海航天, 2001, 18(2): 24-28.  
Wang S J, Zhu G W, Liang J B, et al. FY-1C space particle composition monitor and the results detected [J]. Aerospace Shanghai, 2001, 18(2): 24-28 (in Chinese).
- [12] Leonov A, Cyamukungu M, Cabrera J, et al. Pitch angle distribution of trapped energetic protons and helium isotope nuclei measured along the Resurs-01 No. 4 LEO satellite [J]. Annales Geophysicae, 2005, 23(9): 2983-2987.

- [13] 王鹏,徐青,李建胜,等.空间环境建模与可视化仿真技术[M].北京:国防工业出版社,2012:92-95.  
Wang P, Xu Q, Li J S, et al. Space environment modeling and visual simulation techniques[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2012: 92-95 (in Chinese).
- [14] 王世金,朱光武,梁金宝.我国空间环境天基监测网建设[C]//中国空间科学学会空间探测专业委员会第十六次学术会议论文集(上).北京:中国空间科学学会空间探测专业委员会,2003:65-68.  
Wang S J, Zhu G W, Liang J B. Space-based space weather monitoring network building in China [C] // Symposium of the 16th Scholar Meeting Held by Space Exploration Committee of Space Science Society in China (1). Beijing: Space Exploration Committee Chinese Society of Space Research, 2003: 65-68 (in Chinese).
- [15] Friedel R H W, Bourdarie S, Cayton T E. Intercalibration of magnetospheric energetic electron data [J]. Space Weather, 2005, 3(9): 2561-2570.
- [16] 庄洪春.宇航空间环境手册[M].北京:中国科学技术出版社,2000:140-148.  
Zhuang H C. Aerospace environmental handbook[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2000: 140-148 (in Chinese).
- [17] O'Brien T P. A framework for next-generation radiation belt models[J]. Space Weather, 2005, 3(7): 1891-1904.
- [18] Serón F J, Badal J I, Sabadell F J. Spatial prediction procedures for regionalization and 3-D imaging of Earth structures [J]. Physics of the Earth and Planetary Interiors, 2001, 123(2): 149-168.
- [19] Isaaks E H, Srivastava R M. Applied geostatistics [M]. New York: Oxford University Press, 1989: 279-322.
- [20] Watson D F. Contouring: A guide to the analysis and display of spatial data [J]. Computer Methods in the Geosciences, 1993, 19(10): 1571-1572.
- [21] Aurenhammer F. Voronoi diagrams: A survey of a fundamental geometric data structure [J]. ACM Computing Surveys (CSUR), 1991, 23(3): 345-405.
- [22] PIZOR P J. Principles of geographical information systems for land resources assessment [J]. Soil Science, 1987, 144(4): 306.
- [23] Barrodale I, Skea D, Berkley M, et al. Warping digital images using thin plate splines [J]. Pattern Recognition, 1993, 26(2): 375-376.
- [24] Powell M J D. Tabulation of thin plate splines on a very fine two-dimensional grid, DAMTP 1992/NA2 [R]. Cambridge: University of Cambridge, 1992.
- [25] Akima H. Algorithm 761: Scattered-data surface fitting that has the accuracy of a cubic polynomial [J]. ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS), 1996, 22(3): 362-371.
- [26] Renka R J, Cline A K. A triangle-based  $C^1$  interpolation method [J]. Rocky Mountain Journal, 1984, 14(1): 223-238.
- [27] Franke R, Nielson G. Smooth interpolation of large sets of scattered data [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1980, 15(11): 1691-1704.
- [28] Renka R J. Algorithm 790: CSHEP2D: Cubic shepard method for bivariate interpolation of scattered data [J]. ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS), 1999, 25(1): 70-73.
- [29] Shepard D. A two-dimensional interpolation function for irregularly-spaced data [C] // Proceedings of the 1968 23rd ACM National Conference. New York: ACM, 1968: 517-524.
- [30] Franke R. A critical comparison of some methods for interpolation of scattered data, NPS-53-79-003 [R]. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 1979.
- [31] Hardy R L. Theory and applications of the multiquadric-biharmonic method 20 years of discovery 1968-1988 [J]. Computers & Mathematics with Applications, 1990, 19(8-9): 163-208.
- [32] Peucker T K, Fowler R J, Little J J, et al. The triangulated irregular network [C] // International Symposium on Cartography and Computing: Applications in Health and Environment. Gaithersburg, Maryland: American Congress on Surveying and Mapping, 1978: 516-532.
- [33] Krajewski S A, Gibbs B L. Understanding contouring: A practical guide to spatial estimation and contouring using a computer and basics of using variograms [M]. Boulder, CO: Gibbs Associates, 2001: 20-25.
- [34] Lee D T, Schachter B J. Two algorithms for constructing a Delaunay triangulation [J]. International Journal of Computer & Information Sciences, 1980, 9(3): 219-242.
- [35] 侯景儒,尹镇南,李维明,等.实用地质统计学[M].北京:地质出版社,1998:45-50.  
Hou J R, Yin Z N, Li W M, et al. Practical geology statistics [M]. Beijing: Geological Publishing House, 1998: 45-50 (in Chinese).
- [36] 张维娜,吕云霄,吴美平.改进谢别德插值方法在地磁图构建中的应用[J].导航与控制,2011,10(1):28-32.  
Zhang W N, Ly Y X, Wu M P. Application of modified shepard interpolation in geomagnetic map [J]. Navigation and Control, 2011, 10(1): 28-32 (in Chinese).
- [37] 魏义坤,杨威,刘静.关于径向基函数插值方法及其应用[J].沈阳大学学报,2008,20(1):7-9.  
Wei Y K, Yang W, Liu J. Interpolation method of radial basis function and its application [J]. Journal of Shenyang University, 2008, 20(1): 7-9 (in Chinese).
- [38] 涂传诒.日地空间物理学:行星际与磁层.下册[M].北京:科学出版社,1988:118-127.  
Tu C Y. Sun-earth space physics: Interplanetary and magnetosphere (II) [M]. Beijing: Science Press, 1988: 118-127 (in Chinese).
- [39] Willmott C J. On the validation of models [J]. Physical Geography, 1981, 2(2): 184-194.

## Modeling technology of radiation belt in LEO based on data gridding methods

CHANG Zheng<sup>1,2</sup>, WANG Yongmei<sup>\*1</sup>, TIAN Tian<sup>3</sup>, ZHANG Xianguo<sup>1</sup>

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. College of Earth Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Unit 61741, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The energetic charged particle in the radiation belts of earth is the main environmental factor which can result in performance degradation and even failure of the material and device on spacecraft, so the accuracy of radiation belts model which is being used during design phase of spacecraft is very important to spacecraft performance of space mission and survivability. In the development of radiation belts model based on our own country's data from exploration of radiation belts, the gridding of discrete data is a fundamental task. The key facts of data from Chinese exploration of radiation belts were introduced, the goal and road-map of modeling were described, the application of interpolation in gridding of modeling of radiation belts in low-earth orbit(LEO) was discussed, and the significant errors were analysed. The result of interpolation indicates that in mainly interpolation methods, inverse distance weighting (IDW), natural neighbor and nearest neighbor are most suitable for engineering calculation, the particle flux which is inverted from data grid produced by IDW has the highest precision, and the result from IDW will be more accurate when IDW uses small exponent of distance.

**Key words:** space environment; radiation belts; data grid; interpolation; inverse distance weighting; natural neighbor; nearest neighbor

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0813

## 二维空间时间分数阶色散方程的差分方法



张英晗, 杨小远\*

(北京航空航天大学 数学与系统科学学院, 北京 100191)

**摘 要:** 通过把标准的二维色散方程中的一阶时间导数替换成 Caputo 分数阶导数, 两个二阶空间导数分别替换成 Riemann-Liouville 分数阶导数, 得到二维空间时间分数阶色散方程. 基于两个空间分数阶导数的转移 Grünwald 有限差分近似, 分别构造了逼近二维空间时间分数阶色散方程的隐式差分格式和交替方向隐式差分格式. 对两种差分格式分别进行了相容性、稳定性和收敛性分析. 应用数学归纳法证明了两种隐式差分格式都是无条件稳定和收敛的并且得到了收敛阶. 对两种隐式差分格式的收敛速度和计算复杂度进行了比较. 基于以上所构造的差分格式, 对精确解已知的一个空间时间分数阶色散方程进行了数值实验模拟, 模拟结果验证了理论分析的正确性.

**关键词:** 分数阶导数; 分数阶色散方程; 有限差分方法; 稳定性; 收敛性

**中图分类号:** O241.82

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2296-06

分数阶偏微分方程模型在模拟许多复杂的物理现象中是非常有效的模型, 在金融经济、半导体、生物、水文、控制理论等领域都有着重要的应用<sup>[1-5]</sup>. 例如分数阶扩散方程可描述反常扩散系统中的粒子输运现象<sup>[2-3]</sup>, 空间分数阶偏微分方程可用来模拟超扩散现象(系统中微粒子流的传播速率比传统的 Brownian 运动预测模型预测的速度快<sup>[2]</sup>).

随着分数阶微分方程理论研究的不断完善, 分数阶偏微分方程数值方法的研究引起了学者们越来越多的重视. 最近几年, 出现了许多分数阶偏微分方程数值方法的成果. Liu 等<sup>[4]</sup>提出了一种直线法, 把空间分数阶 Fokker-Planck 方程转化为一阶微分系统进而求其数值解. Meerschaert 等<sup>[2-3]</sup>和 Tadjeran 等<sup>[5-6]</sup>分别提出了空间分数阶偏微分方程的显示 Euler 方法、隐式 Euler 方法和分

数阶 Crank-Nicolson (C-N) 方法, 进行了稳定性和收敛性分析. Liu 等<sup>[7]</sup>讨论了 Levy-Feller 对流弥散过程的随机步和有限差分逼近. Zhuang 等<sup>[8]</sup>考虑了一类变阶的分数阶对流扩散方程的显式和隐式 Euler 格式, 进行了收敛分析. 更多分数阶偏微分方程数值方法的文献, 可参考文献[4-18].

注意到很多分数阶微分方程差分方法的文献处理的都是一维问题空间分数阶导数或者时间分数阶导数, 对高维问题以及空间时间分数阶导数很少有人涉及<sup>[3,9]</sup>. 受到以上研究工作的启发, 本文研究二维空间时间分数阶色散方程的有限差分格式. 由于分数阶问题的隐式差分格式在每一时间步都需要处理非稀疏线性系统, 于是隐式差分格式是计算密集型的. 通过把偏微分方程差分方法中经常用到的交替方向隐式差分格式推广到分数阶偏微分方程, 从而克服了这一问题.

收稿日期: 2014-12-24; 录用日期: 2015-02-13; 网络出版时间: 2015-04-02 09:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.0947.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61271010); 北京市自然科学基金(4152029); 北京航空航天大学博士研究生创新基金

作者简介: 张英晗(1986—), 男, 河北邢台人, 博士研究生, zhangyinghan007@126.com

\* 通讯作者: 杨小远(1964—), 女, 江苏淮安人, 教授, xiaoyuanyang@vip.163.com, 主要研究方向为分数阶随机偏微分方程.

引用格式: 张英晗, 杨小远. 二维空间时间分数阶色散方程的差分方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2296-2301.

Zhang Y H, Yang X Y. Difference methods for two-dimensional space-time fractional dispersion equation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2296-2301 (in Chinese).

## 1 问题描述

考虑二维空间时间分数阶色散方程:

$$\frac{\partial^\alpha u(x, y, t)}{\partial t^\alpha} = d(x, y, t) D_x^\beta u(x, y, t) + e(x, y, t) D_y^\gamma u(x, y, t) + f(x, y, t) \quad (1)$$

式中:  $0 < t \leq T; 0 < x < L_x; 0 < y < L_y$ , 初边值条件

$$\begin{cases} u(x, y, 0) = \psi(x, y) \\ u(0, y, t) = u(x, 0, t) = 0 \\ u(L_x, y, t) = \phi_1(y, t) \\ u(x, L_y, t) = \phi_2(x, t) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $u$  为溶质的浓度;  $d(x, y, t)$  和  $e(x, y, t)$  分别为  $x$  和  $y$  方向的扩散系数; 时间分数阶导数  $\frac{\partial^\alpha u(x, y, t)}{\partial t^\alpha}$  为  $\alpha$  ( $0 < \alpha \leq 1$ ) 阶 Caputo 分数阶导数, 其定义为<sup>[10]</sup>

$$\frac{\partial^\alpha u(x, y, t)}{\partial t^\alpha} = \begin{cases} \frac{1}{\Gamma(1-\alpha)} \int_0^t \frac{\partial u(x, y, s)}{\partial s} \frac{ds}{(t-s)^\alpha} & 0 < \alpha < 1 \\ \frac{\partial u(x, y, t)}{\partial t} & \alpha = 1 \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $\Gamma(\cdot)$  为伽马函数;  $D_x^\beta u(x, y, t)$  和  $D_y^\gamma u(x, y, t)$  分别为  $\beta$  ( $1 < \beta \leq 2$ ) 和  $\gamma$  ( $1 < \gamma \leq 2$ ) 阶的 Riemann-Liouville 分数阶导数, 其分别定义为

$$D_x^\beta u(x, y, t) = \begin{cases} \frac{1}{\Gamma(2-\beta)} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \int_0^x \frac{\partial u(s, y, t)}{\partial s} \frac{ds}{(x-s)^{\beta-1}} & 1 < \beta < 2 \\ \frac{\partial^2 u(x, y, t)}{\partial x^2} & \beta = 2 \end{cases}$$

$$D_y^\gamma u(x, y, t) = \begin{cases} \frac{1}{\Gamma(2-\gamma)} \frac{\partial^2}{\partial y^2} \int_0^y \frac{\partial u(x, s, t)}{\partial s} \frac{ds}{(y-s)^{\gamma-1}} & 1 < \gamma < 2 \\ \frac{\partial^2 u(x, y, t)}{\partial y^2} & \gamma = 2 \end{cases}$$

从物理意义方面考虑, 要求  $0 < \alpha \leq 1, 1 < \beta, \gamma \leq 2$ , 并且  $u(0, y, t) = u(x, 0, t) = 0$ . 这意味着在下边界没有示踪剂泄漏. 函数  $f(x, y, t)$  可用来表示源和汇. 当  $\alpha = 1, \beta = \gamma = 2$  时, 方程式(1)还原为经典的二维色散方程. 以下假设  $d(x, y, t) \geq 0$  并且  $e(x, y, t) \geq 0$ , 即流体是从下边界到上边界. 在上述条件下方程式(1)存在唯一的光滑解<sup>[11]</sup>.

## 2 隐式差分格式

令  $t_n = n\tau, n = 0, 1, \dots, N; x_i = ih_x, i = 0, 1, \dots,$

$N_x; y_j = jh_y, j = 0, 1, \dots, N_y$ , 其中  $\tau = \frac{T}{N}$  为时间步

长,  $h_x = \frac{L_x}{N_x}$  和  $h_y = \frac{L_y}{N_y}$  为空间步长. 令  $u_{i,j}^n$  为差分方法的数值解. 引入记号  $\Delta_t u(x_i, y_j, t_n) = u(x_i, y_j, t_{n+1}) - u(x_i, y_j, t_n)$ , 按如下方式对时间分数阶导数进行离散:

$$\frac{\partial^\alpha u(x_i, y_j, t_{n+1})}{\partial t^\alpha} = \frac{1}{\Gamma(1-\alpha)} \sum_{k=0}^n \int_{t_k}^{t_{k+1}} (t_{n+1} - \eta)^{-\alpha} \frac{\partial u(x_i, y_j, \eta)}{\partial \eta} d\eta = \frac{\tau^{-\alpha}}{\Gamma(2-\alpha)} \sum_{k=0}^n b_{n-k} \Delta_t u(x_i, y_j, t_k) + O(\tau) \quad (4)$$

式中:  $b_k = (k+1)^{1-\alpha} - k^{1-\alpha}, k = 0, 1, \dots, N$ .

对于空间分数阶导数  $D_x^\beta u(x_i, y_j, t_{n+1})$  和  $D_y^\gamma u(x_i, y_j, t_{n+1})$ , 采用转移 Grünwald 公式<sup>[2]</sup>:

$$D_x^\beta u(x_i, y_j, t_{n+1}) = \frac{1}{h_x^\beta} \sum_{k=0}^{i+1} g_\beta^k u(x_{i-k+1}, y_j, t_{n+1}) + O(h_x) \quad (5)$$

$$D_y^\gamma u(x_i, y_j, t_{n+1}) = \frac{1}{h_y^\gamma} \sum_{k=0}^{j+1} g_\gamma^k u(x_i, y_{j-k+1}, t_{n+1}) + O(h_y) \quad (6)$$

式中:

$$g_\beta^0 = g_\gamma^0 = 1$$

$$g_\beta^k = (-1)^k \frac{\beta(\beta-1)\cdots(\beta-k+1)}{k!} \quad k = 1, 2, \dots$$

$$g_\gamma^k = (-1)^k \frac{\gamma(\gamma-1)\cdots(\gamma-k+1)}{k!} \quad k = 1, 2, \dots$$

分别令

$$F_{i,j}^{n+1} = \Gamma(2-\alpha) f(x_i, y_j, t_{n+1})$$

$$D_{i,j}^{n+1} = \frac{\Gamma(2-\alpha) d(x_i, y_j, t_{n+1})}{h_x^\beta}$$

$$E_{i,j}^{n+1} = \frac{\Gamma(2-\alpha) e(x_i, y_j, t_{n+1})}{h_y^\gamma}$$

由式(4)~式(6), 可以得到如下的隐式差分格式:

$$\sum_{k=0}^n b_k \Delta_t u_{i,j}^{n-k} = \tau^\alpha D_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{i+1} g_\beta^k u_{i-k+1,j}^{n+1} + \tau^\alpha E_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{j+1} g_\gamma^k u_{i,j-k+1}^{n+1} + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1} \quad (7)$$

式中:  $0 \leq n \leq N-1; 1 \leq i \leq N_x-1; 1 \leq j \leq N_y-1$ . 式(7)又可表示为

$$u_{i,j}^{n+1} = b_n u_{i,j}^0 + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) u_{i,j}^{n-k} + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1} + \tau^\alpha D_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{i+1} g_\beta^k u_{i-k+1,j}^{n+1} + \tau^\alpha E_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{j+1} g_\gamma^k u_{i,j-k+1}^{n+1} \quad (8)$$

初边值条件分别离散为

$$\begin{aligned}
u_{i,j}^0 &= \psi(ih_x, jh_y) \\
u_{0,j}^{n+1} &= u_{i,0}^{n+1} = 0 \\
u_{N_x,j}^{n+1} &= \phi_1(jh_y, (n+1)\tau) \\
u_{i,N_y}^{n+1} &= \phi_2(ih_x, (n+1)\tau)
\end{aligned}$$

式中:  $0 \leq n \leq N-1; 0 \leq i \leq N_x; 0 \leq j \leq N_y$ .

**引理 1**<sup>[2]</sup> 系数  $b_k, g_\beta^k, g_\gamma^k (k=0, 1, \dots)$  满足  $b_k > 0, b_k > b_{k+1} (k=0, 1, \dots)$  并且

$$g_\beta^1 = -\beta < 0 \quad g_\beta^k > 0 \quad k \neq 1 \quad \sum_{k=1}^{\infty} g_\beta^k = 0$$

$$g_\gamma^1 = -\gamma < 0 \quad g_\gamma^k > 0 \quad k \neq 1 \quad \sum_{k=1}^{\infty} g_\gamma^k = 0$$

从式(4)~式(6)知,二维隐式差分格式式(8)与分数阶初边值问题式(1)、式(2)是相容的,并且有局部截断误差  $O(\Delta t) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$ . 下面证明差分格式式(8)是稳定的,从而由 Lax 等价定理<sup>[12]</sup>在分数阶方程中的应用<sup>[2]</sup>,式(8)是收敛的. 分别令

$$\begin{aligned}
L_1 u_{i,j}^{n+1} &= u_{i,j}^{n+1} - \tau^\alpha D_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{i+1} g_\beta^k u_{i-k+1,j}^{n+1} - \\
&\quad \tau^\alpha E_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{j+1} g_\gamma^k u_{i,j-k+1}^{n+1} \\
L_2 u_{i,j}^n &= b_n u_{i,j}^0 + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) u_{i,j}^{n-k}
\end{aligned}$$

则式(8)可表示为

$$L_1 u_{i,j}^{n+1} = L_2 u_{i,j}^n + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1} \quad n=0, 1, \dots, N-1$$

假定  $v_{i,j}^n (0 \leq i \leq N_x, 0 \leq j \leq N_y, 0 \leq n \leq N)$  为式(8)

的逼近解,则误差  $\varepsilon_{i,j}^n = v_{i,j}^n - u_{i,j}^n$  满足

$$L_1 \varepsilon_{i,j}^{n+1} = L_2 \varepsilon_{i,j}^n$$

式中:  $1 \leq i \leq N_x - 1; 1 \leq j \leq N_y - 1; n=0, 1, \dots$ . 令

$$\mathbf{E}^n = [\varepsilon_{1,1}^n, \varepsilon_{2,1}^n, \dots, \varepsilon_{N_x-1,1}^n, \varepsilon_{1,2}^n, \varepsilon_{2,2}^n, \dots, \varepsilon_{N_x-1,N_y-1}^n]^T$$

**引理 2**  $\|\mathbf{E}^n\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty, n=0, 1, \dots$ .

**证明** 当  $n=0$  时,令

$$|\varepsilon_{l,m}^1| = \max_{1 \leq i \leq N_x-1, 1 \leq j \leq N_y-1} |\varepsilon_{i,j}^1|$$

根据引理 1,有  $\sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k < 0, \sum_{k=0}^{m+1} g_\gamma^k < 0$ , 于是

$$\begin{aligned}
|\varepsilon_{l,m}^1| &\leq \left[ 1 - \tau^\alpha D_{l,m}^1 \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k - \tau^\alpha E_{l,m}^1 \sum_{k=0}^{m+1} g_\gamma^k \right] |\varepsilon_{l,m}^1| \leq \\
|L_1 \varepsilon_{l,m}^1| &= |L_2 \varepsilon_{l,m}^0| = |\varepsilon_{l,m}^0| \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty
\end{aligned}$$

因此  $\|\mathbf{E}^1\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$ .

假定  $\|\mathbf{E}^k\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty, k=1, 2, \dots, n$ , 令  $n+1$  层上的误差  $|\varepsilon_{l,m}^{n+1}| = \max_{1 \leq i \leq N_x-1, 1 \leq j \leq N_y-1} |\varepsilon_{i,j}^{n+1}|$ . 由引理 1:

$$|\varepsilon_{l,m}^{n+1}| \leq \left[ 1 - \tau^\alpha D_{l,m}^{n+1} \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k - \tau^\alpha E_{l,m}^{n+1} \sum_{k=0}^{m+1} g_\gamma^k \right] |\varepsilon_{l,m}^{n+1}| \leq$$

$$|L_1 \varepsilon_{l,m}^{n+1}| = |L_2 \varepsilon_{l,m}^n| \leq$$

$$b_n |\varepsilon_{l,m}^0| + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) |\varepsilon_{l,m}^{n-k}| \leq$$

$$\left[ b_n + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) \right] \|\mathbf{E}^0\|_\infty = \|\mathbf{E}^0\|_\infty$$

即  $\|\mathbf{E}^{n+1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$ .

证毕

以上分析表明分数阶隐式差分格式式(8)是相容的并且无条件收敛的,因此由 Lax 等价定理,有以下结论.

**定理 1** 分数阶隐式差分格式式(8)是以  $O(\Delta t) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$  无条件收敛的.

### 3 交替方向隐式差分格式

二维隐式差分格式式(8)是收敛的并且有局部误差  $O(\Delta t) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$ . 然而在每一时间步,需要处理  $(N_x - 1) \times (N_y - 1)$  个未知量的非稀疏线性系统,于是隐式差分格式是计算密集型的. 随着网格的加细和空间维数的提高,计算复杂度变得非常庞大. 为了解决这个问题,下面把偏微分方程差分方法中常用的交替方向隐式差分格式推广到分数阶偏微分方程,即在每一时间步只求解一个方向.

定义分数阶偏差算子:

$$\delta_{\beta,x}^{n+1} u_{i,j}^{n+1} = D_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{i+1} g_\beta^k u_{i-k+1,j}^{n+1}$$

$$\delta_{\gamma,y}^{n+1} u_{i,j}^{n+1} = E_{i,j}^{n+1} \sum_{k=0}^{j+1} g_\gamma^k u_{i,j-k+1}^{n+1}$$

则隐式差分格式式(8)可表示为

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\beta,x}^{n+1} - \tau^\alpha \delta_{\gamma,y}^{n+1}) u_{i,j}^{n+1} = L_2 u_{i,j}^n + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1}$$

对于交替方向隐式差分格式,上述算子形式相应变为方向分离乘积的形式:

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\beta,x}^{n+1})(1 - \tau^\alpha \delta_{\gamma,y}^{n+1}) u_{i,j}^{n+1} = L_2 u_{i,j}^n + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1} \quad (9)$$

这产生了一个额外的误差扰动

$$\tau^{2\alpha} (\delta_{\beta,x}^{n+1} \delta_{\gamma,y}^{n+1}) u_{i,j}^{n+1} \quad (10)$$

在计算上,上述形式的交替方向隐式差分格式可表示为如下的迭代形式. 在时间层  $t_{n+1}$ :

1) 首先对每个固定的  $y_j$  求解  $x$  方向,产生中间解  $u_{i,j}^{*,n+1}$ :

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\beta,x}^{n+1}) u_{i,j}^{*,n+1} = L_2 u_{i,j}^n + \tau^\alpha F_{i,j}^{n+1} \quad (11)$$

2) 对每个固定的  $x_i$  求解  $y$  方向:

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\gamma,y}^{n+1}) u_{i,j}^{n+1} = u_{i,j}^{*,n+1} \quad (12)$$

数值解  $u_{i,j}^{n+1}$  和  $u_{i,j}^n$  的初边值由给定的初边值条件给出. 在进行第 1 步求解式(11)之前,中间解  $u_{i,j}^{*,n+1}$  的边界条件应由式(12)给出(采用  $u_{i,j}^{n+1}$  在边界的值),否则,格式收敛速度将会受到相反的

影响. 例如对右边界条件, 可以通过

$$u_{N_x, j}^{*, n+1} = (1 - \tau^\alpha \delta_{\gamma, y}^{n+1}) u_{N_x, j}^{n+1} = (1 - \tau^\alpha \delta_{\gamma, y}^{n+1}) \phi_{1, j}^{n+1}$$

计算  $u_{i, j}^{*, n+1}$  的边界值, 用于建立和求解方程式(11).

下面证明隐式差分格式的交替方向方法式(11)、式(12)是相容的和稳定的, 因此由 Lax 等价定理, 也是收敛的. 交替方向隐式差分格式的额外扰动误差式(10)的阶为  $O(\Delta t^{2\alpha})$ , 因此由式(11)、式(12)定义的交替方向隐式差分格式是相容的, 并且有局部截断误差  $O(\Delta t^\alpha) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$ .

假定  $v_{i, j}^n (0 \leq i \leq N_x, 0 \leq j \leq N_y, 0 \leq n \leq N)$  是式(11)和式(12)的逼近解, 则误差  $\varepsilon_{i, j}^n = v_{i, j}^n - u_{i, j}^n$  满足:

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\beta, x}^{n+1}) \varepsilon_{i, j}^{*, n+1} = L_2 \varepsilon_{i, j}^n$$

$$(1 - \tau^\alpha \delta_{\gamma, y}^{n+1}) \varepsilon_{i, j}^{n+1} = \varepsilon_{i, j}^{*, n+1}$$

这里的  $\varepsilon_{i, j}^{*, n+1}$  定义为  $v_{i, j}^{*, n+1} - u_{i, j}^{*, n+1}$ , 其中上下标范围:  $1 \leq i \leq N_x - 1; 1 \leq j \leq N_y - 1; n = 0, 1, \dots$ . 分别令

$$\mathbf{E}^n =$$

$$[\varepsilon_{1,1}^n, \varepsilon_{2,1}^n, \dots, \varepsilon_{N_x-1,1}^n, \varepsilon_{1,2}^n, \varepsilon_{2,2}^n, \dots, \varepsilon_{N_x-1, N_y-1}^n]^T$$

$$\mathbf{E}^{*, n} =$$

$$[\varepsilon_{1,1}^{*, n}, \varepsilon_{2,1}^{*, n}, \dots, \varepsilon_{N_x-1,1}^{*, n}, \varepsilon_{1,2}^{*, n}, \varepsilon_{2,2}^{*, n}, \dots, \varepsilon_{N_x-1, N_y-1}^{*, n}]^T$$

**引理 3**  $\|\mathbf{E}^{n+1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty, n = 0, 1, \dots$ .

**证明** 当  $n = 0$  时, 令

$$|\varepsilon_{l, m}^{*, 1}| = \max_{1 \leq i \leq N_x - 1, 1 \leq j \leq N_y - 1} |\varepsilon_{i, j}^{*, 1}|$$

根据引理 1 和式(11), 有

$$|\varepsilon_{l, m}^{*, 1}| \leq \left[ 1 - \tau^\alpha D_{l, m}^1 \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k \right] |\varepsilon_{l, m}^{*, 1}| \leq$$

$$|\varepsilon_{l, m}^{*, 1} - \tau^\alpha D_{l, m}^1 \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k |\varepsilon_{l-k+1, m}^{*, 1}| = |\varepsilon_{l, m}^0| \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$$

因此  $\|\mathbf{E}^{*, 1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$ .

令  $|\varepsilon_{r, s}^1| = \max_{1 \leq i \leq N_x - 1, 1 \leq j \leq N_y - 1} |\varepsilon_{i, j}^1|$ , 根据引理 1 和

式(12), 有

$$|\varepsilon_{r, s}^1| \leq \left[ 1 - \tau^\alpha E_{r, s}^1 \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k \right] |\varepsilon_{r, s}^1| \leq$$

$$|\varepsilon_{r, s}^1 - \tau^\alpha E_{r, s}^1 \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k |\varepsilon_{r, s-k+1}^1| \leq$$

$$\left| \left( 1 - \tau^\alpha E_{r, s}^1 \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k \right) \varepsilon_{r, s-k+1}^1 \right| =$$

$$|\varepsilon_{r, s}^{*, 1}| \leq \|\mathbf{E}^{*, 1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$$

因此  $\|\mathbf{E}^1\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$ .

假定  $\|\mathbf{E}^k\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty, k = 1, 2, \dots, n$ , 令

$|\varepsilon_{l, m}^{*, n+1}| = \max_{1 \leq i \leq N_x - 1, 1 \leq j \leq N_y - 1} |\varepsilon_{i, j}^{*, n+1}|$ , 根据引

理 1, 得

$$|\varepsilon_{l, m}^{*, n+1}| \leq \left[ 1 - \tau^\alpha D_{l, m}^{n+1} \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k \right] |\varepsilon_{l, m}^{*, n+1}| \leq$$

$$|\varepsilon_{l, m}^{*, n+1} - \tau^\alpha D_{l, m}^{n+1} \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k |\varepsilon_{l-k+1, m}^{*, n+1}| \leq$$

$$\left| \left( 1 - \tau^\alpha D_{l, m}^{n+1} \sum_{k=0}^{l+1} g_\beta^k \right) \varepsilon_{l-k+1, m}^{*, n+1} \right| = |L_2 \varepsilon_{l, m}^n| \leq$$

$$b_n |\varepsilon_{l, m}^0| + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) |\varepsilon_{l, m}^{n-k}| \leq$$

$$\left[ b_n + \sum_{k=0}^{n-1} (b_k - b_{k+1}) \right] \|\mathbf{E}^0\|_\infty = \|\mathbf{E}^0\|_\infty$$

令  $|\varepsilon_{r, s}^{n+1}| = \max_{1 \leq i \leq N_x - 1, 1 \leq j \leq N_y - 1} |\varepsilon_{i, j}^{n+1}|$ , 再次根据引理 1 和式(12), 得

$$|\varepsilon_{r, s}^{n+1}| \leq \left[ 1 - \tau^\alpha E_{r, s}^{n+1} \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k \right] |\varepsilon_{r, s}^{n+1}| \leq$$

$$|\varepsilon_{r, s}^{n+1} - \tau^\alpha E_{r, s}^{n+1} \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k |\varepsilon_{r, s-k+1}^{n+1}| \leq$$

$$\left| \left( 1 - \tau^\alpha E_{r, s}^{n+1} \sum_{k=0}^{s+1} g_\gamma^k \right) \varepsilon_{r, s-k+1}^{n+1} \right| =$$

$$|\varepsilon_{r, s}^{*, n+1}| \leq \|\mathbf{E}^{*, n+1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$$

因此  $\|\mathbf{E}^{n+1}\|_\infty \leq \|\mathbf{E}^0\|_\infty$ .

证毕

通过以上分析, 由式(11)、式(12)定义的分数阶交替方向隐式差分方法是相容的和无条件稳定的, 因此由 Lax 等价定理在分数阶方程中的应用<sup>[2]</sup>, 有如下结论.

**定理 2** 分数阶交替方向隐式差分式(11)、式(12)是以  $O(\Delta t^\alpha) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$  无条件收敛的.

注意到交替方向隐式差分格式是以阶  $O(\Delta t^\alpha) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$  无条件收敛的, 隐式差分格式(8)是以  $O(\Delta t) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$  无条件收敛的, 而  $0 < \alpha \leq 1$ , 所以为了减少计算复杂度, 牺牲了一些收敛精度.

## 4 数值实验

考虑二维分数阶色散方程:

$$\frac{\partial^{0.5} u(x, y, t)}{\partial t^{0.5}} = \frac{1}{3} t^{1.5} x^{1.5} D_x^{1.5} u(x, y, t) +$$

$$\frac{1}{3} t^{1.5} y^{1.5} D_y^{1.5} u(x, y, t) - \frac{4}{3} \frac{t^{1.5} x^2 y^2}{\Gamma(1.5)}$$

(13)

式中:  $(x, y) \in (0, 1)^2; 0 \leq t \leq T$ ; 初值  $u(x, y, 0) = x^2 y^2$ , Dirichlet 边界

$$u(x, 0, t) = u(0, y, t) = 0$$

$$u(1, y, t) = (t^2 + 1) y^2$$

$$u(x, 1, t) = (t^2 + 1) x^2$$

验证可知, 方程式(13)的精确解为

$$u(x, y, t) = (t^2 + 1) x^2 y^2$$

表1是交替方向隐式差分格式计算结果与精确解之间的最大误差.最后一列误差率表示上一行最大绝对误差与本行最大绝对误差的比率,即数值方法的收敛速度.可以看到最大绝对误差是以速度2几乎线性下降的,这与理论分析结果是一致的.

表1 交替方向隐式差分格式最大误差与误差率

Table 1 Maximum error and error rate of alternating directions implicit scheme

时间步长	空间步长	最大误差	误差率
0.1000000	0.1000000	0.0142695	
0.0250000	0.0500000	0.0083927	1.7002276
0.0062500	0.0250000	0.0045673	1.8375627
0.0015625	0.0125000	0.0023801	1.9189530

## 5 结论

通过对空间分数阶导数的转移 Grünwald 差分近似,分别构造了有界区域上二维空间时间分数阶色散方程的隐式差分格式和交替方向隐式差分格式,应用数学归纳法证明了两种格式的稳定性及收敛性:

1) 隐式差分格式是以  $O(\Delta t) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$  无条件收敛的.

2) 交替方向隐式差分格式的收敛阶为  $O(\Delta t^\alpha) + O(\Delta x) + O(\Delta y)$ .

3) 虽然交替方向隐式差分格式在时间方向上的收敛精度低于隐式差分格式,但在计算复杂度上考虑,交替方向隐式差分格式优于隐式差分格式.

4) 数值模拟结果与理论分析是一致的.

对于更广泛的分数阶偏微分方程数值逼近问题,比如无界区域上分数阶偏微分方程的数值方法、分数阶偏微分方程的高阶近似差分格式等问题,将在后续的工作中进行研究.

## 参考文献 (References)

- [1] Arrarás A, Portero L, Jorge J C. Convergence of fractional step mimetic finite difference discretizations for semilinear parabolic problems[J]. Applied Numerical Mathematics, 2010, 60(4): 473-485.
- [2] Meerschaert M, Tadjeran C. Finite difference approximations for fractional advection-dispersion flow equations[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2004, 172(1): 65-77.
- [3] Meerschaert M, Scheffler H, Tadjeran C. Finite difference methods for two-dimensional fractional dispersion equation[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 211(2): 249-261.
- [4] Liu F, Anh V, Turner I. Numerical solution of the space fractional Fokker-Planck equation[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2004, 166(1): 209-219.
- [5] Tadjeran C, Meerschaert M, Scheffler H. A second-order accurate numerical approximation for the fractional diffusion equation[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 213(2): 205-213.
- [6] Tadjeran C, Meerschaert M. A second-order accurate numerical method for the two-dimensional fractional diffusion equation[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 220(2): 813-823.
- [7] Liu Q, Liu F, Turner I, et al. Approximation for the Levy-Feller advection-dispersion process by random walk and finite difference method[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 222(1): 57-70.
- [8] Zhuang P, Liu F, Anh V, et al. Numerical methods for the variable-order fractional advection-diffusion equation with a nonlinear source term[J]. SIAM Journal of Numerical Analysis, 2009, 47(3): 1760-1781.
- [9] Liu F, Zhuang P, Anh V, et al. Stability and convergence of the difference methods for the space-time fractional advection-diffusion equation[J]. Applied Mathematics and Computation, 2007, 191(1): 12-20.
- [10] Podlubny I. Fractional differential equations[M]. New York: Academic Press, 1999: 51-87.
- [11] Ervin J S, Roop J P. Variational solution of fractional advection dispersion equations on bounded domains in  $R^d$ [J]. Numerical Mathematics-Theory Methods and Applications, 2007, 23(2): 256-281.
- [12] Richtmyer R D, Morton K W. Difference methods for initial-value problems[M]. New York: Krieger Publishing Co., 1994: 133-200.
- [13] Ghazizadeh H R, Maerefat M, Azimi A. Explicit and implicit finite difference schemes for fractional Cattaneo equation[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(19): 7042-7057.
- [14] Gao G, Sun Z. A compact finite difference scheme for the fractional sub-diffusion equations[J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(3): 586-595.
- [15] Sousa E. Finite difference approximations for a fractional advection diffusion problem[J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(11): 4038-4054.
- [16] Li C, Zeng F. The finite difference methods for fractional ordinary differential equations[J]. Numerical Functional Analysis and Optimization, 2014, 34(2): 149-179.
- [17] Zhang Y, Liao Z, Lin H. Finite difference methods for the time fractional diffusion equation on non-uniform meshes[J]. Journal of Computational Physics, 2014, 265(1): 195-210.
- [18] Brunner H, Han H, Yin D. Artificial boundary conditions and finite difference approximations for a time-fractional diffusion wave equation on a two-dimensional unbounded spatial domain[J]. Journal of Computational Physics, 2014, 276(3): 541-562.

## Difference methods for two-dimensional space-time fractional dispersion equation

ZHANG Yinghan, YANG Xiaoyuan\*

(School of Mathematics and Systems Science, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The two-dimensional space-time fractional dispersion equation is obtained from the standard two-dimensional dispersion equation by replacing the first order time derivative by the Caputo fractional derivative, and the two second order space derivatives by the Riemann-Liouville fractional derivatives, respectively. Base on the shifted Grünwald finite difference approximation for the two space fractional derivatives, an implicit difference method and a practical alternate direction implicit difference method were proposed to approximate the fractional dispersion equation. The consistency, stability, and convergence of the two implicit difference methods were analyzed. By using mathematical induction method, it was proven that the two implicit difference methods were all unconditionally stable and convergent and the order of convergence were obtained. The convergence speed and computational complexity of the two implicit difference methods were compared. A numerical simulation for a space-time fractional dispersion equation with known exact solution was also presented, and correctness of the theoretical analysis was verified by the numerical results.

**Key words:** fractional derivatives; fractional dispersion equation; finite difference method; stability; convergence

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0814

# 双电磁航天器编队构型保持自适应控制

徐增文, 师鹏, 赵育善\*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)



**摘 要:** 电磁航天器编队飞行是指利用若干个航天器之间的电磁力进行相对运动控制的新型编队飞行. 分析了两颗电磁航天器编队飞行的相对运动的基本原理, 基于能量消耗均衡性的考虑, 给出了根据控制力求解其控制磁矩的解析解. 基于极坐标建立了电磁航天器非线性相对运动动力学模型, 从外界不确定干扰力和电磁计算模型的远场近似两个角度, 分析了该动力学模型的参数不确定性. 针对编队构型保持问题以及参数不确定性, 设计了近地圆轨道上两颗电磁航天器编队构型保持的自适应控制律并进行了数值仿真分析. 仿真结果表明: 相对运动模型和自适应控制律是有效的, 编队构型能够收敛到期望值, 同时对不确定参数进行了准确的估计, 说明利用星间电磁作用进行航天器编队构型保持是可行的.

**关 键 词:** 电磁航天器; 编队飞行; 构型保持; 自适应控制; 不确定性

**中图分类号:** V412.4

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2302-07

卫星编队飞行技术在合成孔径雷达、空间干涉仪以及在轨组装等方面具有明显优势. 考虑到发射成本和能量消耗, 目前编队飞行任务大多采用被动形式的编队控制方式, 即相对运动过程中较少使用推力器对编队构型进行控制. 随着空间任务朝着多样化和复杂化的方向发展, 对卫星编队飞行的相对轨道控制能力提出了更高的要求, 主动形式的卫星编队控制方式逐渐受到重视. 但采用基于冲量原理的火箭发动机进行编队构型控制存在以下几个方面的缺点: ①火箭发动机喷射出的羽流会影响临近卫星上的观测器件; ②所携带的推进剂, 既增加了卫星发射成本, 也成为限制卫星在轨寿命的主要因素.

采用星间电磁力<sup>[1-2]</sup>、静电力<sup>[3]</sup>和洛伦兹力<sup>[4]</sup>等非接触力的无工质推进方式逐渐得到关注. 利用航天器之间的电磁力进行相对轨道控制的编队称为电磁航天器编队. 由于控制力的产生

基于电磁场之间的相互作用, 不需要消耗燃料, 所以电磁航天器编队飞行能够很好地克服上述问题.

美国麻省理工学院和马里兰大学对电磁航天器编队飞行的可行性、地面试验和在轨验证等进行了长期深入的研究. Miller等<sup>[1-2,5]</sup>首次提出电磁编队飞行的概念, 并研究了在TPF计划中采用电磁编队飞行技术的可行性. Hashimoto等<sup>[6]</sup>提出采用超导线圈进行电磁编队. Elias等<sup>[7]</sup>针对两颗电磁航天器相对运动提出了一种非线性动力学模型. Ahsun和Miller等<sup>[8-9]</sup>提出了 $n$ 颗电磁航天器编队的非线性自适应控制律. 2013年8月3日, 美国马里兰大学的RINGS项目中的两颗电磁航天器搭载HTV-4飞船进入国际空间站进行在轨试验, 分别对电磁编队飞行技术和星间电能无线传输技术进行验证, 这是电磁航天器编队飞行技术第一次在轨飞行试验<sup>[10]</sup>.

收稿日期: 2014-12-24; 录用日期: 2015-01-20; 网络出版时间: 2015-03-18 16:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150318.1608.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(11102007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-YHXY-012)

作者简介: 徐增文(1986—), 男, 山东肥城人, 博士研究生, xxxzwwyy@163.com

\* 通讯作者: 赵育善(1957—), 男, 陕西西安人, 教授, yszhao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为航天器动力学与控制.

**引用格式:** 徐增文, 师鹏, 赵育善. 双电磁航天器编队构型保持自适应控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2302-2308.  
Xu Z W, Shi P, Zhao Y S. Adaptive control for two-spacecraft electromagnetic formation keeping[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2302-2308 (in Chinese).

近年来国内学者也对电磁航天器编队飞行进行了相关研究<sup>[11-13]</sup>.张元文等<sup>[14]</sup>采用反馈线性化及鲁棒  $H_\infty$  方法,研究了空间电磁对接的鲁棒协调控制问题.北京航空航天大学的苏建敏和董云峰<sup>[15]</sup>基于人工势函数法研究了多颗电磁航天器的编队控制问题;张皓<sup>[16]</sup>和邵龙飞<sup>[17]</sup>的研究表明,多颗电磁航天器的编队构型控制问题可以通过序列控制转化为多阶段的两颗电磁航天器相对运动控制.

本文重点研究了两颗电磁航天器的编队构型保持问题,所采用的自适应控制方法可以推广到多颗电磁航天器编队构型控制问题.首先,介绍了电磁航天器编队飞行的基本原理.然后,根据星间电磁控制力计算公式反推控制电流时,考虑两电磁航天器能量消耗的均衡性要求,得到了两星能量消耗均衡的解析解.针对电磁航天器编队构型保持问题,采用基于极坐标的电磁航天器相对运动动力学模型,并考虑工程实际中存在的未知干扰力和电磁模型的参数不确定性,设计了编队构型保持自适应控制律.最后,通过数值仿真验证了控制方法的有效性.

## 1 电磁航天器编队飞行原理

电磁航天器编队飞行是一种新的不消耗燃料的卫星编队形式.编队中各成员卫星称为电磁航天器,其上安装有 3 个正交的超导线圈.图 1 为电磁航天器的概念设计图.当线圈充电时,航天器周围会产生磁场,根据毕奥-萨伐尔定律,可以计算得到航天器周围的磁场分布情况,然后再根据安培定律可以求得磁场中另一航天器所受到的电磁力及电磁力矩.本文研究的电磁航天器编队飞行采用轨道优先的解耦控制策略,即采用星间电磁力控制相对轨道运动,由于电磁力矩所引起的姿态控制问题在这里不做赘述.

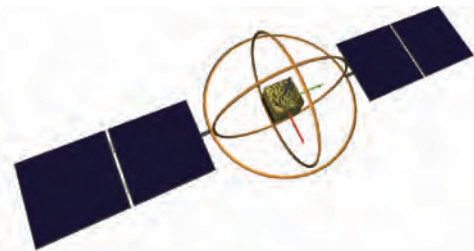


图 1 电磁航天器概念设计

Fig. 1 Conceptual design of electromagnetic spacecraft

为描述电磁航天器相对于编队质心的运动,首先定义旋转轨道坐标系  $O$ ,假设其原点位于编队系统质心, $x$  轴指向轨道矢径方向, $y$  轴指向轨

道面法线方向, $z$  方向由右手法则确定.假设两颗电磁航天器组成的编队系统为刚体,定义与刚体固连的本地坐标系为  $B$ ,坐标系原点位于系统质心, $x$  轴由航天器 1 指向航天器 2.轨道坐标系  $O$  绕  $z$  轴旋转欧拉角  $\psi$ ,然后绕新的  $y$  轴旋转欧拉角  $-\theta$ ,即可得到本体系  $B$ .

在计算星间电磁力过程中,为避免复杂的二次曲面积分运算,目前的研究中大多采用远场近似模型,当星间距离  $r$  大于线圈半径  $R$  的 8 倍时,编队中的两颗电磁航天器可以假设为远场中的两个磁偶极子,如图 2 所示.

每个磁偶极子的磁矩可以记为  $\mu$ ,其幅值为

$$|\mu| = nIS = nI\pi R^2 \quad (1)$$

式中: $n$  为通电线圈匝数; $I$  为线圈中的电流大小; $S$  为圆形线圈面积.磁偶极子的方向可由安培右手定则确定.

根据电磁场计算原理,可以得到两电磁航天器之间电磁力的计算公式<sup>[8-9]</sup>:

$$F = \frac{3\mu_0}{4\pi} \left[ 5 \frac{(\mu_1 \cdot r)(\mu_2 \cdot r)}{r^7} r - \frac{\mu_1 \cdot \mu_2}{r^5} r - \frac{\mu_1 \cdot r}{r^5} \mu_2 - \frac{\mu_2 \cdot r}{r^5} \mu_1 \right] \quad (2)$$

式中: $\mu_0$  为真空磁导率; $r$  为航天器 1 到航天器 2 的位置矢量; $\mu_1$  和  $\mu_2$  为两航天器线圈的磁矩.

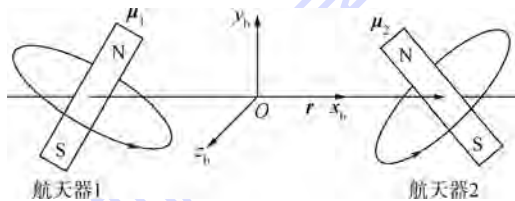


图 2 远场近似模型示意图

Fig. 2 Diagram of far-field approximate model

式(2)给出了星间电磁力的表达式,已知电磁线圈中电流的大小和相对位置矢量时,可以计算出电磁航天器相互之间的电磁力.实际上,为了对电磁航天器进行控制,需要求解相应的逆问题,即在已知电磁控制力的情况下,计算出各电磁航天器的磁矩,进而求解出相应的控制电流.一种方法是,假设其中一个磁偶极子的磁矩是确定的,然后通过求解一个非线性方程组,得到另一个磁偶极子的磁矩.但这种情况下无法保证编队中各航天器的能量消耗是均衡的,当某一电磁航天器上的能量消耗殆尽时,就意味着整个航天器编队任务的结束,所以电磁航天器编队飞行需要考虑成员航天器能量消耗的均衡性.

对于两颗电磁航天器编队飞行的情况,能量

消耗均衡最理想的情况是两个磁偶极子所消耗的能量完全相同,即 $\mu_1 = \mu_2$ .

假设 $\mu_1 = \mu_2$ ,对式(2)进行求解,可以得到系统本体坐标系 $B$ 下磁偶极子磁矩的解析解:

$$\mu_x = \frac{F_x}{F_z} \left[ -\frac{F_x F_z^2 - F_z^2 (F_x^2 + 2F_y^2 + 2F_z^2)^{\frac{1}{2}}}{2K(F_y^2 + F_z^2)} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{F_y^2 K}{F_z^3} \left[ -\frac{F_x F_z^2 - F_z^2 (F_x^2 + 2F_y^2 + 2F_z^2)^{\frac{1}{2}}}{2K(F_y^2 + F_z^2)} \right]^{\frac{3}{2}} + \frac{K}{F_z} \left[ -\frac{F_x F_z^2 - F_z^2 (F_x^2 + 2F_y^2 + 2F_z^2)^{\frac{1}{2}}}{2K(F_y^2 + F_z^2)} \right]^{\frac{3}{2}} \quad (3)$$

$$\mu_y = -\frac{F_y}{F_z} \left[ -\frac{F_x F_z^2 - F_z^2 (F_x^2 + 2F_y^2 + 2F_z^2)^{\frac{1}{2}}}{2K(F_y^2 + F_z^2)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$\mu_z = - \left[ -\frac{F_x F_z^2 - F_z^2 (F_x^2 + 2F_y^2 + 2F_z^2)^{\frac{1}{2}}}{2K(F_y^2 + F_z^2)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

式中: $K = 3\mu_0 / (8\pi r^4)$ .

对于两颗电磁航天器的编队飞行,采用式(3)~式(5)对航天器的磁矩进行分配,可以使两航天器消耗的能量完全相同,从而保证编队中成员航天器能量消耗的均衡性,延长航天器编队的运行寿命,这点也是传统推进方式所不具备的优势.

## 2 电磁编队相对轨道动力学模型

本节借鉴绳系卫星系统的动力学方程推导过程,建立两颗电磁航天器编队飞行的非线性相对运动动力学模型.同时,该动力学模型也可以用来描述其他类型的非接触力航天器编队的相对运动.

轨道坐标系 $O$ 中的两电磁航天器的位置矢量可以表示为<sup>[3]</sup>

$$\mathbf{O}_1 = \frac{m_2 L}{m_1 + m_2} \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi \\ -\sin \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{O}_2 = \frac{m_1 L}{m_1 + m_2} \begin{bmatrix} -\cos \theta \cos \psi \\ -\cos \theta \sin \psi \\ \sin \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $L$ 为两航天器之间的距离; $m_1$ 和 $m_2$ 为两航天器的质量.

系统的动能可以表示为

$$T = \frac{1}{2} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \{ \dot{L}^2 + L^2 [\dot{\theta}^2 + (\dot{\psi} + \Omega)^2 \cos^2 \theta] \} + \frac{1}{2} (m_1 + m_2) \Omega^2 r_c^2 \quad (8)$$

式中: $\Omega = \sqrt{\mu M_e / r_c^3}$ 为轨道角速度, $\mu$ 为地球引力常数, $M_e$ 为地球质量, $r_c$ 为系统质心到地心的距离.

编队系统重力势能的二阶非线性表达式可记为

$$V_g = -\frac{\mu}{r_c} (m_1 + m_2) + \frac{1}{2} \frac{\mu}{r_c^3} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} L^2 (1 - 3 \cos^2 \theta \cos^2 \psi) \quad (9)$$

相应的,编队系统的电磁势能记为 $V_m$ .

两电磁航天器编队系统的拉格朗日方程可以写成如下形式<sup>[18]</sup>:

$$\frac{d}{dt} (L_q) - L_q = Q \quad (10)$$

式中: $Q$ 为广义坐标 $q$ 下的广义力.

将式(8)、式(9)代入式(10)中并写成分量形式,假设电磁航天器编队系统质心所在轨道为圆轨道,可以得到关于相对距离 $L$ 、轨道面内旋转角 $\psi$ 和滚转角 $\theta$ 的电磁航天器相对运动非线性动力学方程:

$$\ddot{L} - L\dot{\theta}^2 - L(\dot{\psi} + \Omega)^2 \cos^2 \theta + L\Omega^2 (1 - 3 \cos^2 \theta \cos^2 \psi) = \frac{Q_L}{m} \quad (11)$$

$$\ddot{\theta} + 2 \frac{\dot{L}}{L} \dot{\theta} + \sin \theta \cos \theta (\Omega + \dot{\psi})^2 + 3 \sin \theta \cos \theta \Omega^2 \cos^2 \psi = \frac{Q_\theta}{mL^2} \quad (12)$$

$$\ddot{\psi} \cos^2 \theta - 2\dot{\theta} \sin \theta \cos \theta (\Omega + \dot{\psi}) + \cos^2 \theta \left[ 2 \frac{\dot{L}}{L} (\Omega + \dot{\psi}) + 3\Omega^2 \cos \psi \sin \psi \right] = \frac{Q_\psi}{mL^2} \quad (13)$$

式中: $m = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$ ;  $Q_L$ 、 $Q_\psi$ 和 $Q_\theta$ 为广义力,可以分别表示为 $Q_L = F_L$ 、 $Q_\psi = F_\psi L$ 和 $Q_\theta = F_\theta L$ ,其中 $F_L$ 、 $F_\psi$ 和 $F_\theta$ 为3个方向上的电磁力.电磁航天器编队飞行过程中,3个方向上的控制力可由航天器之间的电磁作用产生.

式(11)~式(13)进一步可以记为

$$\ddot{L} - L\dot{\theta}^2 - L(\dot{\psi} + \Omega)^2 \cos^2 \theta + L\Omega^2 (1 - 3 \cos^2 \theta \cos^2 \psi) = a_L \quad (14)$$

$$\ddot{\theta} \cos^2 \theta - 2\dot{\theta} \sin \theta \cos \theta (\Omega + \dot{\psi}) + \cos^2 \theta \left[ 2 \frac{\dot{L}}{L} (\Omega + \dot{\psi}) + 3\Omega^2 \cos \psi \sin \psi \right] = \frac{a_\psi}{L} \quad (15)$$

$$\ddot{\psi} + 2 \frac{\dot{L}}{L} \dot{\psi} + \sin \theta \cos \theta (\Omega + \dot{\psi})^2 + 3 \sin \theta \cos \theta \Omega^2 \cos^2 \psi = \frac{a_\theta}{L} \quad (16)$$

式中:  $a_L$ 、 $a_\psi$  和  $a_\theta$  分别为  $L$ 、 $\psi$  和  $\theta$  3 个方向上的控制加速度.

式(14)~式(16)可以简记为

$$\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{G} = \mathbf{K}\mathbf{a} \quad (17)$$

式中:

$$\ddot{\mathbf{X}} = [\ddot{L} \quad \ddot{\psi} \quad \ddot{\theta}]^T$$

$$\mathbf{a} = [a_L \quad a_\psi \quad a_\theta]^T$$

$$\mathbf{K} = \text{diag}(1, 1/(L \cos^2 \theta), 1/L)$$

$$\mathbf{G} =$$

$$\begin{bmatrix} -L[\dot{\theta}^2 + (\dot{\psi} + \Omega)^2 \cos^2 \theta - \Omega^2(1 - 3\cos^2 \theta \cos^2 \psi)] \\ -2\dot{\theta} \tan \theta (\Omega + \dot{\psi}) + 2\frac{\dot{L}}{L}(\Omega + \dot{\psi}) + 3\Omega^2 \cos \psi \sin \psi \\ 2\frac{\dot{L}}{L}\dot{\theta} + \sin \theta \cos \theta [(\Omega + \dot{\psi})^2 + 3\Omega^2 \cos^2 \psi] \end{bmatrix}$$

实际上,电磁航天器编队飞行过程中除了受到相互之间的电磁作用力,还会受到未知的相对干扰力,所以式(17)可进一步表示为

$$\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{G} = \mathbf{K}(\mathbf{a}^m + \mathbf{a}^d) \quad (18)$$

式中:  $\mathbf{a}^m = [a_L^m \quad a_\psi^m \quad a_\theta^m]^T$  为电磁作用产生的控制加速度;  $\mathbf{a}^d = [a_L^d \quad a_\psi^d \quad a_\theta^d]^T$  为未知干扰加速度.

另外,如第 1 节所述,电磁航天器之间电磁力的计算模型是基于远场近似得到的,所以其与真实值存在一定的误差,电磁力的真实值可以通过对远场近似模型的计算值进行修正得到.本文用式(19)表示电磁航天器控制加速度的真实值<sup>[8-9]</sup>:

$$\mathbf{a}^m = \begin{bmatrix} \hat{a}_L^m \\ \hat{a}_\psi^m \\ \hat{a}_\theta^m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \hat{a}_L^m & 0 & 0 \\ 0 & \hat{a}_\psi^m & 0 \\ 0 & 0 & \hat{a}_\theta^m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_L \\ \gamma_\psi \\ \gamma_\theta \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中:  $\hat{\mathbf{a}}^m = [\hat{a}_L^m \quad \hat{a}_\psi^m \quad \hat{a}_\theta^m]^T$  为通过远场近似模型计算得到的电磁控制加速度值;  $\boldsymbol{\gamma} = [\gamma_L \quad \gamma_\psi \quad \gamma_\theta]^T$  为电磁模型不确定性修正因子.

因此,考虑未知干扰力和电磁作用远场近似模型的不确定性,两颗电磁航天器编队飞行的相对运动动力学方程可以记为

$$\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{G} = \mathbf{K}(\hat{\mathbf{a}}^m + \mathbf{Y}\boldsymbol{\theta}) \quad (20)$$

式中:

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \hat{a}_L^m & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{a}_\psi^m & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \hat{a}_\theta^m & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{\theta} = [\gamma_L \quad \gamma_\psi \quad \gamma_\theta \quad a_L^d \quad a_\psi^d \quad a_\theta^d]^T$  为不确定性参数.

### 3 编队构型保持自适应控制

本节将在相对运动动力学模型的基础上,针对电磁航天器编队构型保持设计自适应控制律.假设电磁航天器编队构型的期望状态为  $\mathbf{X}_d(t)$ ,期望速度为  $\dot{\mathbf{X}}_d(t)$ ,  $\hat{\boldsymbol{\theta}}$  为不确定参数的估计值.状态误差可以表示为

$$\tilde{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{X}(t) - \mathbf{X}_d(t) \quad (21)$$

速度误差为

$$\dot{\tilde{\mathbf{X}}}(t) = \dot{\mathbf{X}}(t) - \dot{\mathbf{X}}_d(t) \quad (22)$$

不确定参数的估计误差为

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}} = \hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta} \quad (23)$$

复合误差可以记为

$$\mathbf{s}(t) = \dot{\tilde{\mathbf{X}}}(t) + \boldsymbol{\Lambda}\tilde{\mathbf{X}}(t) \quad (24)$$

对式(24)求导可得

$$\dot{\mathbf{s}}(t) = \ddot{\mathbf{X}}(t) - \ddot{\mathbf{X}}_d(t) \quad (25)$$

式中:  $\ddot{\mathbf{X}}_r(t) = \ddot{\mathbf{X}}_d(t) + \boldsymbol{\Lambda}\dot{\mathbf{X}}_d(t) - \boldsymbol{\Lambda}\dot{\mathbf{X}}(t)$ ,  $\boldsymbol{\Lambda}$  为增益矩阵.

为设计电磁航天器编队构型保持自适应控制律,取李雅普诺夫函数<sup>[19]</sup>为

$$V = \frac{1}{2}(\mathbf{s}(t))^T \mathbf{s}(t) + \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}} \quad (26)$$

式中:  $\boldsymbol{\Gamma}$  为大于零的对角矩阵.

对式(26)求导得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= (\mathbf{s}(t))^T \dot{\mathbf{s}}(t) + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} = \\ &= (\mathbf{s}(t))^T [\mathbf{K}(\hat{\mathbf{a}}^m + \mathbf{Y}\hat{\boldsymbol{\theta}}) - \mathbf{G} - \ddot{\mathbf{X}}_r(t)] - \\ &= (\mathbf{s}(t))^T \mathbf{K}\mathbf{Y}\tilde{\boldsymbol{\theta}} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (27)$$

为实现编队系统的李雅普诺夫稳定性,取如下控制律:

$$\hat{\mathbf{a}}^m(t) = \mathbf{K}^{-1}(\mathbf{G} + \ddot{\mathbf{X}}_r(t) - \mathbf{K}_p \mathbf{s}(t)) - \mathbf{Y}\hat{\boldsymbol{\theta}} \quad (28)$$

同时,取自适应律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(t) = \boldsymbol{\Gamma}\mathbf{M}^T \mathbf{s}(t) \quad (29)$$

式中:  $\mathbf{M} = \mathbf{K}\mathbf{Y}$ .

则式(27)可以化为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -(\mathbf{s}(t))^T \mathbf{K}_p \mathbf{s}(t) - (\mathbf{s}(t))^T \mathbf{M}\tilde{\boldsymbol{\theta}} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} = \\ &= -(\mathbf{s}(t))^T \mathbf{K}_p \mathbf{s}(t) - \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (30)$$

假设外界未知干扰力和电磁模型不确定性修正因子都是随时间慢变的,则式(30)可以化为

$$\dot{V} = -(\mathbf{s}(t))^T \mathbf{K}_p \mathbf{s}(t) \quad (31)$$

显然,  $\dot{V}$  为负半定,根据李雅普诺夫稳定性

理论可以判定,该编队系统是稳定的.进一步,根据 Barbalat 引理可以判定,编队构型渐近收敛到期望值.同时,采用控制律式(28)和自适应律式(29)可以估计出未知干扰力和电磁模型不确定性修正因子.

### 4 数值仿真

本节通过数值仿真算例对电磁航天器构型保持自适应控制律进行验证.

电磁航天器编队构型保持仿真参数如下:编队系统质心所在参考轨道为圆轨道,其半长轴为  $a = 7000 \text{ km}$ ;假设编队中两电磁航天器的质量相同,即  $m_1 = m_2 = 100 \text{ kg}$ ;其上的电磁作用机构由3个正交的圆形超导线圈构成,线圈半径  $R = 1 \text{ m}$ ,线圈匝数  $n = 100$ .

根据空间任务的需要,希望电磁航天器编队系统能够沿地球矢径方向保持悬停构型,期望构型的具体参数如下:

$$L_d = 15 \text{ m} \quad \psi_d = \theta_d = 0 \quad \dot{L}_d = \dot{\psi}_d = \dot{\theta}_d = 0$$

假设初始时刻电磁航天器编队构型相对于期望构型有一定的误差:

$$\delta L = 0.2 \text{ m} \quad \delta\psi = 5.7^\circ \quad \delta\theta = -5.7^\circ$$

$$\delta\dot{L} = \delta\dot{\psi} = \delta\dot{\theta} = 0$$

考虑电磁航天器编队飞行过程中受到的未知干扰力和电磁作用远场近似模型的不确定性修正因子,对不确定性参数  $\theta = [\gamma_L \quad \gamma_\psi \quad \gamma_\theta \quad a_L^d \quad a_\psi^d \quad a_\theta^d]^T$  进行如下假设:

1) 由于编队中两颗电磁航天器之间的距离远远大于超导线圈的半径,采用远场模型即可满足精度要求,可以认为由模型计算得到的电磁力是准确的,所以将电磁作用远场近似模型的不确定性修正因子假设为  $[\gamma_{ix}; \gamma_{iy}; \gamma_{iz}] = [0; 0; 0]$ .

2) 假设两颗电磁航天器之间的相对干扰加速度为  $[a_L^d; a_\psi^d; a_\theta^d] = [1 \times 10^{-5} \sin(\Omega t) \text{ m/s}^2; 0; 0]$ .

自适应控制的相关参数设置如下:

$$\mathbf{A} = \text{diag}(0.001, 0.001, 0.001)$$

$$\mathbf{K}_p = \text{diag}(0.05, 0.05, 0.05)$$

$$\mathbf{\Gamma} = \text{diag}(1, 1, 1, 0.1, 0.1, 0.1)$$

图3给出了径向误差  $\delta L$  随时间的变化情况,图4给出了面内旋转角误差  $\delta\psi$  和滚转角误差  $\delta\theta$  随时间的变化情况,约1.5个参考轨道周期后,径向误差收敛到  $1 \times 10^{-4} \text{ m}$ ,角度误差都收敛到  $8 \times 10^{-6} \text{ rad}$ .仿真结果表明,在自适应控制律的作用下,编队构型达到了期望值,说明所设计的编队构型保持控制律是有效的.

图5显示的是电磁航天器编队构型保持过程中  $L, \psi$  和  $\theta$  3个方向上的控制加速度.从图中可以看出,  $L$  方向上的控制加速度的量级在  $10^{-5} \text{ m/s}^2$ ,而  $\psi$  和  $\theta$  方向上的控制加速度非常小.

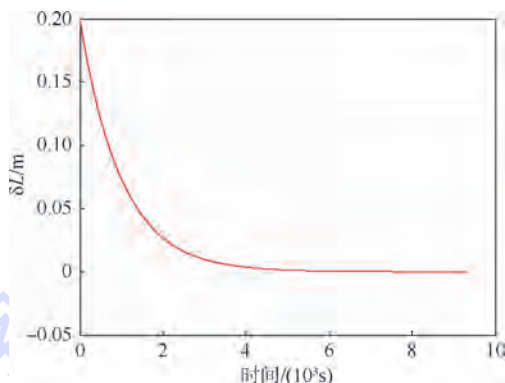


图3 误差  $\delta L$  随时间变化曲线

Fig. 3 Histories of error  $\delta L$  changing with time

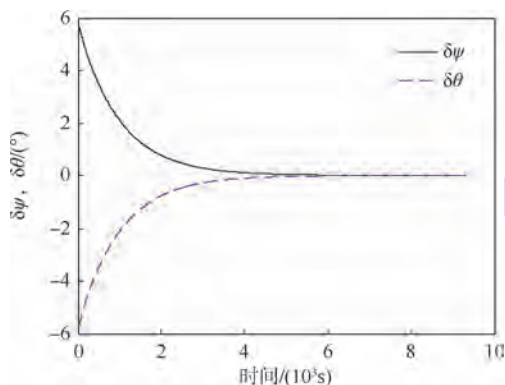


图4 误差  $\delta\psi$  和  $\delta\theta$  随时间变化曲线

Fig. 4 Histories of error  $\delta\psi$  and error  $\delta\theta$  changing with time

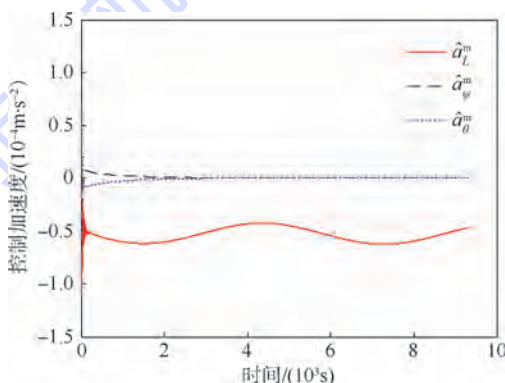


图5 控制加速度随时间变化曲线

Fig. 5 Histories of control accelerations changing with time

图6和图7分别给出了干扰加速度和电磁模型不确定性修正因子的估计值.从图6中可以看出,  $L$  方向上的干扰加速度估计值呈现出正弦变化的趋势,其大小和变化趋势都与所假设的未知干扰加速度非常一致;而另外两个方向上的干扰

加速度估计值几乎为零,这也与之前的假设是吻合的.从图7中可以看出,远场近似模型不确定性修正因子估计值的量级为 $10^{-8}$ 的,几乎可以忽略不计,这与仿真中所假设的不确定性修正因子是一致的.

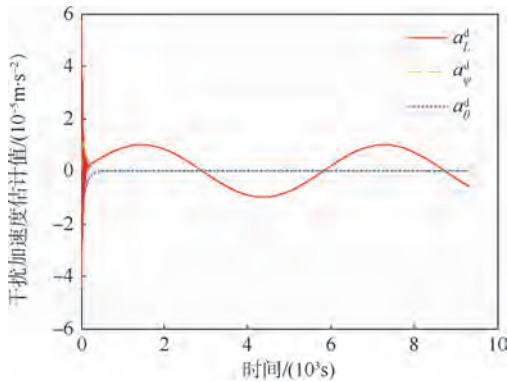


图6 干扰加速度随时间变化曲线

Fig. 6 Histories of disturbed accelerations changing with time

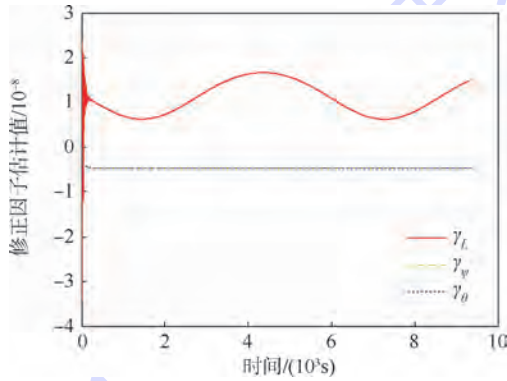


图7 不确定性修正因子随时间变化曲线

Fig. 7 Histories of adjustment factors changing with time

结合图5和图6的仿真结果,可以发现外界干扰加速度对编队构型保持造成了影响,控制加速度随时间变化曲线中所表现出的三角函数变化趋势说明了这点.

仿真结果表明,不确定性参数快速收敛到真实值,说明本文所设计的电磁航天器编队构型保持自适应控制律对未知干扰加速度和电磁作用远场近似模型不确定性修正因子进行了准确估计.

图8显示的是电磁航天器上3个正交超导线圈中控制电流随时间的变化曲线.从图中可以看出线圈中的控制电流最大值小于100 A,可以采用超导线圈实现.需要指出的是,图中所给出的控制电流结果是采用式(3)~式(5)计算得出的,编队中两电磁航天器上超导线圈中的控制电流的大小是相同的,在编队构型保持过程中其各自所消耗的电能也是完全相同的,这就保证了编队系统中各航天器能量消耗的均衡性,更有利于实现长期

的编队构型保持.

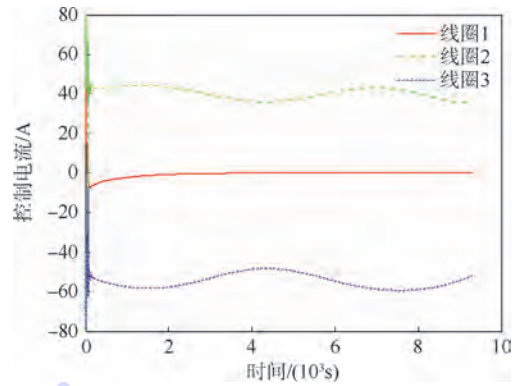


图8 线圈中电流随时间变化曲线

Fig. 8 Histories of currents in coils changing with time

## 5 结论

相对于传统的消耗燃料的推进方式,利用空间电磁力进行编队构型保持的电磁航天器编队飞行在未来的空间任务中具有重要的应用价值.本文对电磁航天器编队构型保持控制进行了研究,得到以下结论:

1) 所提出的求解两电磁航天器控制磁矩的解析表达式,是一种新的磁矩分配方式,对研究编队飞行过程中各成员航天器能量消耗的均衡性提供了一条新的解决思路.

2) 针对电磁航天器编队构型保持实际可能面临的未知干扰力和电磁作用远场近似模型的不确定性,可以采用自适应控制方法.通过设计自适应控制律,编队构型能够从初始状态收敛到期望值,表现出良好的控制性能,同时未知干扰力和电磁模型不确定性修正因子的估计值也很快收敛到真实值.

此外,本文研究的电磁航天器编队构型保持自适应控制方法可以为多颗电磁航天器编队的构型保持和重构奠定技术基础.

## 参考文献 (References)

- [1] Miller D W, Sedwick R J. Electromagnetic formation flight phase I report[R]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2003.
- [2] Sedwick R J, Miller D W. Electromagnetic formation flight final report[R]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [3] Inampudi R, Schaub H. Optimal reconfigurations of two-craft coulomb formation in circular orbits[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2012, 35(6): 1805-1815.
- [4] Pollock G E, Gangestad J W, Longuski J W. Inclination change in low earth orbit via the geomagnetic Lorentz force[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(5): 1387-1395.

- [5] Kong E M C, Kwon D W, Schweighar S A, et al. Electromagnetic formation flight for multisatellite arrays[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 41(4): 659-666.
- [6] Hashimoto T. Formation flight control using super conducting magnets[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2002.
- [7] Elias L M, Kwon D W, Sedwick R J, et al. Electromagnetic formation flight dynamics including reaction wheel gyroscopic stiffening effects[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2007, 30(2): 499-511.
- [8] Ahsun U. Dynamics and control of electromagnetic satellite formations[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [9] Ahsun U, Miller D W, Ramirez J L. Control of electromagnetic satellite formations in near-earth orbits[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, 33(6): 1883-1891.
- [10] Alinger D J. System analysis and design for the resonant inductive near-field generation system(RINGS)[D]. Maryland: University of Maryland College Park, 2013.
- [11] Zeng G Q, Hu M. Finite-time control for electromagnetic satellite formations[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 74(3): 120-130.
- [12] 胡敏, 曾国强. 分离模块集群航天器发展概况[J]. 装备指挥技术学院学报, 2011, 22(4): 61-66.  
Hu M, Zeng G Q. Developments of the fractionated spacecraft[J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2011, 22(4): 61-66 (in Chinese).
- [13] Xu Z W, Shi P, Zhao Y S. Optimal control of two-craft electromagnetic formation in circular orbit[C] // *Advanced in the Astronautical Sciences Series: 24th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. San Diego, CA: Univelt Inc., 2014, 152: 2547-2561.
- [14] 张元文, 杨乐平, 朱彦伟, 等. 空间电磁对接的鲁棒协调控制[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(3): 33-37.  
Zhang Y W, Yang L P, Zhu Y W, et al. Coordinated robust control of space electromagnetic docking[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2011, 33(3): 33-37 (in Chinese).
- [15] 苏建敏, 董云峰. 利用人工势函数法的卫星电磁编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 213-217.  
Su J M, Dong Y F. Artificial potential function method for satellite electromagnetic formation control[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(2): 213-217 (in Chinese).
- [16] 张皓. 库仑航天器的动力学与控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.  
Zhang H. The dynamics and control of coulomb spacecrafts[D]. Beijing: Beihang University, 2012 (in Chinese).
- [17] 邵龙飞. 电磁航天器在轨协同运动控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.  
Shao L F. On-orbit operation cooperative control of electromagnetic spacecraft[D]. Beijing: Beihang University, 2014 (in Chinese).
- [18] 赵育善, 师鹏. 航天器飞行动力学建模理论与方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 68-69.  
Zhao Y S, Shi P. Spacecraft flight dynamics modelling theory and method[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012: 68-69 (in Chinese).
- [19] de Queiroz M S, Kapila V, Yan Q G. Adaptive nonlinear control of multiple spacecraft formation flying[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 23(3): 385-390.

## Adaptive control for two-spacecraft electromagnetic formation keeping

XU Zengwen, SHI Peng, ZHAO Yushan\*

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

**Abstract:** Electromagnetic spacecraft formation flying is a new type of spacecraft formation using electromagnetic forces between spacecraft to control relative motion. Primary principles of the relative motion of a two-craft electromagnetic formation were discussed. Analytical solutions of control magnetic moments according to commanded control forces for the case of two-spacecraft electromagnetic formation were developed considering the energy consumption equilibrium. Nonlinear relative motion dynamic models for a two-spacecraft electromagnetic formation were derived based on polar coordinates. Parameter uncertainties of the equations because of the approximation of the electromagnetic model and unknown disturbed forces were analyzed. Nonlinear adaptive feedback control laws for formation keeping were then designed, and the closed-loop dynamic procedure of a two-spacecraft electromagnetic formation in a low earth circular orbit was simulated. Results indicate that the relative motion equations and the adaptive control laws are valid. The formation can effectively converge to desired states and the unknown parameters are estimated accurately. The simulations demonstrate that electromagnetic forces between spacecraft can be used to realize spacecraft formation keeping and the electromagnetic formation flying is feasible.

**Key words:** electromagnetic spacecraft; formation flying; formation keeping; adaptive control; uncertainty

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0834

# 鲁棒的红外小目标视觉显著性检测方法

王刚<sup>1</sup>, 陈永光<sup>2</sup>, 杨锁昌<sup>1</sup>, 高敏<sup>\*1</sup>, 戴亚平<sup>3</sup>

(1. 军械工程学院, 石家庄 050003; 2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

3. 北京理工大学 自动化学院, 北京 100081)



**摘 要:** 鲁棒的红外(IR)小目标检测是自动目标检测的关键技术,低信噪比条件下的红外小目标检测一直是业内研究热点.为了能有效地检测红外小目标,对红外小目标若干表面特征及其视觉显著性进行了分析,提出一种基于多尺度图像块统计序对比度(MOCIP)的红外小目标视觉显著性鲁棒检测方法,采用两步级联多尺度图像块统计序对比度算法抑制背景和噪声,提升目标强度,获得红外小目标显著性图,并利用自适应阈值实现目标检测.本文详细给出了红外小目标视觉显著性的检测算法,使用红外小目标图像对检测性能进行了实验验证,并与其他检测方法进行了对比.实验结果表明,所提出的方法能够在低信噪比条件下克服噪声和复杂背景的影响,有效地对红外小目标视觉显著性进行检测.

**关键词:** 红外(IR)小目标; 图像块; 对比度; 显著性检测; 目标检测; 信噪比(SNR)

**中图分类号:** V249.32<sup>+</sup>6; TP391; TN215

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2309-10

红外(IR)小目标检测技术是自动目标检测的核心技术,对于提高红外制导、防空预警、安全监控等系统的有效作用距离起到关键作用<sup>[1]</sup>,长时间来低信噪比条件下的红外小目标检测一直都是国内外研究的热点.红外小目标尺寸非常小,没有明显的纹理特征和形状信息.同时由于背景物体辐射、成像仪器等因素的影响,红外图像中通常包含严重的起伏背景和噪声<sup>[2]</sup>,这使得红外小目标的检测非常困难.

20世纪80年代以来人们提出了很多红外小目标检测算法,如空域滤波<sup>[3]</sup>、形态学变换<sup>[4-5]</sup>、Contourlet变换<sup>[6]</sup>、Top-Hat变换<sup>[7]</sup>、马尔可夫随机场法<sup>[8]</sup>、机器学习法<sup>[9]</sup>等,但是多数算法仍然存在条件假定苛刻、检测能力有限等问题,复杂背景

下的红外小目标检测仍然是一个挑战性课题.受到人类视觉机制的启发,基于视觉显著性<sup>[10-11]</sup>和尺度空间<sup>[11-12]</sup>的算法引起了研究人员的广泛注意.人类视觉系统具有视觉注意机制,能高效地将复杂场景中的众多视觉数据按重要性进行优先选择,有效地忽略噪声的影响.单幅图像的显著性检测方法主要有Itti法<sup>[13]</sup>、图论视觉显著性(Graph-Based Visual Saliency, GBVS)法<sup>[14]</sup>、频谱残差法(Hou法)<sup>[15]</sup>和视觉反差(Visual Contrast, VC)法<sup>[16]</sup>等.但这些显著性检测方法大多基于自下而上的视觉注意机制,属于面目标图像通用检测,对噪声的影响非常敏感,用于检测红外小目标时鲁棒性较差.也有文献提出了若干面向红外小目标显著性检测方法,文献[17]提出了一种简化中央

收稿日期: 2014-12-31; 录用日期: 2015-01-30; 网络出版时间: 2015-05-29 16:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150529.1638.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61141009); 装备预研重点基金(9140A05040114JB34015); 装备预研基金(9140A0505313JB34001)

作者简介: 王刚(1988—),男,山东日照人,博士研究生, g\_wang@foxmail.com

\* 通讯作者: 高敏(1963—),男,山西临汾人,教授,博士生导师, gaomin1964@yeah.net, 主要研究方向为弹箭信息化理论与技术、多用途导弹设计与评估.

**引用格式:** 王刚, 陈永光, 杨锁昌, 等. 鲁棒的红外小目标视觉显著性检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2309-2318. Wang G, Chen Y G, Yang S C, et al. Robust visual saliency detection method for infrared small target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2309-2318 (in Chinese).

凹 log-polar 的离散非线性多层采样预检测模型, 但该方法主要面向序列图像, 且易受噪声影响; 文献[18]也提出了一种针对红外序列图像的串行方法, 在计算速度方面具有优势, 但目标检测率较低, 鲁棒性有待提高; 文献[19]提出了一种基于改进局部对比度的小目标显著性检测方法, 但该方法必须预先获知小目标的实际尺寸才能取得较好的效果, 而且对盐噪声敏感, 在实际应用中存在较大局限性。

分析红外小目标特性可知, 其背景主要是平缓区域, 通常也会伴有起伏杂波, 目标通常与相邻背景不连续, 具有孤立性, 因而可以利用其显著性定位红外小目标。但是像素尺度亮噪声 (Pixel-sized Noises with High Brightness, PNHB) 能够极大影响传统方法的显著性检测效果<sup>[19]</sup>, 而且由于红外小目标尺寸很小, 强度较弱, 如果采用一般去噪方法 (如最大-中值 (Max-Median) 滤波、最大-均值 (Max-Mean) 滤波<sup>[20]</sup>) 进行预处理, 则目标本身往往也会被明显削弱, 影响后续检测效果。

鉴于以上考虑, 本文基于红外小目标的若干表观特征及视觉显著性, 提出一种基于图像块统计序对比度 (Ordered Contrast of Image Patch, OCIP) 的红外小目标显著性鲁棒检测方法。首先对原始图像进行尺度扩展; 然后在每个像素位置计算对应的多尺度图像块统计序对比度 (Multiscale Ordered Contrast of Image Patch, MOCIP), 并进行最大值池操作获得初级显著性图, 使得噪声和背景受到抑制; 进而提高统计序参数, 并对归一化的初级显著性图再次计算其高序的 MOCIP 获得显著性图; 最后以自适应阈值法检出目标。本文详细给出了红外小目标视觉显著性鲁棒检测算法, 使用红外小目标图像对检测性能进行了实验验证, 并与其他检测方法进行了对比。

## 1 红外小目标视觉显著特征

### 1.1 生物视觉注意机制

人类视觉系统能够迅速将注意力选择性地集中在显著区域<sup>[21]</sup>。这种视觉特性有助于剔除冗余信息, 将计算资源更多地用于感兴趣区域, 能有效提高信息处理效率<sup>[22]</sup>。视觉注意机制方式有两类: 一类是显著驱动和任务独立的自下而上 (bottom-up) 方式, 另一类是意志控制和任务相关的自上而下 (top-down) 方式<sup>[21]</sup>。

自上而下的视觉注意机制主要基于生物学研究发现的若干模型。生物学研究发现灵长类动

物的初级视觉皮层含有大量简单细胞和复杂细胞<sup>[16-23]</sup>。其中简单细胞只感受视野中的局部区域; 复杂细胞是简单细胞集群的一种非线性时空整合, 将局部单元信息汇集成具有全局意义的特征后, 视觉系统便能感知显著区域。计算机视觉领域对单幅图像的显著性检测主要面向 RGB 图像, 大多采用自下而上的方法, 需要综合计算颜色、亮度、方向等信息, 检测分割的结果往往是最突出的面目标。

自上而下的注意, 也称作任务驱动的注意选择, 由人的“认知因素”决定, 比如知识、预期和当前的目标等。自上而下的注意能够对自下而上的模型进行影响, 以目标所体现的显著特征作为指导。该方法在已知目标部分特征和背景复杂时能够取得比单纯自下而上方式更好的效果。但是目前为止自上而下任务驱动型注意的生理机制及计算原理尚未取得有效的生物学解释<sup>[21]</sup>。

### 1.2 红外小目标若干表观特征及其视觉显著性

随着隐身技术的发展, 目标自身的红外辐射强度越来越小, 同时由于大气辐射等自然因素以及红外传感器固有噪声的影响, 目标常淹没在复杂背景和噪声中, 没有颜色特征、纹理特征和形状信息。在远距离观测目标时, 目标在传感器中形成的图像尺寸非常小。国际光学工程学会 (Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, SPIE) 在 2014 年国际小目标信号数据处理会议 (Signal and Data Processing of Small Targets 2014) 上将小目标的标准定为 100 像素 (例如 10 pixels × 10 pixels) 以下<sup>[24]</sup>。

信噪比低、背景复杂的红外小目标的灰度值在整幅图像中不一定是最高的, 但是通常还是在一定程度上高于其局部背景, 目标区域的周围存在环绕的低灰度背景区, 因此具有孤立的显著性。背景中平缓区域的灰度起伏变化小, 显著度较小。云层、建筑、天际线等杂波作为背景时起伏较大, 灰度值较高, 但这些背景通常为二维面区域, 与周边邻域相容, 不存在环绕的低灰度区域, 没有孤立特性。

在实际观察红外小目标图像时, 人类视觉系统往往能够很好地实现目标检测。分析其原因, 从自下而上的角度看, 因为红外小目标的灰度强度在一定程度上高于其局部背景, 而且目标周围存在环绕的低灰度区, 因此目标具有孤立的显著性。从自上而下的方面看, 人眼在搜索红外图像中的小目标时带有一定的先验信息, 根据搜索任

务所确定的特征(即红外小目标的表观特征)处理图像,确定感兴趣区域,有选择地抑制背景和噪声.

## 2 基于 MOCIP 的小目标显著性检测

### 2.1 图像块操作

图像块操作使用局部图像块信息代替对应的像素信息,因而能更好地研究图像的区域特征,近来在图像处理中得到了广泛应用<sup>[25]</sup>.

本文将尺度为  $s$  的图像块定义为  $s \times s$  个像素的方块区域,并在每个像素位置生成对应的图像块.根据小目标的尺寸范围<sup>[24]</sup>,令  $s = 3, 5, 7, 9$ .如图 1 所示,类似像素邻域的概念,将图像块在水平、垂直和对角方向相邻的图像块  $N_1 \sim N_8$  定义为中心图像块  $P$  的 8 邻域.由于图像块占有多个像素,为了避免因图像块操作造成图像边缘区域小目标的漏检,需要根据图像块尺度对原始图像进行扩展.

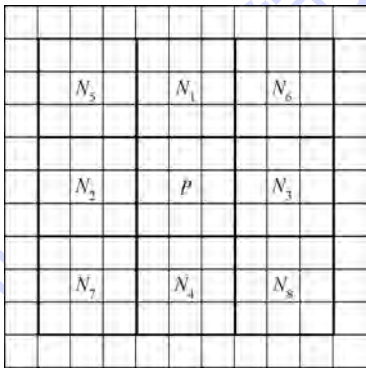


图 1 图像块及其 8 邻域

Fig. 1 Image patch and its 8-neighborhood

定义图像空间  $\mathbf{R}^2$ , 原始红外图像为  $I_1 \subset \mathbf{R}^2$ ,  $I_1$  的元素为  $f$ ; 扩展后的红外图像为  $I_E \subset \mathbf{R}^2$ ,  $I_E$  的元素为  $f_E$ ; 中心位置位于  $(i, j)$  的图像块  $I_P^{(i,j)} \subset I_E$ , 其元素为  $f_P^{(i,j)}$ ; 该图像块的邻域  $I_N^{(i,j)}(h) \subset I_E (h = 1, 2, \dots, 8)$ , 其元素为  $f_N^{(i,j)}(h)$ . 定义  $F_E$  为扩展图像算子,  $F_P$  为图像块生成算子,  $F_N$  为图像块邻域生成算子, 则  $I_E = F_E(I_1)$ ,  $I_P^{(i,j)} = F_P(I_E, i, j)$ ,  $I_N^{(i,j)}(h) = F_N^{(h)}[I_E, I_P^{(i,j)}]$ .

扩展图像算子  $F_E$  包括三部分, 首先对原始图像进行 Max-Mean 滤波获得图像  $I_F$ , 像素为  $f_F$ , 然后计算  $I_F$  的上、下、左、右边缘对应尺度  $s$  的灰度平均值, 最后, 以该平均灰度值将图像向四个方向扩展  $s$  行(或列). 对于尺寸为  $m_1 \times n_1$  的滤波图像, 边缘灰度值的计算方法为

$$\begin{cases} M_{\text{left}}(p) = \frac{1}{s} \sum_{j=1}^s f_F(p, j) & p = 1, 2, \dots, m_1 \\ M_{\text{right}}(p) = \frac{1}{s} \sum_{j=n_1-s+1}^{n_1} f_F(p, j) & p = 1, 2, \dots, m_1 \\ M_{\text{top}}(p) = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^s f_F(i, p) & p = 1, 2, \dots, n_1 \\ M_{\text{bottom}}(p) = \frac{1}{s} \sum_{i=m_1-s+1}^{m_1} f_F(i, p) & p = 1, 2, \dots, n_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $M_{\text{left}}(p)$ 、 $M_{\text{right}}(p)$ 、 $M_{\text{top}}(p)$  和  $M_{\text{bottom}}(p)$  分别为对应尺度  $s$  的左、右、上、下边缘的第  $p$  个平均灰度值. 扩展图像时可将边缘灰度复制  $s$  行(或列), 并按方向拼接在原始图像  $I_1$  上. 原始图像四个角方向也需分别扩展  $s \times s$  的图像矩阵, 其灰度值可以使用最临近的边缘灰度值求平均. 扩展后的图像  $I_E$  分辨率为  $m_2 \times n_2 = (m_1 + 2s) \times (n_1 + 2s)$ .

在扩展的图像  $I_E$  的  $(i, j)$  上生成  $s$  尺度图像块的方法为

$$I_P^{(i,j)} = F_P(I_E, i, j) = I_E((s+i):(2s+i-1), (s+j):(2s+j-1)) \quad (2)$$

式中:  $I(i_1:i_2, j_1:j_2)$  为选择图像  $I$  的  $i_1$  至  $i_2$  行,  $j_1$  至  $j_2$  列的元素生成新的图像矩阵. 同样根据图像块  $I_P^{(i,j)}$  的中心像素位置可生成  $I_P^{(i,j)}$  的 8 邻域.

### 2.2 OCIP 及其与小目标显著性的关系

生物学研究表明, 对比度是视觉系统编码最重要的部分<sup>[11]</sup>. 数字图像处理领域通常使用图像局部均值的二阶矩作为局部对比度的度量, 主要用于描述纹理等特性. 本文拟将图像块邻域间的对比特性作为局部特征, 模拟简单细胞获取的局部信息, 再将所有局部信息汇聚成显著性图, 构成复杂细胞获取的全局信息. 同时在利用图像块邻域间的对比特性时也要考虑抑制 PNHb 的影响. 因此本文提出一种基于图像块的统计序对比度计算方法, 将中心像素位于  $(i, j)$  且尺度为  $s$  的图像块与邻域的统计序对比度定义为

$$C_s^{(i,j)}(k, l) = \frac{(\text{sort}_k(I_P^{(i,j)}))^2}{\text{sort}_l(\text{mean}(I_N^{(i,j)}(h)))} \quad (3)$$

$h = 1, 2, \dots, 8$

式中:  $\text{sort}_k(I_P^{(i,j)})$  为中心位于  $(i, j)$  的图像块中的所有像素灰度值升序排列的第  $k$  个灰度值, 由于尺度为  $s$  的图像块像素个数为  $s \times s$ , 因此  $k$  的取值范围为  $[1, s^2]$  且  $k \in \mathbf{N}^+$ ;  $\text{mean}(I_N^{(i,j)}(h))$  为第  $h$

个邻域内的灰度均值;  $\text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))$   
 $h=1,2,\dots,8$   
 为对邻域灰度均值升序排列的第  $l$  个均值,  $l$  的取值范围为  $[1,8]$  且  $l \in \mathbf{N}^+$ .

分析可知, OCIP 共有  $8 \times s^2$  种情况. 当  $l$  取定值时, 在  $k=1$  时取最小对比度,  $k=s^2$  时为最大对比度, 当  $k=s^2/2$  时为中值对比度或近似中值对比度. 为了方便计算, 引入统计序参数  $w \in (0,1]$ , 令  $k = \lceil w \times s^2 \rceil$ , 其中  $\lceil \cdot \rceil$  为上取整操作.  $k$  带入式(3)得

$$C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil, l) = \frac{(\text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}))^2}{\text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))} \quad (4)$$

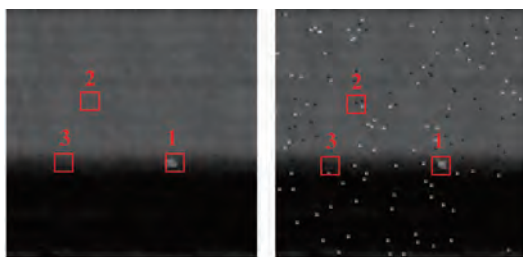
下面结合实际图像分析 OCIP 与小目标表现特性的关系. 图 2 左列为一幅含有红外小目标的图像及对应的局部图, 右列为添加噪声的红外小目标图像及对应局部图, 其中区域 1、区域 2 和区域 3 分别为目标区、平缓背景区和天际线杂波区.

当尺度为  $s$  的图像块恰好包含目标时, 如图 2(a) 中区域 1 和图 2(b). 因为目标灰度值具有局部显著性, 因此图像块中像素灰度值普遍高于邻域中背景像素的灰度值. 由于像素尺度亮噪声的存在, 图像块中最大灰度值不一定是属于目标, 也可能是噪声. 图像块灰度顺序特征 (如中值) 和均值能够比较好地表现目标区特性, 当  $w$  取合理范围 (例如  $w \in [0.5, 0.8]$ ) 时, 对任意  $l$ , 通常满足

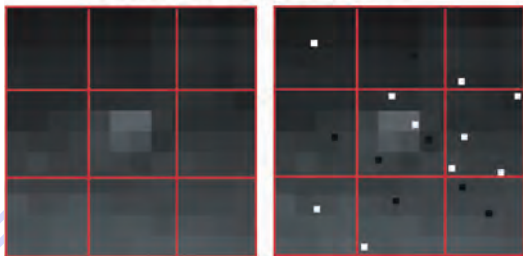
$$\begin{cases} \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))$  为第  $h$  个邻域内的灰度中值.

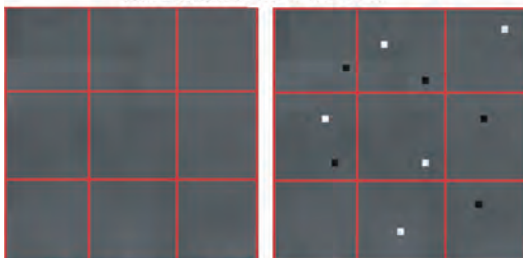
当图像块位于平缓的背景区时, 如图 2(a) 中区域 2 和图 2(c), 如果邻域中存在杂波或者目标, 则图像块中像素灰度值普遍比该邻域中背景像素的灰度值低; 若图像块邻域也为平缓背景区, 则图像块中像素灰度值普遍与邻域中背景像素的灰度值相当. 因此, 当  $w$  取合理范围 (例如  $w \in [0.5, 0.8]$ ) 时, 对任意  $l$ , 位于平缓背景区的图像块以较高的概率满足



(a) 红外目标图像及添加噪声的图像



(b) 区域1所在图像块及其邻域



(c) 区域2所在图像块及其邻域



(d) 区域3所在图像块及其邻域

图 2 红外小目标图像特性与 OCIP 关系示意图

Fig. 2 Demonstration of relationship between characteristic of infrared small targets image and OCIP

$$\begin{cases} \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) < \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) < \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) < \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) < \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \end{cases}$$

$$\text{或} \begin{cases} \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \end{cases} \quad (6)$$

当图像块位于云层、天际线、杂波类等高灰度

背景区时,如图 2(a)中区域 3 和图 2(d),因为该类背景没有孤立性,其邻域中总会存在相容杂波,图像块中像素灰度值与该邻域内像素的灰度值大致相当(此时该邻域对应的  $l$  较大);若图像块的邻域为平缓背景,则图像块中像素灰度值普遍高于该邻域内像素的灰度值(此时该邻域对应的  $l$  较小).因此,对于所有邻域  $h$ ,当  $w$  取合理范围(例如  $w \in [0.5, 0.8]$ )时,对于较大的  $l$ ,同样满足式(6);对于较小的  $l$ ,通常满足

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \end{array} \right.$$

$$\text{或} \left\{ \begin{array}{l} \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \\ \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) \approx \text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \end{array} \right. \quad (7)$$

根据以上分析可知,红外小目标的表现特征与 OCIP 存在密切关联,而且 OCIP 能够较好地排除 PNH 干扰.更为重要的是,当  $l$  较大时,OCIP 对于目标和非目标的显著程度有很好的区分性,因此,取  $l = 8$ .考虑到每个图像块有 8 个邻域且

$$\text{sort}_l(\text{median}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))) \text{ 的计算复杂度高于}$$

$$\text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))), \text{ 因此计算时选择指标}$$

$$\text{sort}_l(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h))).$$

因此,式(8)和式(9)均能一定程度地区分红外小目标:

$$C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil) = \frac{(\text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}))^2}{\text{sort}_{l=8}(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))} = \frac{(\text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}))^2}{\max_{h=1,2,\dots,8}(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))} \quad (8)$$

$$C_s^{(i,j)'} = \frac{(\text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}))^2}{\text{sort}_{l=8}(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))} = \frac{(\text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}))^2}{\max_{h=1,2,\dots,8}(\text{mean}(\mathbf{I}_N^{(i,j)}(h)))} \quad (9)$$

式中:  $\max(\cdot)$  为求最大值算子,  $w \in [0.5, 0.8]$ .

由第 1.2 节分析与式(8)和式(9),对于位于小目标区域的图像块,在  $w \in [0.5, 0.8]$  时通常满足  $C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil) > \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$ ,  $C_s^{(i,j)'} > \text{mean}$

$(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$ ; 位于杂波区和平缓背景的图像块,一般有  $C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil) < \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$  或  $C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil) \approx \text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$ ,  $C_s^{(i,j)'} < \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$  或  $C_s^{(i,j)'} \approx \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$ . 因此  $C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil)$  和  $C_s^{(i,j)'}$  相比原始图像均能提升目标强度,抑制背景与杂波.又因为在  $w \in [0.5, 0.8]$  时通常有  $\text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(\mathbf{I}_P^{(i,j)}) > \text{mean}(\mathbf{I}_P^{(i,j)})$ , 因此式(8)能够更好地表征显著性,突显小目标区域.综上所述,本文采用式(8)作为 OCIP 的计算公式.

### 2.3 基于级联 MOCIP 的小目标显著性检测

在图像空间  $\mathbf{R}^2$  根据式(8)定义  $s$  尺度 OCIP 显著性图  $\mathbf{I}_C$ , 其元素为  $f_c(i, j) = C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil)$ . 下面根据尺度空间思想计算  $s = 3, 5, \dots, 9$  的 MOCIP 显著性图.

研究显示,视觉皮层中简单细胞和复杂细胞的沟通桥梁是计算池模型,最大化计算池模型是简单细胞向复杂细胞汇集的方式<sup>[26]</sup>.又由于多尺度最大值合并操作的结果具有尺度不变性<sup>[11]</sup>,因此将各尺度 OCIP 进行最大值合并操作得到全局图像块统计序对比特性图  $\mathbf{I}_C$ , 其元素为  $f_c(i, j)$ , 其方法为

$$f_c(i, j) = \max_{s=3,5,\dots,9}(f_c^s(i, j)) \quad (10)$$

在图像空间  $\mathbf{R}^2$  定义图像块统计序对比度显著性图  $\mathbf{I}_C$ , 其元素为  $f_c(i, j) = C^{(i,j)}$ . 首先以参数  $w_1$  计算初级显著性图  $\mathbf{I}_{C_1}$ , 相比原始图像  $\mathbf{I}_1$  图像中的噪声和背景得到了抑制,目标得到了突显.此时可适当增大统计序参数  $w_2 = w_1 + \Delta w$ , 然后计算  $\mathbf{I}_{C_1}$  的 MOCIP, 获得红外小目标显著性图  $\mathbf{I}_{C_2}$ , 最后再使用自适应阈值  $\text{Th}$  检出目标.  $\text{Th}$  的计算公式为

$$\text{Th} = \text{mean}(\mathbf{I}_C) + r \times \text{std}(\mathbf{I}_C) \quad (11)$$

式中:  $\text{std}(\cdot)$  为计算标准差算子;  $r$  为常数. 由于红外小目标图像中大部分为背景,在显著性图中只有目标会被突显,因此目标区域会成为  $\mathbf{I}_C$  中的奇异值,远离其均值.参考高斯分布与其均值和标准差的关系,将  $r$  设为 3~5, 其值越小,目标检测率和虚警率可能越高,反之则检测率和虚警率越低.

生成红外小目标显著性图并检出目标的算法伪代码如下:

第 1 步: 输入  $\mathbf{I}_1$ ; 设置  $w$  与  $\Delta w$ ; 计算分辨率  $m_1 \times n_1$ ;

第 2 步:

for  $t = 0:1$

$$\mathbf{I}_E = F_E(\mathbf{I}_1);$$

$$\text{for } s = 3:2:9$$

$$I_P^{(i,j)} = F_P(I_E, i, j);$$

$$I_N^{(i,j)}(h) = F_N^{(h)}(I_E, I_P^{(i,j)});$$

$$w = w + t \times \Delta w;$$

for  $i = 1 : m_1$

for  $j = 1 : n_1$

$$f_C^s(i, j) = C_s^{(i,j)}(\lceil w \times s^2 \rceil) =$$

$$\frac{(\text{sort}_{\lceil w \times s^2 \rceil}(I_P^{(i,j)}))^2}{\max(\text{mean}_{h=1,2,\dots,8}(I_N^{(i,j)}(h)))}$$

end

end

end

$$f_C(i, j) = \max_{s=3,5,\dots,9}(f_C^s(i, j))$$

$$I_1 = I_C;$$

end

第3步:  $\text{Th} = \text{mean}(I_C) + r \times \text{std}(I_C)$ , 检出目标.

### 3 实验结果与分析

本文实验硬件平台基于 2.20 GHz 英特尔酷睿 2 双核处理器、内存为 2 GB 的笔记本电脑;软件平台为 MATLAB® R2011b. 为了描述红外图像质量和复杂程度,引入红外图像工程中常用的全局信噪比 GSNR<sup>[10]</sup>与局部信噪比 LSNR 作为评价参数,其计算公式分别为

$$\text{GSNR} = \frac{|\mu_t - \mu_g|}{\sigma_g} \quad (12)$$

$$\text{LSNR} = \frac{|\mu_t - \mu_b|}{\sigma_1} \quad (13)$$

式中:  $\mu_t$  为目标区的灰度均值;  $\mu_g$  为全局图像的灰度均值;  $\mu_b$  为目标所在局部区域背景的灰度均值;  $\sigma_1$  为目标所在局部区域的标准差;  $\sigma_g$  为整幅图像的标准差.

#### 3.1 本文算法显著性检测效果

为验证本文算法对红外小目标显著性检测的性能,采用 4 幅分辨率为 128 pixels × 128 pixels 且含有红外小目标的图像(见图 3(a))对算法有效性进行验证,其中第 1 幅(目标 1)为地空复杂背景中的飞机目标,取自俄亥俄州立大学(OSU)红外图像数据集,第 2 幅(目标 2)为复杂云层背景中的飞机目标,取自文献[3],第 3 幅(目标 3)为第 2 幅图像添加噪声密度为 0.2 的椒盐噪声生成的图像,第 4 幅(目标 4)为第 2 幅添加均值为 0、方差为 0.02 的高斯白噪声生成的图像,算法中参数  $w$  与  $\Delta w$  分别取 0.55 与 0.15.

表 1 列出了图 3 中 4 幅目标图像的 GSNR、

LSNR 和目标位置坐标. 图 3(b)为原始红外图像的三维显示图;图 3(c)为经过单次 MOCIP 处理的初级显著性图;图 3(d)为初级显著性图的三维显示图;图 3(e)为级联 MOCIP 处理的显著性图及目标检测结果;图 3(f)级联 MOCIP 为显著性图的三维显示图. 从图 3 和表 1 中可以看出,虽然这 4 幅图像中小目标均可通过主观视觉检出,但几乎都被杂波所淹没,背景较为复杂,目标信噪比很低. 实验结果表明本文算法能够较好地抑制复杂背景和噪声,在低信噪比条件下获得红外小目标的视觉显著性图并有效检出目标.

表 1 实验图像中目标的相关参数

Table 1 Related parameters of targets in experimental images

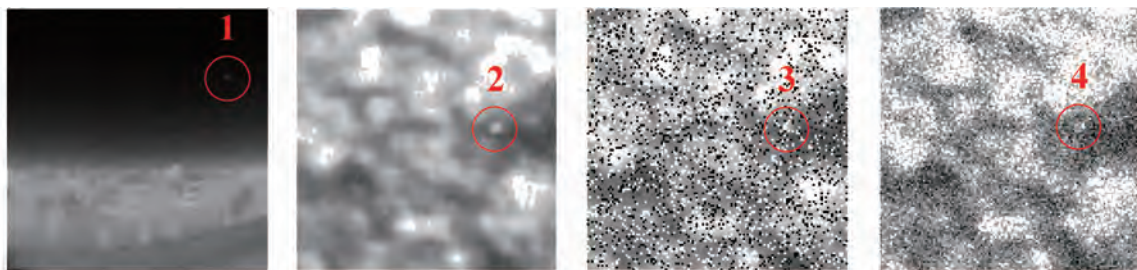
目标	1	2	3	4	5	6
GSNR	0.80	0.47	0.18	0.49	1.70	0.36
LSNR	1.25	0.64	0.38	0.26	1.54	0.28
位置	(108,33)	(98,58)	(98,58)	(98,58)	(96,43)	(96,43)

#### 3.2 与其他检测方法的对比

为了进一步衡量算法的有效性,将本文 MOCIP 算法与基于 Max-Median 滤波的检测方法<sup>[20]</sup>、Top-Hat 法<sup>[4]</sup>、Itti 显著性检测法<sup>[13]</sup>、GBVS 法<sup>[14]</sup>、Hou 法<sup>[15]</sup>和 VC 法<sup>[16]</sup>进行了对比.

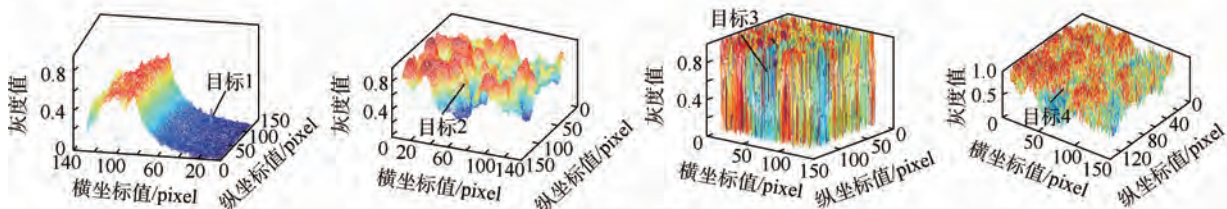
如图 4 所示,实验采用分辨率为 128 pixels × 128 pixels 的两幅红外小目标图像,其中第 1 幅(目标 5)为云层背景下的红外小目标图像,信噪比较高,通过主观视觉可以较容易地检出目标;第 2 幅(目标 6)为第 1 幅添加均值为 0、方差为 0.01 的高斯白噪声和密度为 0.1 的椒盐噪声的复合图像,信噪比很低,通过主观视觉仅能勉强检出目标. 表 1 列出了图 3 和图 4 中的 6 幅目标图像的 GSNR、LSNR 和目标位置坐标. 算法中参数  $w$  与  $\Delta w$  分别取 0.55 与 0.15.

在图 4 中,图 4(a)为两幅原始图像及对应的三维网状显示图;图 4(b)为 Max-Median 滤波检测结果,图 4(c)为 Top-Hat 法检测结果,图 4(d)为 Itti 法检测结果,图 4(e)为 GBVS 法检测结果,图 4(f)为 Hou 法检测结果,图 4(g)为 VC 法检测结果,图 4(h)为采用本文 MOCIP 法检测结果. 对比实验结果可知,传统红外小目标检测方法及视觉显著性检测方法能够很好地对高信噪比目标进行显著性检测,但抗噪能力较弱,鲁棒性较差,对低信噪比小目标的检测性能较差,甚至失去检测能力. 而本文提出的基于 MOCIP 的方法在高信噪比和低信噪比条件下均能实现对小目标的显著性检测.

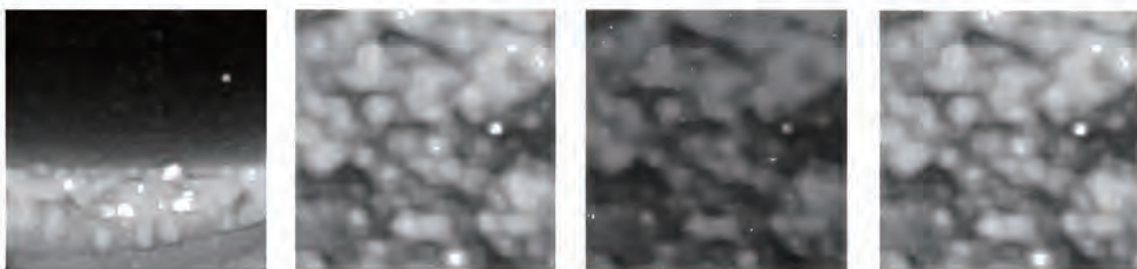


目标1 目标2 目标3 目标4

(a) 原始红外图像

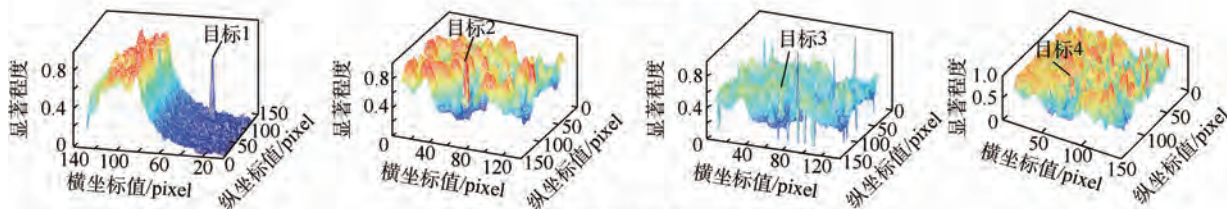


(b) 原始红外图像三维显示

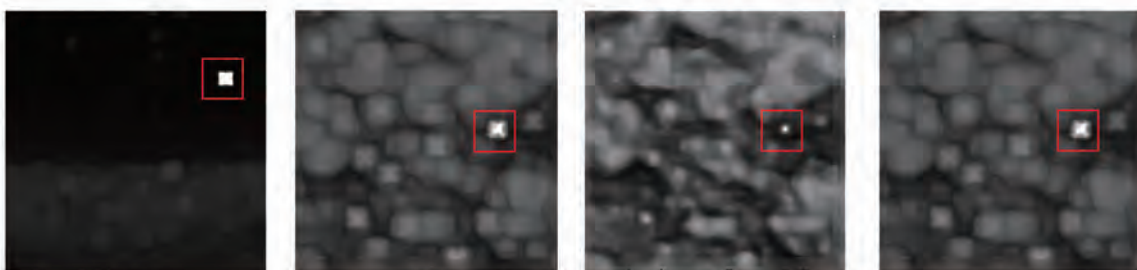


目标1 目标2 目标3 目标4

(c) 初级MOCIP显著性图

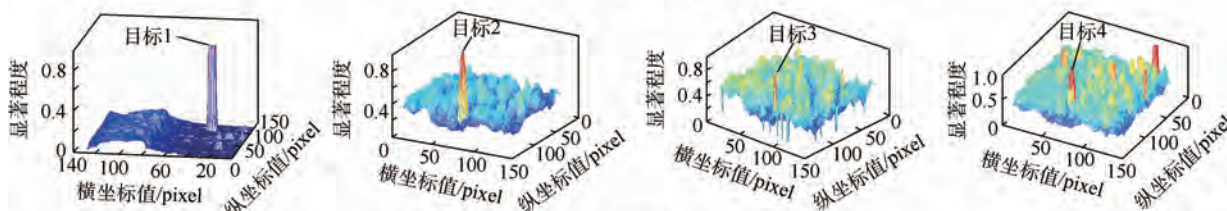


(d) 初级MOCIP图三维显示



目标1 目标2 目标3 目标4

(e) 级联MOCIP显著性图



(f) 级联MOCIP图三维显示

图 3 本文算法性能验证实验结果

Fig. 3 Validation experiments results of proposed method

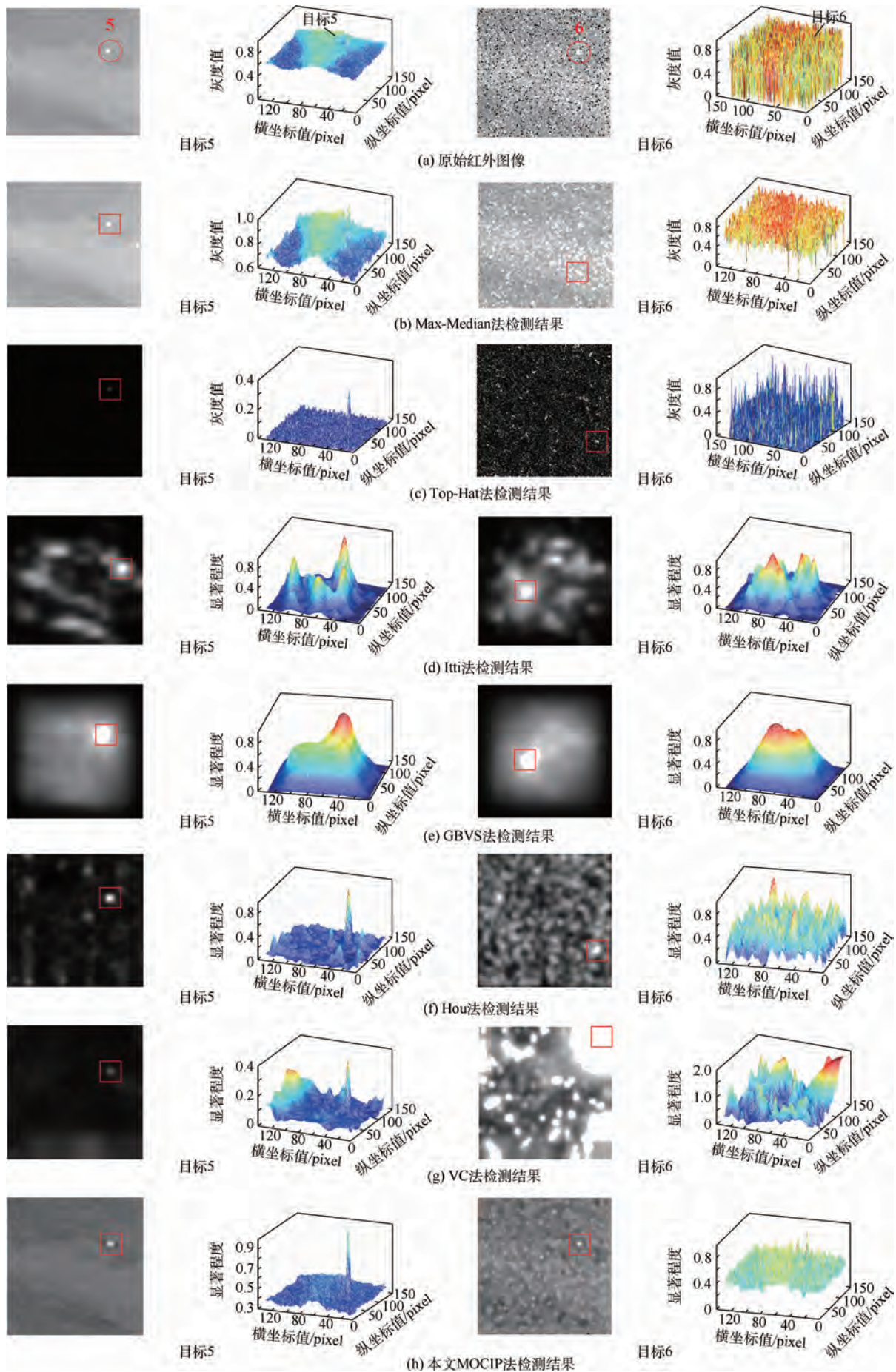


图4 红外小目标显著性检测对比实验结果

Fig. 4 Results of comparison experiments in detecting the saliency of infrared small target

## 4 结 论

本文对红外小目标若干表观特征及其视觉显著性进行了分析,受视觉注意机制启发提出一种基于图像块的红外小目标视觉显著性鲁棒检测方法,采用级联 MOCIP 算法获得红外小目标显著性图,然后利用自适应阈值能够有效实现目标检测.使用了红外小目标图像对检测性能进行了实验,并与其他检测方法进行了对比.实验结果表明:

1) 所提出的方法能够在背景复杂和低信噪比条件下有效地实现红外小目标显著性检测,在所有实验图像中均能有效地检测出红外小目标.

2) 在应用于红外小目标检测时,本文方法对小目标视觉显著性的检测性能优于 Max-Median 滤波法、Top-Hat 法、Itti 法、Hou 法、GBVS 法、VC 法等传统显著性检测和小目标检测方法,具备可观的抗噪能力,体现出较好的鲁棒性,也能够有效降低虚警率.

需要指出的是,本文提出的方法基于视觉注意机制,能够有效抑制 PNH,在强噪声条件下对单个像素小目标检测能力有限,因此应用的前提是红外目标具有高出周围背景的灰度值且主观视觉可辨.

### 参考文献 (References)

- [1] Liu L, Huang Z. Infrared dim target detection technology based on background estimate [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2014, 62: 59-64.
- [2] 毛峡,常乐,刁伟鹤.复杂背景下红外点目标探测概率估算[J].北京航空航天大学学报,2011,37(11):1429-1434.  
Mao X, Chang L, Diao W H. Estimation for detection probability of infrared point target under complex backgrounds [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(11): 1429-1434 (in Chinese).
- [3] 刘运龙,薛雨丽,袁素真,等.基于局部均值的红外小目标检测算法[J].红外与激光工程,2013,42(3):814-822.  
Liu Y L, Xue Y L, Yuan S Z, et al. Infrared small targets detection using local mean [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 814-822 (in Chinese).
- [4] Tom V T, Peli T, Leung M, et al. Morphology-based algorithm for point target detection in infrared backgrounds [C] // *Optical Engineering and Photonics in Aerospace Sensing*. Bellingham, WA: International Society for Optics and Photonics, 1993: 2-11.
- [5] 方义强,程正东,樊祥,等.一种基于方差标记的形态学红外小目标检测算法[J].电子学报,2015,43(2):338-343.  
Fang Y Q, Cheng Z D, Fan X, et al. A morphology algorithm for IR dim target detection based on variance-mark [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2015, 43(2): 338-343 (in Chinese).
- [6] 马科,彭真明,何艳敏,等.改进的非下采样 Contourlet 变换红外小目标检测方法[J].强激光与粒子束,2013,25(11): 2811-2815.  
Ma K, Peng Z M, He Y M, et al. An improved method for dim infrared target detection with nonsubsampling contourlet transform [J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2013, 25(11): 2811-2815 (in Chinese).
- [7] Bai X, Zhou F. Analysis of new top-hat transformation and the application for infrared dim small target detection [J]. *Pattern Recognition*, 2010, 43(6): 2145-2156.
- [8] 薛永宏,饶鹏,樊士伟,等.基于生成 MRF 和局部统计特性的红外小目标检测算法[J].红外与毫米波学报,2013,32(5): 431-436.  
Xue Y H, Rao P, Fan S W, et al. Infrared dim small target detection algorithm based on generative Markov random field and local statistic characteristic [J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2013, 32(5): 431-436.
- [9] 许庆哈,金立左,费树岷.采用监督特征学习的红外小目标检测[J].东南大学学报:自然科学版,2011,41(5): 1008-1012.  
Xu Q H, Jin L Z, Fei S M. Small infrared target detection via supervised feature learning [J]. *Journal of Southeast University: Natural Science Edition*, 2011, 41(5): 1008-1012 (in Chinese).
- [10] 胡曦,赵佳佳,曹原,等.基于显著性及主成分分析的红外小目标检测[J].红外与毫米波学报,2010,29(4):303-306.  
Hu T, Zhao J J, Cao Y, et al. Infrared small target detection based on saliency and principle component analysis [J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2010, 29(4): 303-306 (in Chinese).
- [11] Chen C, Philip L, Li H, et al. A local contrast method for small infrared target detection [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2014, 52(1): 574-581.
- [12] Yang C, Ma J, Zhang M, et al. Multiscale facet model for infrared small target detection [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2014, 67: 202-209.
- [13] Itti L, Koch C, Niebur E. A model of saliency-based visual attention for rapid scene analysis [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1998, 20(11): 1254-1259.
- [14] Harel J, Koch C, Perona P. Graph-based visual saliency [C] // *Proceedings of the 20th Annual Conference on Neural Information Processing Systems, NIPS 2006*. New York: Neural Information Processing System Foundation, 2007: 545-552.
- [15] Hou X D, Zhang L. Saliency detection: A spectral residual approach [C] // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 2007)*. Washington, D. C.: IEEE Computer Society Press, 2007: 1-8.
- [16] 李德仁,胡晓光,朱欣焰.基于视觉反差的显著图生成与目标检测[J].武汉大学学报:信息科学版,2012,37(4): 379-383.  
Li D R, Hu X G, Zhu X Y. Visual contrast based saliency map generation and object detection [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2012, 37(4): 379-383 (in Chinese).
- [17] 王岳环,张天序.基于视觉注意机制的实时红外小目标检测[J].华中科技大学学报,2001,29(6):7-9.  
Wang Y H, Zhang T X. Real-time pre-detection for IR small

- target based on attention mechanism [J]. Journal of Huazhong University of Science & Technology, 2001, 29(6): 7-9 (in Chinese).
- [18] 姚迅, 李德华, 黄飞, 等. 基于视觉注意机制的红外图像小目标检测方法 [J]. 武汉大学学报: 工学版, 2006, 39(6): 108-112.  
Yao X, Li D H, Huang F, et al. Detection of small target in infrared image sequences based on attention mechanism [J]. Engineering Journal of Wuhan University, 2006, 39(6): 108-112 (in Chinese).
- [19] Han J, Ma Y, Zhou B, et al. A robust infrared small target detection algorithm based on human visual system [J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2014, 11(12): 2168-2172.
- [20] Deshpande S D, Meng H E, Venkateswarlu R, et al. Max-mean and max-median filters for detection of small targets [C] // SPIE's International Symposium on Optical Science, Engineering, and Instrumentation. Bellingham, WA: International Society for Optics and Photonics, 1999: 74-83.
- [21] 黎万义, 王鹏, 乔红. 引入视觉注意机制的目标跟踪方法综述 [J]. 自动化学报, 2014, 40(4): 561-576.  
Li W Y, Wang P, Qiao H. A survey of visual attention based methods for object tracking [J]. Acta Automatica Sinica, 2014, 40(4): 561-576 (in Chinese).
- [22] Frintrop S, Rome E, Christensen H I. Computational visual attention systems and their cognitive foundations: A survey [J]. ACM Transactions on Applied Perception, 2010, 7(1): 1-39.
- [23] Frintrop S. Computational visual attention [M] // Computer Analysis of Human Behavior. London: Springer, 2011: 69-101.
- [24] Drummond O E. Introduction [C] // Proceedings of SPIE: Signal and Data Processing of Small Targets. Bellingham, WA: International Society for Optics and Photonics, 2014, 9092: 909201-9-909201-12.
- [25] Buades A, Coll B, Morel J M. A non-local algorithm for image denoising [C] // Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 2005). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, 2: 60-65.
- [26] Sakai K, Tanaka S. Spatial pooling in the second order spatial structure of cortical complex cells [J]. Vision Research, 2000, 40(7): 855-871.

## Robust visual saliency detection method for infrared small target

WANG Gang<sup>1</sup>, CHEN Yongguang<sup>2</sup>, YANG Suochang<sup>1</sup>, GAO Min<sup>\*1</sup>, DAI Yaping<sup>3</sup>

(1. Shijiazhuang Mechanical Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

3. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** As a key technique in automatic target detection, robust detection of small infrared target at low signal-to-noise ratio has received a lot of attentions. In order to detect infrared (IR) small targets efficaciously, the apparent characteristics and visual saliency of infrared small target were both analyzed. Thereafter, a robust saliency detection algorithm for infrared small target based on multiscale ordered contrast of image patch (MOCIP) was proposed. The cascaded MOCIP was developed to detect the saliency of infrared small target by suppressing the background and noise and enhancing the infrared small target in two consecutive steps. Consequently, the salient target can be detected with an adaptive threshold in the saliency map obtained by cascaded MOCIP. The robust saliency detection algorithm was presented in details and the efficacy was analyzed. Verification and comparison experiments of detecting the saliency of infrared small target were both conducted. All experiments results show that the proposed MOCIP method is effective and robust in overcoming the impact of noise and complex background and in detecting the saliency of infrared small target at low signal-to-noise (SNR) ratio.

**Key words:** infrared (IR) small target; image patch; contrast; saliency detection; target detection; signal-to-noise ratio (SNR)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0006

# 重复使用液体火箭发动机可用度的数字仿真



刘士杰, 梁国柱\*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 重复使用液体火箭发动机(RLRE)可以降低航天发射成本,是未来航天运载器的发展方向之一。RLRE的复杂性、部件寿命模型的差异等不确定因素使得它的可用度评估工作十分困难。在现有的航天飞机使用资料的基础上,利用蒙特卡罗数字仿真方法,以航天飞机主发动机(SSME)高压液氢涡轮泵(HPFTP)为例对其可用度进行了分析。该方法不涉及部件的寿命分布模型,但考虑了前期维修对后期故障的影响,可以合理地模拟系统的故障发生过程。结果表明,在基本维修的情况下,HPFTP存在最佳的预防维修周期,其平均最佳合理预防维修周期为6340 s,为满足航天飞机的任务需求,理论上预防维修前可重复使用12次,对应的平均最佳可用度为0.285。较低的可用度反映了HPFTP工作过程的特殊性。本文方法可以为航空航天推进系统可重复使用性研究提供参考。

**关键词:** 液体火箭发动机; 高压液氢涡轮泵; 重复使用性; 可用度; 预防维修周期; 蒙特卡罗方法

**中图分类号:** V434<sup>+</sup>.211

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2319-09

重复使用液体火箭发动机(RLRE)可以降低航天发射成本,是未来航天运载器的发展方向之一<sup>[1]</sup>。可用度是可靠性理论的一部分,它也是重复使用系统重要的评价指标,但重复使用液体火箭发动机的复杂性、部件寿命模型的差异等因素使得它的可用度评估工作十分困难,这就使得对重复使用液体火箭发动机可用度的研究工作很少见到。航天飞机主发动机(SSME)作为世界唯一曾可重复使用的液体火箭发动机,对它的研究工作比较多。文献[2]指出SSME的表现并没有预期的那样卓越,对其缺陷进行了分析,并提出增加系统可靠性的措施。Pauschke<sup>[3]</sup>在系统级、组件级及部件级对它的可靠性进行分析,并给出了部件设

计指标和SSME失效故障树。对大型复杂系统的可靠性指标(如可用度)计算,往往假设部件的寿命分布服从指数分布,即部件故障率为常数。同时假定系统部件的修复率也为常数,在此基础上借助故障树分析技术(FTA)进行可靠性指标的计算<sup>[4]</sup>,但这种假设在现实中往往很难成立。因此,为开展液体火箭发动机可重复使用性研究,在理论上寻找具有普遍意义的重复使用液体火箭发动机可用度指标计算方法显得很有必要。

蒙特卡罗(Monte Carlo)数字仿真方法早期在原子核理论的研究中得到了应用,现在它已经被用于包括核工业在内的航空航天、工农医、服务等领域。由于该方法抽样产生的寿命数据具有随机

收稿日期: 2015-01-04; 录用日期: 2015-04-10; 网络出版时间: 2015-06-02 19:27

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150602.1927.001.html

基金项目: 国家“863”计划

作者简介: 刘士杰(1985—),男,山东新泰人,博士研究生,shi.jieliu@163.com

\* 通讯作者: 梁国柱(1966—),男,贵州遵义人,教授,博士生导师,lgz@buaa.edu.cn,主要研究方向为火箭发动机设计、仿真与优化集成,火箭发动机点火与燃烧动态过程实验研究,运载火箭增压输送系统动力学,航天飞行器姿轨控发动机系统总体设计与实验研究。

**引用格式:** 刘士杰, 梁国柱. 重复使用液体火箭发动机可用度的数字仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2319-2327.  
Liu S J, Liang G Z. Digital simulation on reusable liquid rocket engine availability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2319-2327 (in Chinese).

性,使得它可以解决服从任意概率分布的寿命预估问题<sup>[5]</sup>.文献[6]以某液压泵为例利用 Monte Carlo 方法对复杂可维修系统在完全维修和基本维修下的可用度进行了数字仿真研究,并给出了基本维修条件下系统的最佳预防维修周期.文献[7]对某型自行火炮样车底盘寿命数据进行非参数假设检验,建立了各部件寿命模型,对部件故障优先级进行分类,对自行火炮底盘可靠性、维修性指标进行了仿真计算,该文献中的样车底盘可靠性(广义可靠性)分析思路值得系统可重复使用性研究者借鉴.

本文以 SSME 高压液氢涡轮泵 (HPFTP) 为例,结合已有故障统计资料,提出符合威布尔 (Weibull) 寿命分布要求的 HPFTP 工作时间数据,并进行非参数 Kolmogorov-Simirnov (K-S) 检验.利用 Monte Carlo 仿真对 HPFTP 的预防维修周期内的可用度进行了计算分析.

## 1 重复使用系统可用度计算模型

### 1.1 可用度与可靠性、维修性的关系

与可靠度表征系统在规定的的时间和规定的条件下完成任务的概率<sup>[4]</sup>有所不同,可用度表征的是系统完成任务的可用程度,是一种综合可靠性和维修性的量.显然可用度的定性定量研究对于可重复使用系统而言显得更加重要.可用度  $A$  与可靠性和维修性的关系公式为

$$A = \frac{MUT}{MUT + MDT} \quad (1)$$

式中:Mean Up Time (MUT) 为系统的累计可工作时间(包括系统实际开机运行时间和正常停机等待时间),是与可靠性相关的时间量;Mean Down Time (MDT) 为因故障导致的系统累计不能工作时间(包括故障检测时间、维修等待时间和维修时间等),是与系统维修性相关的时间量.

可以看出,可用度是系统可工作时间占总寿命时间 (MUT + MDT) 的百分比,是对系统的可用程度的定量表述.它比可靠性指标更能反映系统

可重复使用的特征.可用度最大说明系统得到了最大程度的利用,为此,将系统最佳可用度定义为系统可用度最大时的取值.

### 1.2 预防维修周期内系统状态的定性描述

可重复使用系统不同于一次性使用系统,如美国的航天飞机作为可重复使用航天运载器侧重的是系统的广义可靠度,即不仅考虑航天飞机完成一次任务的可靠性,而且重视其维修性和完成多次任务的可靠性;而一次性使用的系统则更加关心系统完成一次任务的可靠性.与一次性使用系统相比,可重复使用系统存在着“使用—维修—再使用—再维修—…—报废”这样一个过程和预防维修周期、系统随机故障时间、故障排除时间等的不同概念.预防维修周期  $T$  是规定系统累计工作  $T$  时间后不论系统发生故障与否都要对系统进行检查维修的时间周期.

图 1 为第  $i$  次预防维修周期内可维修液体火箭发动机故障发生与修复的情形.图 1 中,  $t_j$  为系统第  $i$  次预防维修周期内系统第  $j-1$  次修复后到第  $j$  次故障发生前的工作时间;  $M_{cj}$  为系统第  $j$  次故障发生后的事后维修时间(为方便表述,这里将故障检测和维修等待等时间均作为维修时间的组成部分,即从发动机发生故障到修复这段不能工作时间都视作维修时间);  $M_{pi}$  为第  $i$  次预防维修周期对应的预防维修时间(达到预防维修周期后对系统进行预防维修的时间);  $K$  为系统第  $i$  次预防维修周期内发生故障的总次数;  $t'$  为最后一次故障(第  $K$  次)修复后,系统重新开始工作至预防维修周期的时间 ( $t' > 0$ ).

令  $t$  为在第  $i$  次预防维修周期中系统的累计工作时间,则有如下情形:

- 1) 若在一个预防维修周期内,系统无故障发生,则在  $t = T$  时,进行预防维修.
- 2) 若在一个预防维修周期内,如图 1 所示发生  $K$  次故障,每次故障后进行事后维修,则存在:

$$t = t_1 + t_2 + \dots + t_k + t' = T \quad (2)$$

本小节是对修理型事后维修系统的描述.工

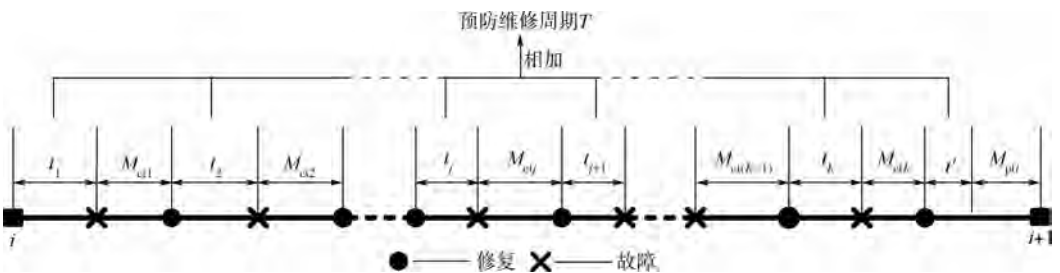


图 1 预防维修周期内可维修液体火箭发动机系统的状态

Fig. 1 States of reusable liquid rocket engine system within preventive maintenance time

程中更加关心的问题是,在给定的预防维修周期内,如何获得系统的稳态可用度,以及系统是否存在一个最佳的预防维修周期(可用度最大时的预防维修周期)。

### 1.3 基本修复数学模型的建立

为了求解第 1.2 节所描述状态下液体火箭发动机的可用度和最佳预防维修周期,本节参考文献[6]建立液体火箭发动机在基本修复下可用度计算的数学模型。

当液体火箭发动机发生故障后,对其进行维修之后是不可能完好如初的.对于重复使用的发动机,其实际情况更加复杂,本文依据基本修复(即不完全修复)模型来进行分析,即认为修理后的故障率(任意时刻尚未发生故障的液体火箭发动机单位时间内故障发生的概率)与修理前相同.假设第 1 次发生故障前发动机系统的工作时间为  $t^1$  ( $t^1 = t_1$ ),在基本修复条件下按如下方法可以获得第 2 次故障前系统的总工作时间  $t^2$ .

以  $\bar{\lambda}$  表示新坐标系下发动机的故障率,  $\lambda$  表示旧坐标系下发动机的故障率,则发动机在  $t^1$  时刻发生第 1 次故障,经基本修复之后,它的故障率  $\bar{\lambda}$  保持故障前水平  $\lambda$ ,即

$$\bar{\lambda}(\xi) = \lambda(t^1 + \xi) \quad (3)$$

式中:  $\xi$  为新坐标系下发动机工作时间。

由可靠性理论知,故障率  $\lambda(t)$  与可靠度函数  $R(t)$  之间的关系为

$$\lambda(t) = -\frac{1}{R(t)} \cdot \frac{dR(t)}{dt} = -\frac{d \ln R(t)}{dt} \quad (4)$$

同样,第 1 次故障后的故障率与可靠度函数间也存在类似关系:

$$\bar{\lambda}(\xi) = -\frac{d \ln \bar{R}(\xi)}{d\xi} \quad (5)$$

结合式(3)~式(5),并考虑  $\frac{dt}{d\xi} = 1$ ,积分可得

$$\bar{R}(\xi) = C \cdot R(t) \quad (6)$$

式中:  $C$  为积分常数,由初始条件确定。

又因发动机在  $\xi = 0$  时刚刚修复,因此其可靠度应为 1,即有  $\bar{R}(\xi = 0) = 1$ ,式(6)可以改写成:

$$\bar{R}(\xi) = \frac{R(t)}{R(t^1)} \quad (7)$$

又由可靠度函数与失效分布函数的关系  $R(t) = 1 - F(t)$ ,可得

$$1 - \bar{F}(\xi) = \frac{1 - F(t)}{1 - F(t^1)} \quad (8)$$

由式(8)可解得  $\bar{F}(\xi)$ ,令

$$Z = \bar{F}(\xi) = \frac{1}{1 - F(t^1)}(F(t) - F(t^1)) \quad (9)$$

式中:  $Z$  为基本修复之后  $\xi$  时刻对应的发动机在新坐标系下的失效概率值。

设第 1 次故障发生时失效概率值为  $Z_0$ ,第 2 次发生故障对应的失效概率值为  $Z_1$ ,则  $t^1 = F^{-1}(Z_0)$ ,结合式(9)可以得到:

$$t^2 = F^{-1}(Z_1(1 - F(t^1)) + F(t^1)) \quad (10)$$

式中:  $F^{-1}$  为分布函数  $F$  的逆函数,即发动机故障前的工作时间。

依次类推可以求出基本修复条件下的故障发生时间:

$$\begin{cases} t^1 = F^{-1}(Z_0) \\ t^j = F^{-1}(Z_{j-1}(1 - F(t^{j-1})) + F(t^{j-1})) \quad j=2,3,\dots,K \end{cases} \quad (11)$$

式中与发生故障的工作时间  $t^1, t^2, \dots, t^j, \dots, t^K$  对应的失效概率值和新坐标系示于图 2 中,如图 2 所示随着故障的发生依次建立其他坐标系  $O_j$  ( $j = 1, 2, \dots, K+1$ ),  $O_j$  为在  $O_{j-1}$  坐标系下发生第  $j$  次故障时建立的新坐标系,来计算发生第  $j+1$  次故障时刻,以此类推直至发动机累积故障时间大于预防维修周期  $T$ ,且记发动机故障发生总次数为  $K$ .图 2 中  $Z_0$  为发动机发生第 1 次故障时工作时间对应的概率值;  $K$  为发动机发生故障总次数;建立  $O_{K+1}$  坐标系是为了判断故障发生总次数。

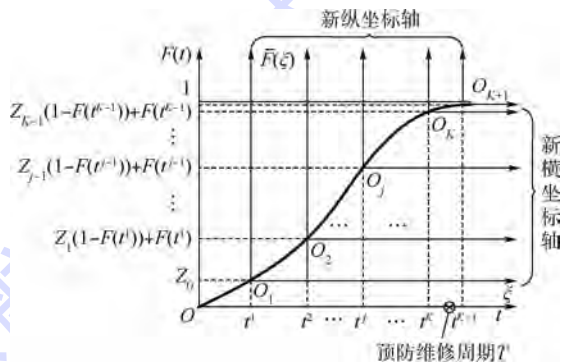


图 2 基本修复下失效分布函数  $F(t)$  随时间的变化  
Fig. 2 Changes of failure distribution function  $F(t)$  over time under incomplete maintenance

寿命概率分布模型以对数指数分布和威布尔分布最为常见.本文假设液体火箭发动机的失效分布,即故障前的工作时间概率分布模型服从两参数的威布尔分布,该模型数学表达式为

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\alpha}\right)^\beta\right] \quad (12)$$

式中:  $\alpha$  为尺度参数;  $\beta$  为形状参数。

式(11)和式(12)便组成了在基本修复条件下重复使用液体火箭发动机持续工作时间的数学

模型,据此可以对液体火箭发动机的工作时间进行数字模拟. 注意  $t^j$  表示系统第  $j$  次故障前总的工作时间,  $t^j$  与  $t_j$  关系为  $t_j = t^j - t^{j-1}$  ( $j = 2, 3, \dots, K$ ).

下面将通过非参数的 K-S 假设检验说明威布尔分布对液体火箭发动机的适用性,并给出分布参数的预估值.

#### 1.4 液体火箭发动机失效分布的非参数检验

重复使用液体火箭发动机所积累的时间数据往往是地面试车试验中发动机持续工作时间的数据,这些数据与重复使用液体火箭发动机任务时间(如 SSME 单次任务时间大约 500 s)和寿命(如 SSME 设计要求工作 55 次)是有区别的. 但鉴于液体火箭发动机安全性要求很高,而且实际的飞行时间数据又很难获得,本文研究提出如下理由可以认为充分利用地面试验数据来确定重复使用液体火箭发动机预防维修周期是可行的:

1) 地面试验数据是持续工作时间数据,它们往往大于重复使用液体火箭发动机的单次任务时间,这一点通过表 1 也可看出,这就表明利用这些数据确定预防维修周期是理论可行的.

2) 地面试验中出现的故障数据在发动机实际工作中是不允许出现的,即发动机在到达这些时间数据时应不可以有故障发生,否则很可能造成机毁人亡,所以在这些数据前应采取预防维修措施,这就表明利用这些数据确定预防维修周期是合理的.

3) 地面试车后,发动机经简单维修后可以继续工作或故障后不可修,这表明利用这些地面试车数据确定预防维修周期是保守的和安全的.

通过以上分析可知:①地面试车数据与寿命数据具有近似的性质,是一种特殊的寿命数据,它应服从寿命概率分布模型;②利用这些数据确定液体火箭发动机预防维修周期是合理的、保守安全的,这对于合理安排维修资源、提前排除故障是可行的.

不失一般性,本文以 SSME HPFTP 的持续工作时间数据为例,对其所服从的概率分布模型进行分析,步骤为:

1) 假设 HFPT 故障发生前的总工作时间服从式(12)所表达的两参数威布尔分布.

2) 根据总结的 HPFTP 持续工作时间数据对威布尔分布参数进行预估.

3) 利用非参数 K-S 检验对所得的持续工作时间模型进行检验.

根据已有数据:HPFTP 的 FMOF/Phase II、

BLOCK I 和 BLOCK IIA 三个技术升级阶段共发生 42 次故障<sup>[8]</sup>;HPFTP BLOCK II 验证阶段试车故障数据参见文献[9]. 本文依据现有资料摘录或假设或计算得到其故障前的工作时间概率分布如表 1 所示,且认为每次故障都可修(能修和值得修).

表 1 HPFTP 工作时间概率分布

Table 1 Probability distribution of HPFTP work time

工作时间 $t^j/s$	故障数	区间概率值	分布函数值 $F(t^j)$	代表随机数取值范围
1 100 *	1	0.024	0.024	0.000 ~ 0.023
2 000	1	0.024	0.048	0.024 ~ 0.047
2 846 *	1	0.024	0.072	0.048 ~ 0.071
4 000	1	0.024	0.096	0.072 ~ 0.095
5 000 *	2	0.048	0.144	0.096 ~ 0.143
6 000	3	0.071	0.215	0.144 ~ 0.216
7 000	2	0.048	0.263	0.215 ~ 0.262
8 018 *	2	0.048	0.311	0.263 ~ 0.310
9 000	3	0.071	0.382	0.311 ~ 0.381
10 000	2	0.048	0.430	0.382 ~ 0.429
11 000 *	3	0.071	0.501	0.430 ~ 0.500
12 000	2	0.048	0.549	0.501 ~ 0.548
13 000	3	0.071	0.620	0.549 ~ 0.619
14 000	2	0.048	0.668	0.620 ~ 0.667
15 000	3	0.071	0.739	0.668 ~ 0.738
16 000	1	0.024	0.763	0.739 ~ 0.762
17 000	2	0.048	0.811	0.763 ~ 0.810
18 000	1	0.024	0.835	0.811 ~ 0.834
19 000	3	0.071	0.906	0.835 ~ 0.905
20 000	2	0.048	0.954	0.906 ~ 0.953
21 000	1	0.023	0.977	0.954 ~ 0.976
22 000 *	1	0.023	1.000	0.977 ~ 1.000

注:第 1 和第 2 列中带 \* 的数字取自文献[9],故障总次数 42 次取自文献[8],其他数据根据 HPFTP 故障情况假设得到. 威布尔分布非参数检验只需用到第 1 和第 2 列数据,第 3~5 列的计算数据为第 2 节工作时间抽样所用,方便起见,此处一并列出.

现根据假设的 HPFTP 持续工作时间服从的威布尔分布,对表 1 中数据进行非参数的 K-S 假设检验. 首先采用最小二乘法利用式(13)和式(14)对威布尔分布的参数进行估算<sup>[10]</sup>:

$$\hat{\beta} = \frac{n \sum_{j=1}^n x_j^2 - \left( \sum_{j=1}^n x_j \right)^2}{n \sum_{j=1}^n x_j l_j - \sum_{j=1}^n x_j \sum_{j=1}^n l_j} \quad (13)$$

$$\hat{\alpha} = \exp \left( \frac{\sum_{j=1}^n l_j}{n} - \frac{\sum_{j=1}^n x_j}{n \hat{\beta}} \right) \quad (14)$$

式中: $\hat{\beta}$  为形状参数的预估值; $\hat{\alpha}$  为尺度参数的预估值; $n$  为故障总数(此处的  $n$  表示表 1 中的故障总数,即 42 次,与式(11)中的预防维修周期内的故障总次数  $K$  是不同的).  $x_j$  与  $l_j$  由式(15)和式(16)确定:

$$x_j = \ln \left[ \ln \left( \frac{1}{1 - F(t^j)} \right) \right] \quad (15)$$

$$t_j = \ln t^j \quad (16)$$

式中:  $F(t^j)$  可以用 Benard 公式估算<sup>[11]</sup>:

$$F(t^j) = \frac{j - 0.3}{n + 0.4} \quad (17)$$

由式(13)~式(17)可以算得 HPFTP 故障前工作时间所服从的威布尔分布参数:  $\hat{\alpha} = 13\,449$ ,  $\hat{\beta} = 1.864$ .

在得知故障前工作时间分布的情况下,采用 K-S 检验法对假设的模型进行了非参数检验, K-S 检验结果: 理论结果与经验值的最大距离  $d_{\max} = 0.0818$ , 在置信度  $\varepsilon = 0.05$  下  $D_{(42, 0.05)} = 0.2099$ , 又由于所采用的威布尔分布参数是用最小二乘法估算得到的, 所以临界值应取  $4 \times D_{(42, 0.20)} = 0.6604$ . 显然  $d_{\max} < D_{(42, 0.20)}$ , 也就是说表 1 中 HPFTP 的数据的确服从威布尔分布.

### 1.5 基本修复条件下系统预防维修时间内工作时间的数字仿真抽样算法

利用 Monte Carlo 随机抽样方法, 根据基本修复条件下系统故障发生时间的关系式(11), 得出基本修复条件下重复使用液体火箭发动机在给定预防维修周期内工作时间的数字仿真抽样算法, 其步骤为:

1) 生成随机数. 平均分布随机数采用乘同余法产生, 其公式为

$$x[N + 1] = \gamma x[N] \pmod{M'} \quad N = 0, 1, \dots, m \quad (18)$$

式中:  $M' = 2^{31} - 1$ ;  $\gamma = 7^5$ ;  $x[0] = 123\,457$  为随机数种子; 根据问题情况给出一个合理的  $m$  值 ( $m$  不小于最大的故障发生次数  $K$ ). 利用平均分布随机数生成符合概率分布  $F(t)$  的随机数  $Z_0, Z_1, \dots, Z_K$  (对威布尔分布随机数即为  $Z_j = \hat{\beta}[-\ln(1 - x[j])]^{1/\hat{\alpha}}$ ).

2) 统计系统试验或实际工作中故障发生的时间, 按照从小到大的顺序制成系统工作时间概率分布表, 以便通过式(11)抽取系统累积工作时间.

3) 给定系统预防维修周期  $T$  (由经验或其他计算方法得来), 由式(11)中  $Z_0$  与第 1 次发生故障的工作时间的关系, 利用步骤 2) 中的系统工作时间概率分布表抽取与  $Z_0$  对应的系统工作时间  $t^1$ , 若  $t^1 \geq T$  则停止该次抽样, 计系统工作时间为  $t^1$ ; 若  $t^1 < T$ , 则将  $Z_0$  记为  $\eta_1$  继续进行步骤 4).

4) 第  $j$  次的系统工作时间的代表随机数为

$$\eta_j = Z_{j-1}(1 - \eta_{j-1}) + \eta_{j-1} \quad j = 2, 3, \dots, K \quad (19)$$

式中:  $\eta_{j-1}$  为第  $K$  次故障前工作时间的代表随机数;  $Z_{j-1}$  为步骤 1) 产生的随机数.

5) 根据步骤 2) 产生的系统工作时间概率分布表和式(11) (即在系统表 1 中查找与  $\eta_j$  对应的工作时间, 也即由式(11)所表达的概率分布求逆计算工作时间) 抽取  $\eta_j$  所在概率区间 (即代表随机数, 如表 1 中凡落在区间  $[0.072, -0.095]$  中所有的随机数的集合即为工作时间等于 4000 s 的代表随机数) 的  $t^{j+1}$  ( $j = 1, 2, \dots, K$ ), 重复步骤 4) 直到  $t^{j+1}$  大于预防维修周期  $T$ , 停止抽样.

6) 系统每次故障间隔时间为

$$\begin{cases} t_1 = t^1 \\ t_j = t^j - t^{j-1} \quad j = 2, 3, \dots, K \end{cases}$$

### 1.6 重复使用系统可用度计算

按照第 1.5 节的方法, 根据系统的试验、使用资料, 在最小故障时间和最大故障时间之间选取  $N$  个时间点进行仿真, 在每个时间点进行  $M$  次运行, 在第  $i$  次运行时, 只要满足不等式  $t^{K+1} \geq T$ , 则第  $i$  次运行结束. 在预防维修周期  $[0, T]$  内, 可求出:

$$t' + \sum_{j=1}^K t_j = T$$

$$M_{\text{et}} \sum_{i=1}^K = \sum_{j=1}^K M_{\text{et}j}$$

在第  $i$  次运行中, 预防维修时间等于  $M_{\text{pt}i}$ .

最后, 可用度为

$$A = \frac{MT}{MT + \sum_{i=1}^M M_{\text{et}} \sum_{i=1}^K + \sum_{i=1}^M M_{\text{pt}i}} \quad (20)$$

这样就得到预防维修周期  $T$  内系统的平均可用度, 当运行完所有时间点时就得到了系统在不同预防维修周期内的平均可用度.

## 2 重复使用 HPFTP 可用度仿真实例

HPFTP 是 SSME 寿命最短的组件, 文献[12]指出其能满足 11 次(5500 s)飞行要求, 文献[13]指出其能满足 34 次(17000 s)飞行要求 (HPFTP 一直不断升级更新, 不同时期的飞行次数有所差异), 故本节以 HPFTP 为例进行实例分析. 需要指出的是, 由文献[13]知 SSME 的寿命(55 次飞行任务)是以大修(更换或维修主要零部件)前的时间来定义的, 而又通过文献[14]得知 HPFTP 的寿命也是用大修前的时间定义的, 故 HPFTP 的寿命

是大修前的工作时间,这是它与一般产品相区别的典型特点.而 HPFTP 的寿命则是由多个预防维修周期组成的.大多数文献资料是对 SSME 或 HPFTP 的寿命进行研究,而针对 HPFTP 寿命相关的故障、维修信息进行数字仿真研究的文献还未见到.由第 1.4 节的分析可知,研究 HPFTP 的预防维修周期,对于合理分配维修资源,降低风险是有参考价值的.本节用上文提到的数字仿真技术对 HPFTP 预防维修周期进行实例研究.结合 HPFTP 一定的试验和使用数据计算其最大可用度,确定对应该可用度的最佳预防维修周期,并结合 HPFTP 实际工作次数来说明计算方法的合理性. HPFTP 持续工作时间数据资料已在表 1 中给出,HPFTP 维修时间的资料比较有限,结合文献 [15],给出假设的预防维修时间概率分布如表 2 和事后维修时间概率分布如表 3(表 2 和表 3 中第 1 列数据根据文献 [15] SSME 维修时间估算得来).

表 2 HPFTP 预防维修时间概率分布

Table 2 Probability distribution of HPFTP preventive maintenance time

预防维修时间/s	区间概率值	分布函数值	代表随机数取值范围
2 500	0.06	0.06	0.00 ~ 0.05
5 000	0.15	0.21	0.06 ~ 0.20
7 500	0.18	0.39	0.21 ~ 0.38
10 000	0.17	0.56	0.39 ~ 0.55
12 500	0.20	0.76	0.56 ~ 0.75
15 000	0.16	0.92	0.76 ~ 0.91
17 500	0.04	0.96	0.92 ~ 0.95
20 000	0.03	0.99	0.96 ~ 0.98
22 500	0.01	1.00	0.99 ~ 1.00

注:预防维修时间随机发生,根据定性的判断(过低和过高的预防维修时间发生较少)给出各预防维修时间的区间概率值,即第 2 列数据,然后计算相应的分布函数值和代表随机数范围.

表 2 和表 3 是在航天飞机使用历史数据的基础上推断计算而来的,因很难给出与实际情况完

表 4 HPFTP 预防维修时间为 10 000 s 的仿真计算结果

Table 4 HPFTP simulation results when preventive maintenance time is 10 000 s

序号	$t^1/s$	$M_{ct1}/s$	$t^2/s$	$M_{ct2}/s$	$t^3/s$	$t^4/s$	$T/s$	$\sum_{j=1}^k M_{ctj}/s$	$M_{pt}/s$
1	5 000	57 600	9 000	43 200	18 000	1 000	10 000	100 800	12 500
2	6 000	43 200	15 000	—	—	4 000	10 000	43 200	10 000
3	9 000	36 000	18 000	—	—	1 000	10 000	36 000	15 000
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
39	2 846	79 200	14 000	—	—	7 154	10 000	79 200	20 000
40	17 000	—	—	—	—	0	10 000	17 000	15 000
合计							400 000	648 000	460 000

注:“…”一省略掉的部分抽样数据;“—”一仿真结果已满足条件而不再抽样.

表 3 HPFTP 事后维修时间概率分布

Table 3 Probability distribution of HPFTP corrective maintenance time

事后维修时间/s	区间概率值	分布函数值	代表随机数取值范围
36 000	0.16	0.16	0.00 ~ 0.15
43 200	0.23	0.39	0.16 ~ 0.38
50 400	0.14	0.53	0.39 ~ 0.52
57 600	0.18	0.71	0.53 ~ 0.70
64 800	0.16	0.87	0.71 ~ 0.86
72 000	0.09	0.96	0.87 ~ 0.95
79 200	0.04	1.00	0.96 ~ 1.00

注:事后维修时间随机发生,根据定性的判断(过低和过高的事后维修时间发生较少)给出各事后维修时间的区间概率值,即第 2 列数据,然后计算相应的分布函数值和代表随机数范围.表 2 与表 3 维修时间数据以文献 [15] 中的维修数据为参照给出.

全一致的分布类型,故本文假设其任意维修类型都是随机发生的(因为故障发生类型随机性很大,所以对应的维修类型也有很大随机性),通过后文的计算结果可以看出数据与假设是较合理的.

对 HPFTP 进行 26 个预防维修周期的仿真(预防维修周期区间个数的划分根据所研究问题来确定.比如 HPFTP 每次工作大约 500 s,预防维修周期通常取其整数倍,以在发生故障前排除安全隐患),分别取预防维修周期为 1 500 s,2 000 s,2 600 s,3 400 s,⋯,10 000 s,11 500 s,12 700 s,⋯,21 400 s 和 22 000 s(理论上预防维修周期可任意选取,文中为了说明方法的任意性取了如 2 600 s 之类的非 500 s 整数倍数据,不影响结果的分析说明).每个预防维修周期进行 40 次运行(即求和指标中  $M = 40$ ),然后计算平均可用度(由统计学知运行次数越多越接近真实值).现仅列出  $T = 10 000$  s 时的运行仿真计算结果,如表 4 所示.

由表 4 可以看出,当  $T = 10 000$  s 时:

总的工作时间  $MT = 400 000$  s

总的事后维修时间  $\sum_{i=1}^M M_{cti} = 648 000$  s

$$\text{总的预防维修时间} \sum_{i=1}^M M_{pti} = 460\,000 \text{ s}$$

利用式(20)计算得到 HPFTP 在预防维修周期 10 000 s 时的可用度为 0.22. 同样可以计算得到其它预防维修周期内 HPFTP 的可用度,以此做出 HPFTP 的可用度-预防维修周期关系图,如图 3 所示.

通过图 3 可以看出:①在基本修复条件下,HPFTP 的可用度首先随着预防维修周期的增大而增大,但当预防维修周期超过 5 800 s 时,其可用度开始下降.这主要是由于预防维修时间太长涡轮泵部件的“老化”而引起故障频发,增加了涡轮泵事后维修时间引起的,所以 HPFTP 存在最佳预防维修周期.其可用度的最大值是 0.247,此时对应的预防维修周期是 5 800 s,即 HPFTP 的最佳预防维修周期为 5 800 s;②HPFTP 的可用度比较低,这主要是因为作为航天用的涡轮泵,其严格的工作要求、安全性和经济性等因素使得它工作时间短、停机时间长引起的;③图 3 中的点 *a*, *b* 和 *c* 的可用度相差不大,在实际的工程应用中不能肯定 *a* 而否定 *b* 和 *c*,应根据实际需要选择适合自己的最佳预防维修周期.需要指出的是:如第 1.2 节所述文中最佳可用度是指最大可用度,这一最佳可用度对应的预防维修周期为最佳预防维修周期.但实际的最佳预防维修周期并不一定取在可用度最大的位置,真正的最佳预防维修周期是需要利用多学科优化、协调分配来确定的,故本文所采用的最佳预防维修周期的概念需要引起注意.

图 4 为 4 次 HPFTP 可用度数字仿真结果的规律分布图.由图 4 可以看出,4 次运行中 HPFTP 的最佳可用度在 0.253 ~ 0.301,对应的最佳预防维修周期在 5 900 ~ 7 100 s,这是由于仿真的随机性引起的,符合现实规律.应当多次计算求得平均

最佳可用度和平均最佳预防维修周期,但计算次数的选取不是任意的,计算次数与预防维修周期存在一定的关系,如图 5 所示.

由图 5 可以看出,当仿真次数(图中括号内逗号前的数字)大于 4 时计算结果大致落在区域 *S* 内(图 5 中仿真次数较少的 *p* 点也落在 *S* 区域,可能是由抽样随机性引起的).且由图 4 和图 5 的比较也可以发现,随着计算次数的增加,结果区间更加收紧,即平均最佳预防维修周期减弱了最大和最小预防维修周期数据对最终结果的影响. *S* 区域内系统可用度变化范围(0.275 ~ 0.298),预防维修周期变化范围(6 000 ~ 6 620).可用度变化幅度为 0.023,占到最低可用度 8% 左右.预防维修周期变化幅度为 620,占到最低预防维修周期的 10%,也就是仿真结果最差可能会使 HPFTP 丢失一次使用次数,鉴于安全性考虑,这样的结果可以接受.而且图中的 *S* 区域比较保守(因为 *S* 区域可以给得更小),所以计算次数大于 5 的结果已具有参考价值.文中计算进行了 20 次,求得平均最佳可用度为 0.285,平均最佳预防维修周期是 6 340 s,即 HPFTP 预防维修前可重复使用

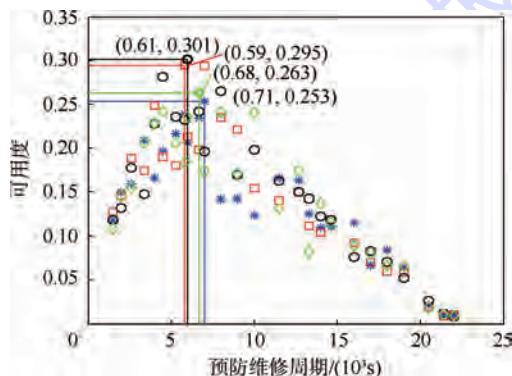


图 4 HPFTP 可用度-预防维修周期规律分布

Fig. 4 HPFTP availability-preventive maintenance time distribution

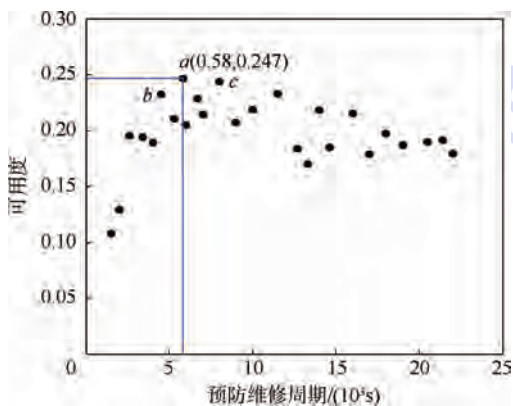


图 3 HPFTP 可用度-预防维修周期关系

Fig. 3 HPFTP availability-preventive maintenance time relationship

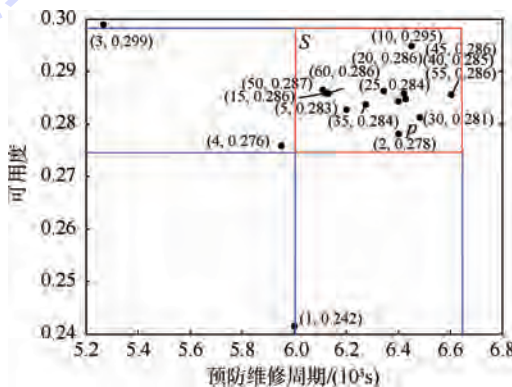


图 5 可用度、预防维修周期计算与仿真次数关系

Fig. 5 Relationship of availability, preventive maintenance time and simulation numbers

12次。HPFTP一直在不断地升级更新,其相应年份的重复使用验证次数如表5所示。

表5 HPFTP重复使用验证过程

Table 5 HPFTP reusability verification process

年份	1985	1989	2002
重复使用次数	6 <sup>[16]</sup>	11	34

注:表中数据是HPFTP试验验证数据,与真实使用数据会略有差异。

本文计算的HPFTP预防维修前可重复使用12次(包括可能出现故障并修复可用),HPFTP寿命期内的重复使用次数为

$$N = 12 \times N_m \quad (21)$$

式中: $N$ 为HPFTP重复使用次数; $N_m \geq 1$ 为预防维修次数; $N_m = 1$ 表示HPFTP在第1个预防维修周期达到之后即不再修,如 $N_m = 1$ 对应1989年HPFTP可重复使用11次,即HPFTP预防维修时已经不可修或不值得修,这是较为保守的情况; $N_m = 3$ 近似表示2002年HPFTP可重复使用情况,即HPFTP寿命期内大约进行3次预防维修之后即不再修,与1989年的情况相比表明随着技术的进步,预防维修的次数可以适当增多;但1985年HPFTP重复使用仅6次,表明本文选取的数据对于确定1985年HPFTP的预防维修周期是不适合,另由文献[14]可知,起初(大约1981~1985年间)HPFTP每飞行2次便到大修期,表明当时其可用度很低,故1985年的HPFTP可能不存在预防维修,需要注意的是这一结论未曾由文献证实。上述结论与HPFTP升级更新过程是相符的,也是技术进步对HPFTP可重复使用性提高的体现。本文的分析是后验性的,即在使用数据的基础上对先前使用情况进行分析,以便指导类似的设计。而研究预防维修次数 $N_m$ 与大修期的关系是一种先验问题,即通过分析确定合理的设计指标,具体方法可参见文献[17],本文不再赘述。需要再次强调的是不能完全按照可用度来获得涡轮泵的最佳预防维修周期,还应结合经济性、安全性等因素来最终决定适合实际需要的预防维修周期,但可用度指标给出了重要的理论参考。

### 3 结论

1) 可重复使用液体火箭发动机可用度的数字仿真方法可行,只要有其试验或/和使用数据,便可以仿真获得发动机或部件可用度指标的理论统计值,为确定系统或部件的最佳预防维修周期起到重要的理论支持。

2) 基本维修条件下,航天飞机主发动机高压

液氢涡轮泵存在最佳的预防维修周期,平均最佳预防维修周期是6340s,理论上预防维修前可以重复使用12次。

3) 由于液体火箭发动机或其部件具有特殊的工作环境和严格的工作要求,其可用度比较低。计算表明,航天飞机主发动机高压液氢涡轮泵的平均最佳可用度仅为0.285。

4) 本文结果表明,在重复使用液体火箭发动机的研究中,如果一开始就从经济性和安全性等方面深入分析并确定平均最佳预防维修周期,则有助于避免系统研发初期可能出现因频繁维修或更换而导致的系统极低可用度和高成本的问题。

### 参考文献 (References)

- [1] Hartong A R, Rooney B D. Near-term RLV options, AIAA-2004-5947 [R]. Reston: AIAA, 2004.
- [2] Williams W C. Report of the SSME assessment team, N93-21645 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1993.
- [3] Pauschke J M. Management of SSME hardware life utilization, NASA-N87-16777 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1986.
- [4] 金星, 洪延姬, 沈怀荣, 等. 工程系统可靠性数值分析方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 1-3.  
Jin X, Hong Y J, Shen H R, et al. Numerical analysis methods of reliability for engineering systems [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 1-3 (in Chinese).
- [5] 肖刚, 李天柁. 系统可靠性分析中的蒙特卡罗方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2003: 5-9.  
Xiao G, Li T T. Monte Carlo method in the system reliability analysis [M]. Beijing: Science Press, 2003: 5-9 (in Chinese).
- [6] 杨为民, 盛一兴. 系统可靠性数字仿真 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990: 345-366.  
Yang W M, Sheng Y X. System reliability digital simulation [M]. Beijing: Beihang University Press, 1990: 345-366 (in Chinese).
- [7] 杨宇航, 冯允成. 复杂可修系统可靠性维修性综合仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2002, 14(8): 979-986.  
Yang Y H, Feng Y C. Complex repairable system reliability and maintainability simulation [J]. Journal of System Simulation, 2002, 14(8): 979-986 (in Chinese).
- [8] Blair J, Ryan R. Lessons learned in engineering, NASA/CR-216468 [R]. Huntsville, Alabama: AI Signal Research, Inc., 2011.
- [9] Hopson G. Atlantis STS-104 space shuttle program SSME flight readiness review, STS-104 [R]. Washington, D. C.: Space Shuttle SR & QA Assessment, 2001.
- [10] Guure C, Ibrahim N. Methods for estimating the 2-parameter weibull distribution with type-I censored data [J]. Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, 2013, 5(3): 689-694.
- [11] Pasha G, Khan M, Pasha A. Empirical analysis of the Weibull distribution for failure data [J]. Journal of Statistics, 2006, 1(13): 33-45.

- [12] Paster R D, Stohler S L. SSME evolution, AIAA-1989-2618 [R]. Reston: AIAA, 1989.
- [13] Jue F H. Space shuttle main engine-thirty years of innovation, NASA-46693 [R]. Canoga Park, CA.: Boeing Co., 2002.
- [14] Goldin D. Space shuttle main engine-NASA has not evaluated the alternate fuel turbopump costs and benefits, GAO/NSIAD-94-54 [R]. Washington, D. C.: Central Accounting Office, 1993.
- [15] Charlers A M. Reusable rocket engine maintenance study, NASA-CR-165569 [R]. Hampton, Virginia: NASA-Lewis Research Center, 1982.
- [16] Hale J R, Klatt F P. SSME improvements for routine shuttle operations, AIAA-85-1266 [R]. Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985.
- [17] Olorunniwo F. Scheduling imperfect preventive and overhaul maintenance [J]. International Journal of Quality and Reliability Management, 1991, 8(4): 67-79.

## Digital simulation on reusable liquid rocket engine availability

LIU Shijie, LIANG Guozhu\*

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

**Abstract:** The reusable liquid rocket engine (RLRE), which can reduce the space launch cost, is one of the future spacecraft development directions. It is difficult to assess the RLRE availability for its complexity, differences of the component life model and other uncertain factors. As an example, the availability of space shuttle main engine (SSME) high-pressure fuel (hydrogen) Turbopump (HPFTP) was analyzed using Monte Carlo simulation technology based on the historical data of SSME. The method, taking into account the impact of early maintenance on the later maintenance, did not involve the life distribution model of components, and can reasonably simulate the process of system failure occurrence. The results show that under incomplete maintenance the mean best reasonable preventive maintenance time of HPFTP is 6 340 s, it can be reused theoretically 12 times for satisfying the mission requirement of the space shuttle, and the corresponding mean best availability is 0.285. The availability of HPFTP is low due to its severe working process. This study provides a reference for studying the aerospace propulsion reusability.

**Key words:** liquid rocket engine; high-pressure fuel (hydrogen) turbopump; reusability; availability; preventive maintenance time; Monte Carlo method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0007

# GNSS 信号模拟器通道群时延标定方法

李世光<sup>1</sup>, 寇艳红<sup>\*2</sup>, 杨军<sup>1</sup>, 王伟<sup>1</sup>

(1. 中国航天科工集团第二研究院 计量与校准技术国防科技重点实验室, 北京 100039;

2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)



**摘 要:** 传统的全球导航卫星系统(GNSS)信号模拟器通道群时延标定方法有相位翻转点法和相关峰法两种,两者均在零伪距或固定伪距的特殊仿真场景下进行测量,且在通道传输特性非理想的情况下测得的群时延均存在偏差.提出了基于闭环伪距测量的模拟器通道群时延标定方法,并设计实现了GNSS信号模拟器通道群时延标定系统.首先,采用高速直接射频采样存储系统对模拟器正常星座动态仿真场景下输出的导航信号和秒脉冲(1 PPS)信号同时进行记录.其次,使用软件接收机对信号进行捕获跟踪,利用三次样条插值判定1 PPS上升沿位置作为伪距观测历元时刻,对软件接收机的伪距观测值和模拟器仿真的伪距记录值做数据比对,得到模拟器的群时延标定值.最后,分别利用上述方法对两种商用模拟器的群时延进行了标定,实验结果表明,闭环伪距测量法有效可行,测量不确定度优于0.7 ns.

**关键词:** 全球导航卫星系统(GNSS)信号模拟器;群时延;直接射频采样;软件接收机;三次样条插值

**中图分类号:** V448.25<sup>+</sup>3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2328-07

全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)信号模拟器(简称模拟器)是一种高精度的标准信号源,可以逼真地模拟生成实际环境中导航卫星发射并经空间传播到达接收机的信号,是导航接收机研发生产中的关键测试设备.作为测试接收机的标准信号源,模拟器自身各项技术指标的校准十分重要.

理想情况下,在任一仿真实接收历元时刻模拟器射频端口输出导航信号的码相位所对应伪距值应与模拟器所提供的该历元时刻的伪距记录值保持严格一致,两者之间的差值即为模拟器通道群时延.模拟器通道群时延是模拟器最重要的指标之一,目前关于模拟器通道群时延的标定方法尚未形成统一标准,甚至还存在较大争议.文献

[1-2]给出了一种利用高速示波器观测导航信号时域相位翻转点的方法,将翻转点与模拟器输出秒脉冲(One Pulse Per Second, 1 PPS)信号上升沿间的时延作为模拟器通道群时延标定值.为了消除人眼判断相位翻转点的主观误差,文献[3]利用示波器的波形分析函数对导航信号进行平方运算和低通滤波得到翻转点附近的包络,取包络幅度的最小值为相位翻转点.文献[4]对翻转点附近波形进行采样并取平方后,用40阶多项式拟合出翻转点附近的包络,取包络最小值得到相位翻转点.文献[5-7]利用导航信号的相关域特性,将采集到的信号与本地伪码信号进行相关处理,找到相关峰相对于1 PPS上升沿的时延,进而计算出模拟器的通道群时延.以下将文献[1-4]的方法称为翻

收稿日期: 2015-01-04; 录用日期: 2015-01-23; 网络出版时间: 2015-04-01 16:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150401.1647.007.html

基金项目: 国家自然科学基金(61271197)

作者简介: 李世光(1988—),男,河南南阳人,博士研究生,lsgruc@163.com

\* 通讯作者: 寇艳红(1969—),女,河南禹州人,副教授, buaakyh@126.com, 主要研究方向为卫星导航、无线通信和数字信号处理技术.

**引用格式:** 李世光, 寇艳红, 杨军, 等. GNSS 信号模拟器通道群时延标定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2328-2334. Li S G, Kou Y H, Yang J, et al. Group delay calibration method for GNSS signal simulator channel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2328-2334 (in Chinese).

转点法,将文献[5-7]的方法称为相关峰法。

文献[8]指出,翻转点法受导航信号体制的限制,且相位翻转点只是信号中的某个局部特征点,对于宽带导航信号,在通道传输特性非理想的情况下,它相对参考基准点的时延并不足以反映整个通道的群时延特性,因此不能简单地将其作为通道群时延的测量值。文献[9]分析了信号的相关峰时延与通道群时延间的关系,认为非理想的模拟器通道特性将导致相关曲线的非对称性,使得接收机延迟锁定环(Delay Locked Loop, DLL)的即时(punctual)支路锁定点与相关曲线的峰值点之间存在偏差。由于接收机是通过 DLL 环对导航信号做闭环跟踪,对模拟器通道群时延的标定最终是为了消除接收机测得伪距值中包含的偏差,因此通过相关峰最大值位置测得的模拟器通道群时延值仍有可能存在一定偏差。

本文在讨论传统的翻转点法和相关峰法测量原理的基础上,提出一种基于闭环伪距测量的模拟器通道群时延标定方法,着重探讨正常信号仿真场景下闭环伪距测量法标定模拟器通道群时延的性能;设计实现了模拟器群时延标定系统,并使用 3 种方法对两种商用模拟器的通道群时延分别进行了测量,实验结果表明闭环伪距测量法有效可行。

## 1 模拟器通道群时延传统测量方法

模拟器通常应提供上升沿与所仿真基准系统时的整秒时刻保持严格一致的 1 PPS 信号供测试同步之用。这就意味着可以在 1 PPS 信号上升沿测得模拟器输出射频导航信号的码相位,将其对应伪距值与模拟器所记录该仿真历元时刻的伪距值求差,从而得到模拟器通道群时延标定值。

### 1.1 时域翻转点法

导航信号的码相位对应着信号的发射时刻<sup>[10]</sup>。当模拟器输出零伪距特殊仿真场景的射频导航信号且关闭各项误差源时,若模拟器通道群时延为零,则任一历元时刻信号的传播时间为零,即模拟器的 1 PPS 上升沿和导航信号中伪码序列的起始位置应严格对齐。实际信号中,由于模拟器通道群时延的存在,伪码序列起始位置和 1 PPS 上升沿之间存在时差,传统的时域翻转点法通过测量该时差作为模拟器通道群时延的标定值。以双相相移键控(Binary Phase Shift Keying, BPSK)调制的导航信号为例,其信号表达式为

$$s(t) = AD(t)c(t)\cos(2\pi f_c t + \varphi_0) \quad (1)$$

式中: $A$ 为信号幅度; $D(t)$ 为导航电文; $c(t)$ 为伪

随机码; $f_c$ 为载波频率; $\varphi_0$ 为载波初相。为简化分析,假设 $A=1, D(t)\equiv 1$ 。可见,当两个相邻的伪码码片符号相反时,载波相位会在其交界处跳变 $180^\circ$ ,这个跳变点称为信号的相位翻转点,对应着伪码序列的码片起始,即码片内相位为零处。由于信号通道中滤波器有限带宽的限制,翻转点附近的时域波形如图 1 所示,图中的包络零点即为相位翻转点<sup>[11]</sup>,而包络幅值的过冲现象则是吉布斯效应的体现。

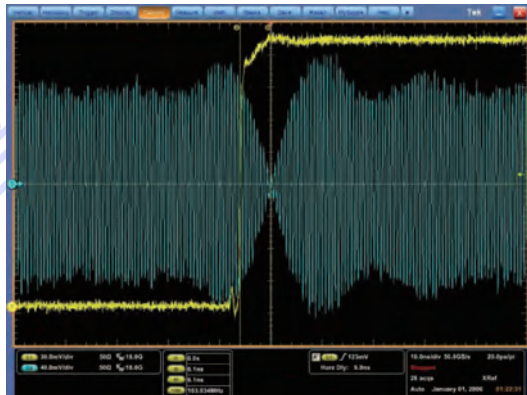


图 1 相位翻转点的时域波形

Fig. 1 Time domain waveform at phase transition point

文献[1-4]将零伪距场景下的模拟器射频导航信号输出和 1PPS 输出分别接入高速示波器的两个通道,使用不同方法测量翻转点的位置和 1PPS 上升沿之间的时差,得到模拟器通道群时延的标定值。

正如文献[8]所指出的,翻转点法只利用了信号中局部特征点的信息,在通道特性非理想的情况下,其时延不足以反映整个通道的群时延特性,因而只适用于窄带信号;且翻转点位置的测量精度对示波器的采样率提出了很高要求。另外,当所模拟的通道发射带宽较宽时,信号时域波形的相位翻转点将不明显,翻转点位置的估计精度会随之下降甚至无法测量。

### 1.2 相关峰法

与翻转点法通过时域波形判断伪码序列的起始位置不同,相关峰法利用导航信号的相关域特性对信号进行相关接收,从而找到相关峰相对于 1 PPS 上升沿的时延。对式(1)中的信号做相关接收,则经载波剥离和积分清除后的相关幅值 $P$ 如式(2)所示<sup>[12]</sup>:

$$P = 0.5R(\tau) \left| \frac{\sin(\pi f_c T_{coh})}{\pi f_c T_{coh}} \right| \quad (2)$$

式中: $R(\tau)$ 为伪随机码的自相关函数, $\tau$ 为本地伪码与输入待测信号伪码的相位差; $f_c$ 为本地载波与信号载波的频率差异; $T_{coh}$ 为相干积分时间。

从式(2)可知,当本地伪码与信号伪码的相位对齐时,相关幅值  $P$  达到最大.

目前公开文献中报道的相关峰法仍使用高速示波器采集数据,然而并未见给出关于相关峰位置估计方法的具体描述.实际上在模拟器通道传输特性非理想的情况下,由于信号失真引起相关曲线左右不对称,使得接收机 DLL 环所跟踪的码相位点(即 DLL 锁定点)与相关峰值点之间会有一定偏差,这一锁定点偏差的大小又与相关间距有关.因而一些文献中所述通过寻找相关峰最大值点的方法进行通道群时延标定是有失偏颇的,通过相关峰值点得到的通道群时延标定值在用于接收机测量校准的时候仍将引起未知的偏差.

为了避免这一问题,可以采用与 DLL 环类似的利用早迟相关值进行鉴相的方法测得相关器本地伪码相位与输入信号伪码相位的差异,进而得到信号伪码序列的起始位置相对于 1 PPS 上升沿的时延,作为模拟器通道群时延测量值.为了保证 1 PPS 上升沿的判定精度,要求采用很高的采样率.由于示波器的存储深度限制和初始信号码相位捕获误差的存在,传统信号跟踪环路无法在所采集数据时长内进入锁定状态,可采用开环估计的方法通过早迟相关值得到输入信号的码相位估计值.为了区别于前述估计相关峰值点位置的测量方法,本文将这种改进的方法称为相关域开环估计法.

## 2 基于闭环伪距测量的群时延标定

除了上述问题外,传统测量方法多使用零伪距或固定伪距仿真场景下的特殊信号,而在导航接收机的测试校准中,模拟器输出正常星座动态和用户动态下的导航信号,这两种场景下模拟器的通道群时延性能也会存在差异.文献[13]指出,不同径向动态下模拟器所产生信号的精度可能是不一样的,模拟器产品手册中给出的射频信号精度指标应标明其所适用的信号动态范围.

为了解决上述问题,本文提出一种基于闭环伪距测量的模拟器通道群时延标定方法(简称闭环伪距测量法),利用高速直接射频采样系统对正常星座动态仿真场景下的导航信号和 1 PPS 信号同时进行记录,以 1 PPS 信号作为同步信号,通过高精度软件接收机的闭环跟踪和码伪距测量最终解算出模拟器的通道群时延.该方法适用于伪距随时间变化的正常动态下的各种调制信号仿真场景.

导航接收机在某一观测历元时刻解算的信号伪距为

$$\rho = R + c \cdot (\delta t_u - \delta t^{(s)} + I + T + \tau_{\text{sim}} + \tau_{\text{rev}}) + r_M + n \quad (3)$$

式中: $R$  为接收机与卫星之间的真实距离,可从模拟器的数学仿真记录获取; $c$  为光速; $\delta t_u$  为接收机钟差; $\delta t^{(s)}$  为卫星钟差; $I$  和  $T$  分别为电离层和对流层引入的信号延时; $\tau_{\text{sim}}$  为模拟器通道群时延; $\tau_{\text{rev}}$  为接收机通道群时延; $r_M$  为多径误差; $n$  为噪声.标定模拟器的通道群时延,关闭卫星钟差、电离层对流层效应和多径误差,此时伪距方程(3)变为式(4):

$$\rho = R + c \cdot (\delta t_u + \tau_{\text{sim}} + \tau_{\text{rev}}) + n \quad (4)$$

使用高保真度高速双通道采集存储系统对模拟器输出的射频导航信号和 1 PPS 信号同时进行直接采样,导航信号不经过下变频、滤波等处理,采集系统通道间时延偏差很小且可以通过标校进行补偿,因此  $\tau_{\text{rev}} = 0$ .以模拟器输出 1 PPS 信号上升沿作为软件接收机观测历元时刻的同步信号,可消除接收机钟差的影响,因此  $\delta t_u = 0$ .此时伪距方程变为

$$\rho = R + c \cdot \tau_{\text{sim}} + n \quad (5)$$

可见,软件接收机解算的伪距  $\rho$  和接收机与卫星之间的真实距离  $R$  存在偏差,该偏差为模拟器通道群时延所引入, $\tau_{\text{sim}}$  可由式(6)估算:

$$\hat{\tau}_{\text{sim}} = \left\langle \frac{\rho - R}{c} \right\rangle \quad (6)$$

式中: $\langle \cdot \rangle$  表示取均值.

图 2 为闭环伪距测量法的实现框图.通过外接高稳定度频标(频率稳定度: $2 \times 10^{-13}/s$ )的高性能频率综合器(附加相位噪声: $-89 \text{ dBc}@1 \text{ Hz}$ ,  $-114 \text{ dBc}@1 \text{ kHz}$ )产生采样时钟,可以消除采样时钟引入的额外误差;为了消除各设备内时基准确度和稳定度差异带来的测量误差,模拟器和矢量信号源应保证同源.衰减器可以使 1 PPS 信号的幅值匹配采集系统的输入电平,其引入的时延可以用矢量网络分析仪进行标定.

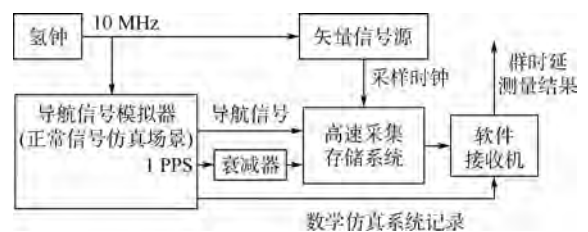


图 2 闭环伪距测量法框图

Fig. 2 Block diagram of closed-loop pseudorange measurement method

为了使软件接收机解算出信号的伪距和其对应的仿真历元时刻,采集的信号需要完整包含导航电文的一个子帧,以 GPS 为例,一个子帧长度<sup>[14]</sup>为 6 s,所以采集的信号长度应不低于 12 s.

软件接收机对采集的导航信号进行捕获跟踪,利用载波环辅助码环可基本消除码环的动态应力误差.待环路锁定后,以 1 PPS 上升沿作为码环伪距观测历元时刻的同步信号,上升沿对应的模拟器仿真历元时刻可从导航电文中的周内秒(Time of Week, TOW)获取.由式(6)知,将接收机解算的伪距和模拟器数学仿真系统记录的相应 TOW 时刻的伪距做数据比对和统计分析,即可测得模拟器的通道群时延值.

为了保证上升沿的判定精度,应使上升沿上至少有 2 个采样点(例如若 1 PPS 信号的上升时间在 2 ns 内,则采样率应不低于 1 GHz),在此基础上本文通过三次样条内插提高上升沿的判定精度<sup>[15]</sup>.图 3 为 1 PPS 上升沿的采样和内插结果,以 1 PPS 高电平的 50% 作为触发电平,在三次样条内插曲线上判定上升沿的位置,可以大大提高上升沿的判定精度.

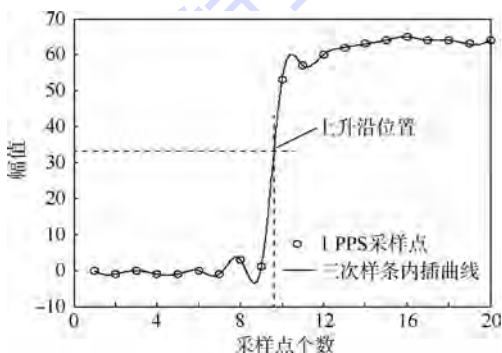


图 3 通过三次样条内插判定 1 PPS 上升沿位置

Fig. 3 1 PPS rising edge determination using cubic spline interpolation

### 3 实验分析

使用传统方法和闭环伪距测量法对英国 Spirent 公司的 GSS8000 模拟器和长沙市卫导电子科技有限公司的 NSS8000 模拟器的通道群时延分别进行了标定.实验中设置模拟器输出 GPS L1 C/A 码信号,GSS8000 输出导航信号的载噪比经实测为 93.9 dB · Hz,NSS8000 输出导航信号的载噪比经实测为 94.3 dB · Hz.

#### 3.1 时域翻转点法

使用美国 Tektronix 公司的 DSA72004 示波器观测相位翻转点与 1 PPS 上升沿的时延作为模拟

器的通道群时延.图 4(a)为 GSS8000 的单个测量结果,图 4(b)为 NSS8000 的单个测量结果,对 10 次观测结果取平均,测得 GSS8000 的群时延为 3.08 ns,NSS8000 的群时延为 6.10 ns.

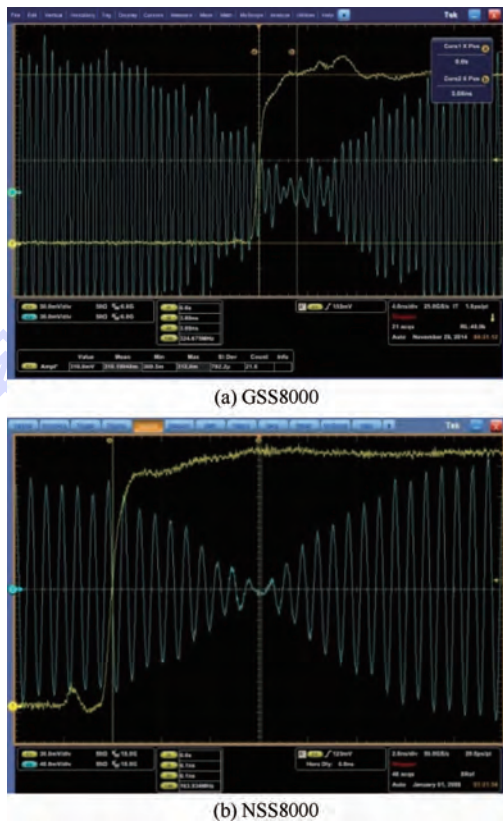


图 4 两种模拟器群时延的时域翻转点法测量结果

Fig. 4 Group delay measurement results of two simulators using time domain transition point method

#### 3.2 相关域开环估计法

使用高速采集存储系统采集零伪距特殊仿真场景的信号,并使用开环相关域估计法解算模拟器通道群时延.利用零伪距特殊仿真场景中信号不存在多普勒频移的特点,设定本地载波频率为标称频率,本地伪码相位为捕获到的伪码相位,并使载波环和码环保持开环;为了消除本地载波初相误差带来的影响,对于码相位误差使用非相干鉴相方法<sup>[16-17]</sup>,即可测得本地伪码相位与信号伪码相位的差异,进而测得信号伪码序列的起始位置,得到模拟器通道群时延测量值.数据采集时的采样率为 1 GHz,采样分辨率为 8 bit,采集的信号长度为 2 s.模拟器通道群时延测量结果如图 5 所示.

图 5 中每 ms 输出一个测量值,其中 GSS8000 的群时延和 NSS8000 的群时延相差约 5.5 ns,为了清晰对比二者的抖动情况,将 GSS8000 的群时延测量结果向上平移了 5 ns.模拟器通道群时延的统计结果如表 1 所示.

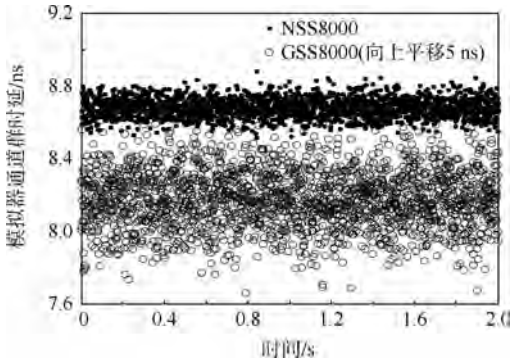


图5 相关域开环估计法的群时延测量结果

Fig. 5 Group delay measurement results using correlation domain open-loop estimation method

表1 相关域开环估计法的群时延统计结果

Table 1 Statistical results of group delay measurement using correlation domain open-loop estimation method

模拟器	群时延/ns	
	均值	标准差
GSS8000	3.182	0.159
NSS8000	8.684	0.054

### 3.3 闭环伪距测量法

使用高速采集存储系统采集正常信号仿真场景下的信号,并使用闭环伪距测量法对 GSS8000 和 NSS8000 的群时延进行标定.数据采集时的采样率为 1 GHz,采样分辨率为 8 bit,采集的信号长度为 13 s,测量结果如图 6 所示.

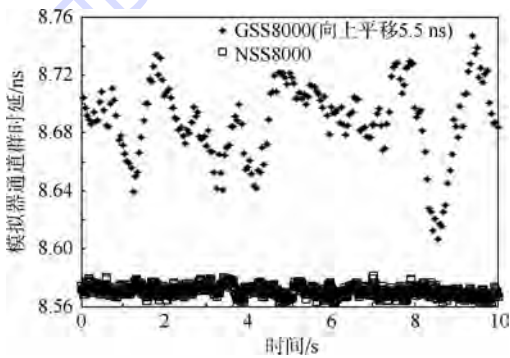


图6 闭环伪距测量法的群时延结果

Fig. 6 Group delay measurement results using closed-loop pseudorange measurement method

实验中软件接收机的码环带宽为 2.5 Hz, 早迟相关器间距为一码片,相干积分时间为 1 ms,接收机每 ms 输出一个伪距观测量.由于受被测模拟器数学仿真系统的伪距记录更新率限制,图 6 中 GSS8000 的群时延测量结果每 50 ms 输出一个,并向上平移了 5.5 ns, NSS8000 的群时延测量结果每 10 ms 输出一个.模拟器通道群时延的统计结果如表 2 所示.

表2 闭环伪距测量法的群时延统计结果

Table 2 Statistical results of group delay measurement using closed-loop pseudorange measurement method

模拟器	群时延/ns	
	均值	标准差
GSS8000	3.188	0.027
NSS8000	8.571	0.004

从以上测量结果可知,对于 GSS8000,闭环伪距测量法和时域翻转点法的一致性在 0.2 ns 内,而对于 NSS8000,闭环伪距测量法和时域翻转点法的结果存在约 2.5 ns 的偏差;两种模拟器群时延使用闭环伪距测量法和相关域开环估计法的测量结果均值差均在 0.2 ns 内.从 3 种测量方法的原理可知,在模拟器通道特性非理想的情况下,闭环伪距测量法可以真实准确测得模拟器的通道群时延,而时域翻转点测量法的测量结果并不能真实反映模拟器的群时延值.

实际上,对模拟器通道群时延的标定最终是为了消除接收机通道群时延引入的伪距偏差,而接收机通过 DLL 环对正常仿真场景下的信号做闭环跟踪,因而利用闭环伪距测量法对模拟器的群时延进行标定,保证了信号仿真场景及测量原理和接收机群时延测量时的一致性,能够更好地达到测量模拟器通道群时延的目的.

值得注意的是,由于不同环境温度及相关间距下的模拟器通道群时延值可能不同,实用中应测得不同温度及相关间距下的模拟器通道群时延值提供用户使用.

### 3.4 性能分析

由闭环伪距测量法的原理知,该方法不受导航信号体制的限制,对于增加二进制偏移载波(Binary Offset Carrier, BOC)调制的宽带信号仍然适用;该方法也不受零伪距或固定伪距仿真场景的限制,适用于伪距随时间变化的正常信号仿真场景.

在加性高斯白噪声(AWGN)背景下码环闭环跟踪可得到准最佳估计,其中相干 DLL 在相关间距趋于零时码相位估计误差标准差可达 Cramer-Rao 限,且闭环伪距测量法易于通过载波环辅助码环来消除视距动态引起的偏差;诚然开环估计也可采用最大似然等一系列最佳估计方法,但要达到闭环跟踪的精度其实现相对复杂.由表 1 和表 2 的群时延统计结果可知,本次实验中闭环伪距测量法测得结果的标准差小于相关域开环估计法,这是因为本文在开环估计法中直接利

用了码环鉴相器输出作为估计结果,而在闭环伪距测量法中则对鉴相结果进一步利用环路滤波器抑制了噪声的影响且通过载波环辅助码环消除了动态应力误差,最后通过连续的闭环调整使得环路始终工作在鉴相曲线的过零点附近。

闭环伪距测量法的测量误差主要由 1 PPS 上升沿位置的判定、热噪声和线缆等引入。闭环伪距测量法中的数据采样率不低于 1 GHz,因此 1 PPS 上升沿位置的判定误差小于 0.5 ns。热噪声对测量精度的影响可以通过对码环跟踪性能的分析得到<sup>[18-20]</sup>。当早迟相关器间距为一码片、码环带宽为 2.5 Hz、相干积分时间为 1 ms、射频前端带宽为 20 MHz 时,码环跟踪误差的标准差在不同载噪比和伪码速率  $R_c$  下的变化情况如图 7 所示。

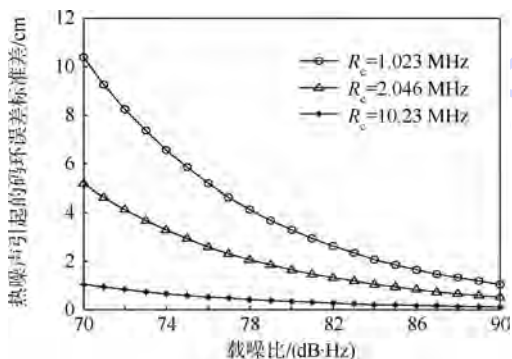


图 7 不同载噪比下的码环跟踪精度

Fig. 7 Code tracking accuracy versus carrier noise ratio

模拟器高功率口信号的载噪比可达 80 dB·Hz 以上<sup>[21]</sup>,此时在 1.023 MHz 的伪码速率下,码环跟踪误差的标准差小于 4 cm,相应的码相位测量误差标准差小于 0.15 ns。闭环伪距测量法的各项不确定度来源如表 3 所示,其中线缆、连接器、衰减器引起的不确定度参照文献[2,5]。由表 3 可知,合成标准不确定度优于 0.7 ns。由表 3 可见,闭环伪距测量法的测量不确定度主要受限于 1 PPS 上升沿判定的误差。

表 3 模拟器群时延标定的测量不确定度

Table 3 Measurement uncertainty of simulator time delay calibration

不确定度来源	不确定度/ns
线缆、连接器	0.3
衰减器	0.1
采集卡通道时延偏差	0.3
1PPS 上升沿判定	0.5
码环跟踪误差	0.2
合成标准不确定度	0.7

## 4 结 论

本文提出一种基于闭环伪距测量的模拟器通

道群时延标定方法,并使用该方法对两种商用模拟器的群时延进行了标定,对实验结果和算法性能进行分析后,主要得到:

1) 本文方法使用的信号仿真场景及测量原理与接收机通道群时延测试时一致,可以真实准确地标定非理想通道特性下的模拟器通道群时延。

2) 本文方法利用码跟踪环的闭环高精度跟踪,容易实现比传统测量方法更高精度的通道群时延标定。

3) 本文方法可以对真实卫星动态、用户动态及各种导航信号体制下模拟器的通道群时延进行标定。

## 参考文献 (References)

[1] Landis G P, White J. Limitation of GPS receiver calibrations [C]//Proceedings of 34th Annual Precise Time and Time Interval (PTTI) Meeting. Manassas, VA: ION, 2002: 325-332.

[2] Plumb J, Larson K M, White J, et al. Absolute calibration of a geodetic time transfer system [J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2005, 52 (11): 1904-1911.

[3] 冯富元. GPS 信号模拟源及测试技术研究和实现 [D]. 北京: 北京邮电大学, 2009.

Feng F Y. GPS signal simulation source test technology research and implementation [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2009 (in Chinese).

[4] Boulton P, Read A, Wong R. Formal verification testing of Galileo RF constellation simulators [C]//Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2007). Manassas, VA: ION, 2007: 1564-1575.

[5] Grunert U, Thoelert S, Denks H, et al. Using of spirent GPS/Galileo HW simulator for timing receiver calibration [C]//Position, Location and Navigation Symposium. New York: IEEE/ION, 2008: 77-81.

[6] Proia A, Cibiel G. Progress report of CNES activities regarding the absolute calibration method [C]//Proceedings of the 42th Annual Precise Time and Time Interval (PTTI) Systems and Applications Meeting. Manassas, VA: ION, 2010: 16-18.

[7] Proia A, Cibiel G, White J, et al. Absolute calibration of GNSS time transfer systems: NRL and CNES techniques comparison [C]//2011 Joint Conference of the IEEE International Frequency Control and the European Frequency and Time Forum (FCS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1-6.

[8] 林红磊, 牟卫华, 王飞雪, 等. 卫星导航系统信号模拟器通道零值标定方法研究 [J]. 导航定位学报, 2013, 1(4): 61-64.

Lin H L, Mou W H, Wang F X, et al. Research on calibration of GNSS signal simulator [J]. Journal of Navigation and Positioning, 2013, 1(4): 61-64 (in Chinese).

[9] Cartmell A. Considerations for calibration of frequency dependent delays [C]//Proceedings of the 13th International Technical

- Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2000). Manassas, VA: ION, 2000: 799-809.
- [10] Parkinson B W, Spilker J J. The global positioning system: Theory and applications. Volume 1 [M]. Reston: AIAA, 1996: 410.
- [11] 吴海涛, 李孝辉, 卢晓春等. 卫星导航系统时间基础 [M]. 北京: 科学出版社, 2011: 147-148.  
Wu H T, Li X H, Lu X C. Time base of GNSS [M]. Beijing: Science Press, 2011: 147-148 (in Chinese).
- [12] Ma C, Lachapelle G, Cannon M E. Implementation of a software GPS receiver [C] // Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2004). Manassas, VA: ION, 2004: 21-24.
- [13] Tetewsky A, Soltz A, Fuhry D, et al. Validating the validating tool: Defining and measuring GPS simulator specifications [C] // Proceedings of the 10th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 1997). Manassas, VA: ION, 1997: 1681-1695.
- [14] IS-GPS-200G. Navstar GPS space segment/navigation user interfaces [S]. CA: ARINC Research Corporation, 2012: 74-75.
- [15] 李庆扬, 王能超, 易大义. 数值分析 [M]. 5 版. 北京: 清华大学出版社, 2008: 41-42.  
Li Q Y, Wang N C, Yi D Y. Numerical analysis [M]. 5th ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 41-42 (in Chinese).
- [16] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 71-72.  
Xie G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 71-72 (in Chinese).
- [17] van Dierendonck A J, Fenton P, Ford T. Theory and performance of narrow correlator spacing in a GPS receiver [J]. Navigation, 1992, 39(3): 265-283.
- [18] Betz J W, Kolodziejcki K R. Extended theory of early-late code tracking for a bandlimited GPS receiver [J]. Navigation, 2000, 47(3): 211-226.
- [19] Kaplan E D, Hegarty C J. Understanding GPS principles and applications [M]. 2nd ed. Norwood, MA: Artech House, 2006: 173-178.
- [20] Kou Y H, Sui J T, Chen Y B, et al. Test of pseudorange accuracy in GNSS RF constellation simulator [C] // Proceedings of 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation 2012 (ION GNSS 2012). Manassas, VA: ION, 2012: 161-173.
- [21] Zhang H, Kou Y H. Single-SV timing in GNSS signal simulator and receiver closed-loop testing [C] // Proceedings of the 45th Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting. Manassas, VA: ION, 2013: 94-100.

## Group delay calibration method for GNSS signal simulator channel

LI Shiguang<sup>1</sup>, KOU Yanhong<sup>\*2</sup>, YANG Jun<sup>1</sup>, WANG Wei<sup>1</sup>

(1. National Key Laboratory of Metrology and Calibration Technology, The Second Institute of China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100039, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Two kinds of traditional group delay calibration methods for global navigation satellite system (GNSS) signal simulator channels have been reported so far, which are phase transition point method and correlation peak method. Both of them measure the group delay in a special simulation scenario with zero or fixed pseudorange, and the measurements under non-ideal channel transmission characteristics are biased estimates of the group delay. A group delay calibration method for simulator channel based on closed-loop pseudorange measurement was proposed, and the corresponding group delay calibration system for GNSS signal simulator channels were designed. Firstly, the navigation signal and one pulse per second (1 PPS) signal outputted by the simulator in normal constellation dynamic scenario were recorded simultaneously by a high-speed direct radio frequency (RF) sampling and storage system. Secondly, the navigation signal was captured and tracked by a software receiver, and the 1 PPS signal rising edge was determined by cubic spline interpolation and used as the pseudorange measurement epoch. Then the group delay can be obtained by data comparison between the software receiver-measured pseudorange and the simulator-recorded true pseudorange. Finally, the group delays of two different commercial simulators were calibrated employing all the above methods. The experimental results show that the proposed method is effectively feasible and the measurement uncertainty reaches below 0.7 ns.

**Key words:** global navigation satellite system (GNSS) signal simulator; group delay; direct radio frequency (RF) sampling; software receiver; cubic spline interpolation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0009

# 基于像素间孤波的图像处理模型分析

朱自民<sup>1,2</sup>, 刘荣强<sup>\*1</sup>, 刘芬芬<sup>2</sup>, 曹有为<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 东北林业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150040)

**摘 要:** 通过对数字图像像素栅格之间非线性影响的研究,建立了像素间非线性影响的一维和二维时间演化方程模型,通过对方程模型的分析可知图像在空间上是离散的,图像像素之间的作用关系是非线性连续的,且方程具有解析性的孤波解.模型重点研究像素孤波的两个孤波之间的相互作用,给出了像素孤波的二孤波解,利用像素孤波的相互作用来研究模型的性能,发现像素孤波相互作用后仍能保持自身性质不变,因此可用像素孤波代替像素本身.同时发现像素孤波在相互作用时其幅值是两者的非线性叠加,可以作为影响的结果;并且像素孤波相互作用时其相位会发生特定的改变,可以将其映射为像素之间相互影响的方向信息.通过实验表明,模型可以用在图像滤波中,平滑度并不最优但是图像细节得到更多保留.

**关键词:** 像素栅格; 非线性微分-差分方程; 孤波算法; 多尺度图像孤波; 图像滤波  
**中图分类号:** V243.5; TB553

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2335-05

从算法来看,数字图像处理可以分为很多种,传统的方法如 Mallat 小波变换是将图像分为像素点来处理,现今用的较多的是利用偏微分方程将图像视为某种场或物理状态的演化进行处理.图像在采集、传输和存贮的过程中不可避免地会受到外界源的干扰而产生噪声,要想获得高质量的图像信息,滤除噪声是必不可少的步骤,而滤波效果的好坏会直接影响图像的处理效果,因此利用算法进行图像滤波处理至关重要.国外, Osher 和 Vese 提出了一个非线性双曲型的冲击滤波器模型,利用模型进行边缘增强和去模糊处理<sup>[1]</sup>; Perona 和 Malik<sup>[2]</sup> 于 1990 年提出图像去噪模型,为偏微分方程在图像处理领域的应用开辟了很多新的方向,减弱噪声的同时模糊图像区域边界等特征<sup>[3]</sup>; Shapiro 将离散正交小波变换应用于图像编码,得到了比其他图像编码方法更好的压缩效果<sup>[4]</sup>; Mallat 等最早将小波变换应用于信号的奇

异性检验及图像多尺度边缘提取中,取得满意的实验结果<sup>[5-7]</sup>.国内学者也对图像处理的各方面进行了较多的研究,晁锐等改进了小波变换基础上的图像融合算法;大连海事大学的郭亮研究了基于偏微分方程的图像滤波处理,通过实验证明了改进 PM 模型的合理性和有效性;蔡超对基于小波分析和偏微分方程的图像处理方法进行了细致的研究;董卫军研究了小波变换在图像处理中的应用<sup>[8-11]</sup>.

无论哪种算法,在进行图像处理时,都是将图像分为连续和离散(数字的)两种.当图像函数为连续时,通常采用偏微分方程进行处理;当图像离散时,多采用随机理论和小波分析进行处理.本文提出的一种算法<sup>[12]</sup>是对电荷耦合器件(CCD)传感器的物理描述,CCD 传感器在采样点处数字化,形成像素栅格,这些像素在空间上是分立的,但像素之间的信息结构是相互联系的,文中利用

收稿日期: 2015-01-05; 录用日期: 2015-03-04; 网络出版时间: 2015-04-02 09:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.0956.006.html

作者简介: 朱自民(1974—),男,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,my\_zzm@sina.com

\* 通讯作者: 刘荣强(1964—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,liurq@hit.edu.cn,主要研究方向为月球探测车关键技术、多自由度宇航空间机械臂制振控制、可穿戴机器人、军用助战机器人及民用助力机器人.

**引用格式:** 朱自民, 刘荣强, 刘芬芬, 等. 基于像素间孤波的图像处理模型分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2335-2339. Zhu Z M, Liu R Q, Liu F F, et al. Analysis of image processing model based on pixels of solitary waves[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2335-2339 (in Chinese).

像素在空间上分立、在信息结构上相联系的特性,建立了像素之间的时间演化方程.当空间结构信息是非线性时,可得到图像像素的非线性微分差分方程,分析证明该演化方程具有孤波解的形式,该孤波解在研究中被称作图像孤波.首先借助文献[12]建立时间演化方程,对方程进行分析求解,提出基于孤波的图像处理模型,并应用于图像滤波处理.

### 1 图像孤波模型的建立

图1和图2分别建立了一维和二维图像像素栅格动力系统模型.

图1表示的是一维非线性像素栅格动力学方程,设 $x_n(t)$ 表示第 $n$ 个像素值为 $M$ 的像元受到相邻像元影响所产生的效应, $F(r) = a(1 - e^{-br})$ 为像素相互之间的影响效果<sup>[12]</sup>,其中: $r$ 为连续变量, $a$ 为图像的性质参数, $b$ 为图像集群性质,集群近景则 $b$ 值小,反之则 $b$ 值大,而其他像素对它的影响可以忽略不计,则像素作用时间演化方程为<sup>[13-14]</sup>

$$M \frac{d^2 x_n}{dt^2} = F(x_{n+1} - x_n) - F(x_n - x_{n-1}) \quad n = 1, 2, \dots, N \quad (1)$$

式中: $n$ 为单行像素栅格中像素点的分布,故为整数; $N$ 为行像素的最大值; $x_n$ 为第 $n$ 个像素的影响效应. $r$ 离散为变量 $r_n$ ,令相对作用效果为

$$r_n = x_{n+1} - x_n \quad (2)$$

结合式(1)则:

$$M \frac{d^2 r_n}{dt^2} = M \left( \frac{d^2 x_{n+1}}{dt^2} - \frac{d^2 x_n}{dt^2} \right) = F(x_{n+1} - x_n) - F(x_n - x_{n-1})$$

进一步化简:

$$M \frac{d^2 r_n}{dt^2} = F(r_{n+1}) + F(r_{n-1}) - 2F(r_n) \quad (3)$$

结合公式 $F(r) = a(1 - e^{-br})$ 对式(3)进行化简:

$$M \frac{d^2 r_n}{dt^2} = a(1 - e^{-br_{n+1}}) + a(1 - e^{-br_{n-1}}) - 2a(1 - e^{-br_n}) = a(2e^{-br_n} - e^{-br_{n+1}} - e^{-br_{n-1}})$$

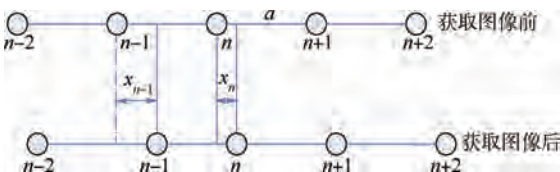


图1 一维图像像素栅格动力系统模型

Fig. 1 One-dimensional image pixel grid power system model

进一步推导,式(3)可化为

$$\frac{d^2 r_n}{dt^2} = \frac{a}{M} (2e^{-br_n} - e^{-br_{n+1}} - e^{-br_{n-1}}) \quad (4)$$

式(4)是标准的非线性微分差分方程,由于式(4)中 $n$ 为整数,其表明像素作用的时间演化方程有孤波形式的解析解,即图像孤波解<sup>[15]</sup>:

$$r_n = -\frac{1}{b} \ln \left[ 1 + \frac{M}{ab} \beta^2 \operatorname{sech}^2(kn \pm \beta t) \right] \quad (5)$$

式中: $\beta = \pm \sqrt{\frac{ab}{M}} \sinh k$ .

根据图2的二维像素栅格方程,考察某像素点受四邻域像素的影响.利用Hamilton理论建立四次非线性相互作用下的二维像素影响方程,该方程的Hamilton为<sup>[16]</sup>

$$H = \sum_{l,m} \left[ \frac{p_{l,m}^2}{2M} + \frac{1}{2} K_x (u_{l+1,m} - u_{l,m})^2 + \frac{1}{4} \beta_x K_x (u_{l+1,m} - u_{l,m})^4 \right] + \sum_{l,m} \left[ \frac{1}{2} K_y (u_{l,m+1} - u_{l,m})^2 + \frac{1}{4} \beta_y K_y (u_{l,m+1} - u_{l,m})^4 \right] \quad (6)$$

式中: $M$ 、 $p_{l,m}$ 和 $u_{l,m}$ 分别为像素的大小、第 $l$ 列第 $m$ 行像素的动量和作用效果; $K_x$ 和 $K_y$ 分别为 $x$ 轴方向和 $y$ 轴方向的作用效果常数.结合文献[12]可知,式(6)等价于二维非线性薛定谔方程<sup>[17]</sup>:

$$i \frac{\partial u}{\partial t} + \alpha \frac{\partial^2 u}{\partial X_l^2} + \beta \frac{\partial^2 u}{\partial Y_m^2} + \gamma |u|^2 u = 0 \quad (7)$$

式中: $u$ 为像素间影响效果; $X_l$ 为 $x$ 轴方向上的影响; $Y_m$ 为 $y$ 轴方向上的影响; $\gamma$ 和 $\alpha$ 为对应的影响系数.

式(7)也具有孤波解,并可简化方程组:

$$\begin{cases} M \frac{d^2 r_n}{dt^2} = F(r_{n+1}) + F(r_{n-1}) - 2F(r_n) \\ M \frac{d^2 r_m}{dt^2} = F(r_{m+1}) + F(r_{m-1}) - 2F(r_m) \end{cases} \quad (8)$$

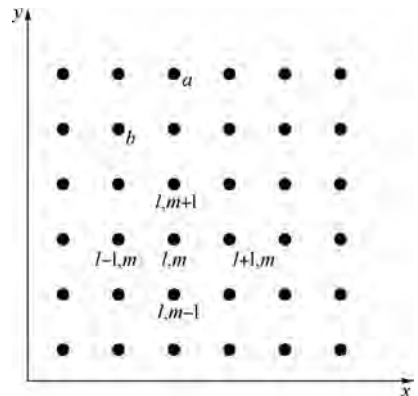


图2 二维图像像素栅格

Fig. 2 Two-dimensional image pixel grid

当  $m, n$  代表  $x$  轴和  $y$  轴时,方程组 (8) 表示孤波在笛卡儿坐标系中横向和纵向的传播. 由式 (1) 可知,二维图像像素影响方程的解可以根据一维模型的解直接推出,这就是图像的二维模型.

## 2 孤波图像处理模型性能分析

根据像素动力学方程,本节对模型性能进行分析并应用此动力学方程来对图像进行处理. 像素栅格方程实际上是一个非线性微分-差分方程,若按照偏微分方程在图像处理中的方法,直接利用演化方程对图像进行处理,将会出现很多问题. 考虑到方程是非线性且解不唯一的特性,文中详细分析了孤波性能并根据模型性能对图像进行处理.

分析孤波间的相互作用,可知像素栅格方程具有多孤波解. 实际应用中主要考察 2 孤子解的相互作用,具体分析如下:

$$\psi_n = 1 + \varphi_1 + \varphi_2 + A_{12}\varphi_1\varphi_2 \quad (9)$$

式中:

$$\varphi_i = e^{2(k_n - \omega_i t - \delta_i)} \quad i = 1, 2 \quad (10)$$

$$\omega_i = \frac{ab}{m} \sinh^2 k_i \quad (11)$$

$$A_{12} = \frac{\sinh^2(k_1 - k_2) - \frac{m}{ab}(\omega_1 - \omega_2)^2}{\frac{m}{ab}(\omega_1 + \omega_2)^2 - \sinh^2(k_1 + k_2)} \quad (12)$$

式 (10) 中  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  分别对应参数为  $k_1$  和  $k_2$  的孤立子解的像素孤波,  $\omega_1$  和  $\omega_2$  的正负性代表像素孤波之间不同的行进方向,文中主要分析像素孤波相对行进的情况,此时  $\omega_1$  和  $\omega_2$  异号.

相对作用的情况下,  $\omega_1 = \frac{ab}{m} \sinh k_1$  和  $\omega_2 = -\frac{ab}{m} \sinh k_2$ , 则

$$A_{12} = \frac{\cosh(k_1 - k_2) + 1}{\cosh(k_1 + k_2) + 1} \quad (13)$$

引入由  $f_n$  所表示的波形. 注意到  $f_n = \frac{m}{b} \cdot$

$(\ln(1 + \varphi_1))_u$  与  $f_n = \frac{m}{b}(\ln(1 + \varphi_2))_u$  分别表示参数  $k_1$  与  $k_2$  的像素孤波,下标  $u$  表示对时间的二阶导数,且  $(\ln \varphi_1)_u = (\ln \varphi_2)_u = 0, k_1 > k_2 > 0$ , 考虑  $\varphi_1$  与  $\varphi_2$  取值范围不同时  $f_n$  所表示的波形,孤立波有如下 4 条性质:

1)  $\varphi_2 \approx 1, \varphi_1 \leq 1$  时,  $\psi_n = 1 + \varphi_2$ , 相应于  $k_2$  波;

当  $\varphi_2 \approx 1, \varphi_1 \geq 1$  时,  $\psi_n = \varphi_1(1 + A_{12}\varphi_2), f_n = \frac{m}{b} \cdot$

$(\ln \psi_n)_u = \frac{m}{b}(\ln(1 + \tilde{\varphi}_2))_u$ , 其中  $\tilde{\varphi}_2 = A_{12}\varphi_2 \cdot \exp\left[2\left(k_2 n - \omega_2 t - \delta_2 + \frac{1}{2}\ln A_{12}\right)\right]$  这也相应于  $k_2$  波,但相位有所移动,由  $\delta_2$  变到  $\delta'_2 = \delta_2 - \frac{1}{2}\ln A_{12}$ .

2) 同理,当  $\varphi_1 \approx 1, \varphi_2 \leq 1$  时,  $\psi_n = 1 + \varphi_1$ , 相应于  $k_1$  波;当  $\varphi_1 \approx 1, \varphi_2 \geq 1$  时,这也相应于  $k_1$  波,但相位有所移动,相应  $\delta_1$  改变为  $\delta'_1 = \delta_1 - \frac{1}{2}\ln A_{12}$ .

3) 当  $\varphi_1 \leq 1, \varphi_2 \leq 1$  时,  $\psi_n \approx 1, (\ln \psi_n)_u \approx 0$ , 即  $f_n \ll 1$ ; 当  $\varphi_1 \geq 1, \varphi_2 \geq 1$  时,  $\psi_n \approx A_{12}\varphi_1\varphi_2, (\ln \psi_n)_u = (\ln \varphi_1)_u + (\ln \varphi_2)_u \approx 0$ , 即  $f_n \ll 1$ ; 当  $\varphi_1 \geq 1, \varphi_1\varphi_2 \approx 1$  时,  $\psi_n \approx \varphi_2$ , 而  $\varphi_2 \leq 1, \varphi_1\varphi_2 \approx 1$  时,  $\psi_n \approx \varphi_1$ , 均有  $(\ln \psi_n)_u \approx 0$ , 即  $f_n \ll 1$ ; 均表示没有像素孤波.

4) 当  $\varphi_1 \approx 1, \varphi_2 \approx 1$  时,两个像素孤波非线性叠加.

利用上面像素孤波的存在情况来分析在整个时间轴演化时波形的变化情况进行讨论:

1) 在  $k_2 n - \omega_2 t - \delta_2 = 0$  附近,  $\varphi_2 \approx 1$ , 而  $\varphi_1 = \exp\left[2\left(\frac{k_1\omega_2 - k_2\omega_1}{k_2}t - \delta_1 - \frac{k_1\delta_2}{k_2}\right)\right], k_1\omega_2 - k_2\omega_1 = \sqrt{\frac{ab}{m}}(k_1 \sinh k_2 - k_2 \sinh k_1) < 0$ , 故  $\varphi_1 \rightarrow \infty$ , 由上述像素孤波存在性质可知在  $k_2 n - \omega_2 t - \delta_2 = 0$  附近  $\psi_n \rightarrow \infty, f_n$  近似于  $k_2$  波,中心位置在  $\delta_2 - \frac{1}{2}\ln A_{12}$ .

2) 在  $k_1 n - \omega_1 t - \delta_1 = 0$  附近,  $\varphi_1 \approx 1$ , 而  $\varphi_2 = \exp\left[2\left(\frac{k_2\omega_1 - k_1\omega_2}{k_1}t - \delta_1 + \frac{k_2\delta_1}{k_1}\right)\right], k_2\omega_1 - k_1\omega_2 = \sqrt{\frac{ab}{m}}(k_2 \sinh k_1 - k_1 \sinh k_2) > 0$ , 故  $\varphi_2 \rightarrow 0$ , 可知在  $k_1 n - \omega_1 t - \delta_1 = 0$  附近,  $f_n$  近似于  $k_1$  波.

3) 除去上述的其他地方,  $\varphi_1, \varphi_2$  很小或者是很大,  $f_n \approx 0$ , 即表示没有像素孤波.

当  $|t|$  很大时,  $\varphi_1 \approx 1$  与  $\varphi_2 \approx 1$  都不同时成立; 所以当  $t \rightarrow -\infty$  或  $t \rightarrow \infty$  时,  $k_1$  波与  $k_2$  波都是彼此分离地独立运动着,没有相互作用. 但当  $t$  在  $[-\infty, \infty]$  演化时,参数  $k_1$  的波逐渐追赶上参数  $k_2$  对应的波,当达到  $\varphi_1 \approx 1, \varphi_2 \approx 1$  的位置时,两个像素孤波便会发生相互作用,作用后参数  $k_1$  波将超前于参数  $k_2$  的波,两个像素孤波又相互分开各自独立运动.

两个像素孤波发生相互作用的具体位置  $n$  和时间  $t$  则由  $k_1 n - \omega_1 t - \delta_1 = k_2 n - \omega_2 t - \delta_2 = 0$  来求

解,结果为

$$n = -\frac{-\omega_2\delta_1 + \delta_2\omega_1}{-k_2\omega_1 + k_1\omega_2} \quad t = -\frac{-k_2\delta_1 + k_1\delta_2}{-k_2\omega_1 + k_1\omega_2}$$

两个像素孤波发生相互影响后,像素孤波不会发生改变,只是波的中心位置分别由  $\delta'_2$  和  $\delta'_1$  移到  $\delta_2$  和  $\delta'_1$ ,即参数为  $k_1$  像素孤波在原基础上向前平移  $\frac{1}{2}\ln A_{12}$ ,像素参数为  $k_2$  孤波则对应向后平移  $\frac{1}{2}\ln A_{12}$ .

说明模型存在两个像素孤波,且两个孤波可以相互影响,影响过后又可恢复到各自的原来状态,这样稳定的孤波具有原子性,对其他像素产生影响自身却并不发生改变,因此可以用孤波代替图像的像素.

相互作用后的两个孤波形状和速度都没有改变,只是像素孤波的相位发生了改变.因此从相位改变中提取图像的方位信息,建立一种映射将相位偏移转化为方位信息  $\Psi' = \Psi + \psi$ ,其中  $\Psi$  为孤波的前进方向, $\psi$  为相位的偏移方向, $\Psi'$  为相位改变后的方向.同时,两个孤波产生碰撞时像素孤波的幅值是非线性叠加的,这个非线性叠加的幅值即像素之间相互影响的大小.

### 3 模型在图像滤波中应用

由第2节的论述可知,像素栅格方程有很多孤波解,但众多的孤波解并不能直接用于方程演化,文中利用方程的解直接作用到像素上也就是用孤波代替像素.应用文中的模型对图像进行滤波处理,主要注意如下几点:

1) 孤波模型具有解析解,可以直接代替像素,孤波幅值的变化与参数  $k_1$  和  $k_2$  有关且与波的宽度成反比,不同的参数值可以得到不同尺度的孤波,处理中将归一化的像素值作为孤波初始值,本文利用像素归一化的灰度值作为初始化的参数,通过乘以相应的系数  $k$  来改变参数得到像素孤波.

2) 处理图像时只需考虑初始相位的孤波解.

3) 虽然像素栅格方程是随时间演化的,但图像处理时只考虑相对碰撞发生时刻.

4) 处理时给出像素孤波碰撞产生相互影响的方向信息.

5) 建立4邻域孤波模板,将1)~4)放在一个处理模板里.

6) 所建立的模板利用幅值的变化范围和方向判断某像素点是否是噪声.若不能判定则改变

孤波的参数值,得到不同尺度的孤波重新进行判断,重复操作直到得到不同尺度下的图像的细节.

结合 MATLAB,利用上述方法对椒盐噪声进行图像处理的仿真,给出了以  $k$  为参数的图像滤波,结果如图3所示,其中图3(c)的  $k_1$  值为1,图3(d)的  $k_2$  值为0.8.

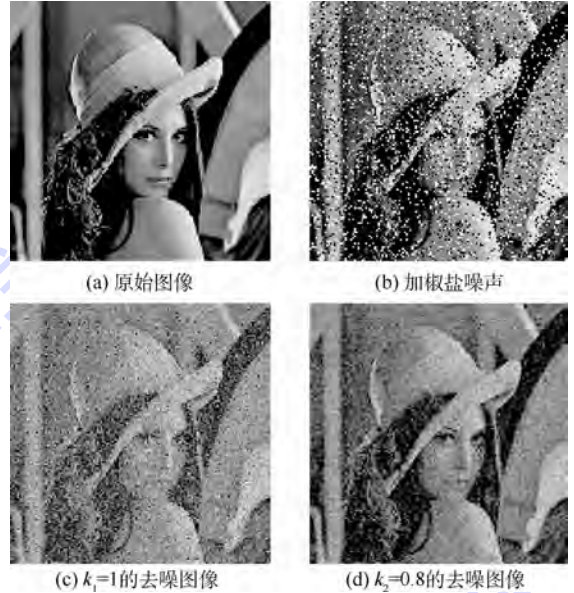


图3 基于孤波的图像滤波算法仿真

Fig. 3 Algorithm simulation of image filtering based on solitary waves

### 4 结论

本文对像素栅格动力学方程的性能进行分析,给出了利用孤波来进行图像处理的原因和方法,可以得到:

1) 像素栅格方程可以提供图像的幅值和方向信息,图像的像素可以用像素孤波来代替.

2) 文中采用的算法包含图像的方向信息,在滤波处理时可以更清晰地突出图像的边缘.

3) 文中算法处理得到的图像平滑度低于最优算子,但边缘和细节信息保留较好,高于一般的滤波算法.

4) 处理过程中参数设置不当,算法的非线性效应会造成数值计算的溢出,在对溢出进行归一化时产生的干扰噪声,有待进一步深入研究.

### 参考文献 (References)

- [1] Vese L, Osher S. The level set method links active contours, mumford-shah segmentation, and total variation restoration, CAM-report 02-05 [R]. Los Angeles, CA: CAM Report, 2002.
- [2] 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.
- [3] Xiao Z T,Xu Z B,Zhang F, et al. ESPI filtering method based on anisotropic coherence diffusion and Perona-Malik diffusion[J]. Chinese Optics Letters,2013,11(10):43-46.
- [4] Shapiro J M. Embedded image coding using zero-tree of wavelet coefficients[J]. IEEE Transactions on Signal Processing,1993,41(12):3445-3462.
- [5] Mallat S,Zhong S F. Characterization of signals from multiscale edges[J]. IEEE Transactions on PAMI,1992,14(7):710-732.
- [6] Mallat S. Multiresolution representation and wavelets [D]. Philade,PA:University of Pennsylvania,1988.
- [7] Rafiullah C,Asifullah K,Adnan I. Wavelet based image authentication and recovery[J]. Journal of Computer Science & Technology,2007(6):795-804.
- [8] 晁锐,张科,李言俊. 一种基于小波变换的图像融合算法[J]. 电子学报,2004,32(5):750-753.  
Chao R,Zhang K,Li Y J. An image fusion algorithm using wavelet transform[J]. Acta Electronica Sinica,2004,32(5):750-753 (in Chinese).
- [9] 郭亮. 基于偏微分方程的图像滤波方法研究[D]. 沈阳:大连海事大学,2013.  
Guo L. PDE-based research on image filtering methods[D]. Shenyang:Dalian Maritime University,2013 (in Chinese).
- [10] 蔡超. 基于小波和偏微分方程的图像处理方法与应用[D]. 武汉:华中科技大学,2005.  
Cai C. Wavelet and partial differential equation based image processing methods and their applications [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2005 (in Chinese).
- [11] 董卫军. 基于小波变换的图像处理技术研究[D]. 西安:西北大学,2006.  
Dong W J. Image processing technique research based on wavelet transform [D]. Xi'an: Northwest University, 2006 (in Chinese).
- [12] Zhu Z M,Liu R Q,Cao Y W, et al. Image processing algorithm based on solitary wave[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014(539):126-130.
- [13] 田强. 晶格振动简正坐标的具体表述及其讨论[J]. 大学物理,1999(8):7-8.  
Tian Q. Discussions on some relations about ortho-coordinate [J]. College Physics,1999(8):7-8 (in Chinese).
- [14] 陈登远. 孤子引论[M]. 北京:科学出版社,2006:39-41.  
Chen D Y. An introduction to soliton [M]. Beijing: Science Press,2006:39-41 (in Chinese).
- [15] Hirota R. Exact solutions of Korteweg-de veris equation for multiple collisions of solutions [J]. Physical Review Letters, 1971,27(18):1192-1194.
- [16] Remoissenet M. Waves called solitons[M]. 2nd ed. Berlin Heidelberg:Springer,1999:138-204.
- [17] Sulem C,Sulem P L. The nonlinear Schrodinger equation: Self-focusing and wave collapse[M]. New York:Springer New York Inc.,1999:57-92.

## Analysis of image processing model based on pixels of solitary waves

ZHU Zimin<sup>1,2</sup>, LIU Rongqiang<sup>\*1</sup>, LIU Fenfen<sup>2</sup>, CAO Youwei<sup>2</sup>

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Northeast Forestry University, Harbin 150040, China)

**Abstract:** Through the study on nonlinear effect of digital image pixel grid, the one-dimensional and two-dimensional time evolution equations model of nonlinear effect between pixels were established, the analysis of the equation model shows that the image was discrete in space, but on the structure of mutual information was a continuous differential difference equations, and the equation had analytic solitary wave solutions. The model was used to study the interaction of image pixels between two solitary waves, pixel solitary wave of two solitary wave solutions were given, and used the interaction of solitary waves of the pixel to study the performance of model, it was found that pixel solitary wave can still maintain their properties unchanged after the interaction, so pixel itself can be replaced by pixel solitary wave. To study the interaction situation of pixel solitary wave, it was found that pixel solitary wave amplitude was nonlinear superposition of the two, so it could be used as the result of the influence. The phase change of pixel solitary wave can map for direction and provide direction information of the image. The experiment result shows that the model can be used in image filtering, although the smoothness is not optimal, image details retain more.

**Key words:** pixel grid; nonlinear differential difference equations; solitary wave algorithm; multi-scale image solitary wave; image filtering

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0011

# 混合约束下随船备件配置优化方法

蔡芝明<sup>1,2</sup>, 金家善<sup>\*1,2</sup>, 陈砚桥<sup>1,2</sup>

(1. 海军工程大学 舰船动力工程军队重点实验室, 武汉 430033; 2. 海军工程大学 动力工程学院, 武汉 430033)

**摘 要:** 国内外针对随船备件配置优化问题的研究目前主要集中在只有定性或定量约束上,而对既有定性又有定量约束的混合问题研究比较少.首先以舰船出海任务准备阶段为背景,以保障费用、仓库空间、载荷及维修能力为约束条件,以备件保障概率为目标函数,建立了约束因素判断矩阵并进行一致性检验,运用专家打分、归一化及边际效应法对模型进行求解;其次提出了一种系统资源约束因子确定、动态调整的方法,并对模型算法进行了优化;最后通过案例分析验证了本文提供的方法能够为解决混合约束下随船备件配置优化问题提供新的尝试.

**关键词:** 混合约束; 备件; 备件保障概率; 配置优化; 判断矩阵; 边际效应法

**中图分类号:** TJ83; U662.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2340-08

备件资源是影响装备战备完好性的关键因素,在舰船出海执行任务之前需要对随船备件配置方案进行优化,以达到在满足多个定性或定量约束条件的前提下使保障方案最优.备件配置优化在装备综合保障领域占有重要的、独特的一席之地,因而引起了国内外许多学者的广泛关注,使其成为装备保障研究领域中的热点问题.

文献[1-2]在文献[3]的基础之上将备件保障多级库存(METRIC)理论应用到舰船装备并建立了装备多层级库存优化模型;魏曙寰等<sup>[4]</sup>以备件费用、体积为约束条件,应用边际效应法求得随船备件配置最优方案;文献[5-6]以备件质量、费用为约束对航空航天备件配置优化进行了研究;文献[7]建立了以费效比为目标函数,以可用度、备件质量及体积为约束条件的优化模型;王乃超和康锐<sup>[8]</sup>运用拉格朗日乘子法和边际效应法,建立备件库存优化模型及算法;文献[9]通过对约束指标权重反复调整,求得备件最优库存方案;王

正元等<sup>[10-11]</sup>建立了基于维修能力的战时备件资源配置模型以及考虑运输时间和保障任务的均衡性,建立了仓库位置优化问题的模型并提出了求解算法;李大伟等<sup>[12]</sup>运用 Bayes 方法建立研制阶段备件配置初始方案;卢雷和杨江平<sup>[13]</sup>建立一种  $k/N(G)$  结构系统初始备件配置模型.从上述文献可以看出,一方面,多约束下随船备件配置方案优化问题是研究的热点也是难点;另一方面,文献[4-9]主要从定量方面进行研究,文献[10-11]主要从定性方面进行研究,可以看出目前研究主要集中在只有定性或定量约束问题上,而对既有定量约束又有定性约束的混合约束问题研究比较少,同时可以看出定量约束问题的解决方法不能应用于定性约束,反之亦不成立,由此可见寻找一种能够解决混合约束问题方法的重要性、必要性.

随船备件配置中一个重要问题就是如何在有限的保障费用、载荷、排水量及维修能力约束下使保障方案最优,文献[14-20]建立了不同目标函数

收稿日期: 2015-01-05; 录用日期: 2015-02-12; 网络出版时间: 2015-04-01 16:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150401.1647.006.html

基金项目: 国防预研项目(51319060103); 中国博士后科学基金(2013T60921)

作者简介: 蔡芝明(1984—),男,安徽蚌埠人,博士研究生,caizhiming1984@163.com

\* 通讯作者: 金家善(1962—),男,山东青岛人,教授,jinjiashan401@163.com,主要研究方向为舰船动力及热力系统的科学管理.

**引用格式:** 蔡芝明, 金家善, 陈砚桥. 混合约束下随船备件配置优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2340-2347.  
Cai Z M, Jin J S, Chen Y Q. Warship spare parts allotment optimization method under mixed-constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2340-2347 (in Chinese).

下的最优备件配置方案,但很少有目标函数是以备件保障概率作为优化目标,上述目标函数在实际工程应用中,管理部门是难以掌控和把握的,同时备件只是其中一个影响因素,很难使随船备件保障方案具有很高的费效比.因此,本文建立了约束因素判断矩阵并进行一致性检验,运用边际效应法、归一化及拉格朗日乘子法对模型进行求解,同时,依据专家职称及经验等赋予维修能力不同的权重,提出一种系统资源约束因子确定及动态调整的方法并对模型算法进行了优化,最后通过案例分析验证了本文方法的有效性和模型的合理性.

## 1 单舰海上备件保障模式分析

单舰海上执行任务时备件保障模式如图 1 所示,其中用于故障现场可更换的备件,按所属的层次不同可分为现场可更换单元(Line-Replaceable Unit, LRU)和车间可更换单元(Shop-Replaceable Unit, SRU),本文讨论备件保障模式的背景为舰艇海上执行任务期间,对于岸上进行的备件修理不作讨论;舰上仓库存放故障现场修理所需的备件 LRU 及 SRU;由于舰艇修理车间的修理水平相当于舰员级,其修理能力水平有限,故其作用主要是更换 LRU 及 SRU,本文模型假设故障件修理只要更换一个 LRU 或 SRU 即可修复完好,因而故障件更换的过程可以看成是相对独立的修理过程,同时具备耗费少量人力、物力资源修复少量 LRU 的能力,修复完好的 LRU 送到舰艇仓库存起来当作库存备件供后续使用,和舰上数以万计的备件存储量相比,上述事件发生的次数可以看作是小概率事件,本文模型假设舰上所有故障件都是可以更换的但却不能在舰艇修理车间进行修复;同时,因 SRU 修理需要中继级修理能力水平,所以故障的 SRU 件被存放在舰艇仓库,等返航后统一上报给岸上基地进行处理,具有修复价值的

进行修理,修复完毕后存放在岸上仓库,没有修复价值或者不能修复的直接报废.

## 2 模型建立过程

### 2.1 目标函数

船上电子设备的寿命分布都服从指数分布,计算每项备件保障概率  $P_i$  是一致的,即

$$P_i = \sum_{j=0}^J \frac{(N_i \lambda_i t_i)^j}{j!} \exp(-N_i \lambda_i t_i) \quad (1)$$

式中: $N_i$  为第  $i$  项备件单机安装数, $i$  为装备所属备件编号; $\lambda_i$  为第  $i$  项备件故障率; $j=0,1,\dots,J$ ,为第  $i$  项备件的备件需求量; $t_i$  为第  $i$  项备件供应周期,若舰艇返航后都可以补给备件,供应周期应等于舰艇在海上执行任务时间,本文假设执行任务周期为  $1a$ .

依据 LRU(SRU)的维修参数信息可以求出备件需求率,也就是备件保障概率,LRU<sub>*i*</sub>的故障率为

$$\lambda_i = \frac{D_{Ci} \cdot (1 - R_{IPi}) \cdot T_0 \cdot N_i \cdot L}{M_{TBFi} \cdot (1 - R_{IOki})} \quad (2)$$

式中, $D_{Ci}$ 为占空比,表示备件  $i$  运行时间占装备运行时间的百分比,代表了备件在所属装备上的工作强度; $R_{IPi}$ 为故障备件原位维修率; $T_0$ 为装备年平均工作时间; $L$ 为舰船装备配置数量; $M_{TBFi}$ 为备件  $i$  的平均故障间隔时间; $R_{IOki}$ 为备件  $i$  的重测完好率.根据装备的故障树,装备母体的故障率由其所属分备件的故障率决定,设母体 LRU<sub>*i*</sub> 发生故障由备件 SRU<sub>*k*</sub> ( $k \in (\text{Sub}(i))$ ) 为 LRU<sub>*i*</sub> 的子单元 SRU<sub>*k*</sub> 的集合,Sub( $i$ ) 为 LRU<sub>*i*</sub> 的集合)故障导致的概率为  $P_{ik}$ ,则 SRU<sub>*k*</sub> 的故障率为

$$\lambda_k = \lambda_i \cdot P_{ik} \quad (3)$$

$$P_{ik} = \frac{D_{Ck} \cdot N_k \cdot M_{TBFi} \cdot (1 - R_{IOki}) \cdot (1 - R_{IPk})}{M_{TBFk} \cdot (1 - R_{IOkk}) \cdot (1 - R_{IPi})} \quad (4)$$

式中: $N_k$  为分备件 SRU<sub>*k*</sub> 在其母体 LRU<sub>*i*</sub> 中的单机安装数; $D_{Ck}$ 为 SRU<sub>*k*</sub> 的占空比; $R_{IOkk}$  为 SRU<sub>*k*</sub> 重测完好率; $R_{IPk}$  为 SRU<sub>*k*</sub> 的原位维修率; $M_{TBFk}$  为 SRU<sub>*k*</sub> 的故障间隔时间.

把式(4)代入式(3)得

$$\lambda_k = \frac{D_{Ck} \cdot N_k \cdot (1 - R_{IPk}) \cdot D_{Ci} \cdot T_0 \cdot N_i \cdot L}{M_{TBFk} (1 - R_{IOkk})} \quad (5)$$

依据式(1)计算得到系统备件保障概率为

$$P_s = p_{sc} \cdot p_{sd} \quad (6)$$

式中: $p_{sd}$ 为假定在出现备件短缺的情况下,需求的备件存放在船上且可以取到的概率; $p_{sc}$ 为需求

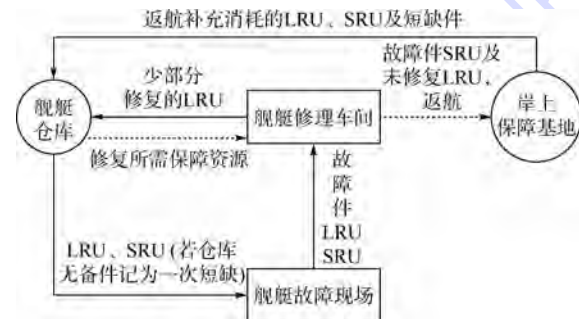


图 1 海上执行任务期间单舰备件保障模式

Fig. 1 Spares support mode for single warship on sea during mission

的备件存放在船上的概率:

$$p_{sc} = \frac{\sum_{i=1}^I N_i \lambda_i}{\lambda_T} \quad (7)$$

式中:  $\lambda_T$  为系统总故障率.

$$p_{sd} = \frac{\sum_{i=1}^I N_i \lambda_i \cdot P_i}{\sum_{i=1}^I N_i \lambda_i} \quad (8)$$

依据式(6)~式(8)计算得到系统备件保障概率,即

$$p_s = \frac{\sum_{i=1}^I N_i \lambda_i \sum_{j=0}^J \frac{(N_i \lambda_i t)^j}{j!} \exp(-N_i \lambda_i t)}{\lambda_T} \quad (9)$$

此时目标函数为

$$\max p_s \quad (10)$$

## 2.2 约束条件

**定义 1** 混约束是指既含有定量约束又含有定性约束的一种复杂约束.

本文约束条件是备件质量、费用、体积及维修工时,因备件质量、费用及体积是定量约束条件,维修工时是定性约束条件,所以本文研究的约束问题为混合约束问题.

系统备件保障概率问题可以表述为在给定保障经费、维修能力、仓库空间及载荷约束条件下,通过选择不同品种及数量的备件,使其最大.

随船携带备件所占用的空间必须小于事先给定的仓库空间指标,即

$$\sum_{i=1}^n s_i v_i \leq V_t \quad (11)$$

式中:  $v_i$  为单件 LRU、SRU 的体积;  $V_t$  为事先给定的仓库空间指标;  $s_i$  为备件  $i$  在舰艇上的存储量.

随船携带备件所需保障费用的总和必须小于事先给定的保障经费指标,即

$$\sum_{i=1}^n s_i c_i \leq C_t \quad (12)$$

式中:  $c_i$  为单件 LRU、SRU 的费用;  $C_t$  为事先给定的保障经费指标;

随船携带备件质量的总和必须小于事先给定的质量指标,即

$$\sum_{i=1}^n s_i m_i \leq M_t \quad (13)$$

式中:  $m_i$  为单件 LRU、SRU 的质量;  $M_t$  为事先给定的仓库质量指标.

随船更换及调试备件所需的维修能力必须小于事先给定的维修能力指标,即

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n s_i w_i &\leq W_t \\ W_t &= T w' \end{aligned} \quad (14)$$

式中:  $w_i$  为第  $i$  个备件从拆卸开始到测试完好结束所需要维修工时;  $h$ ;  $W_t$  为事先给定的维修能力指标;  $w'$  为船上单位时间内所具有的平均维修保障能力;  $T$  为执行任务总时间.

## 2.3 模型建立

考虑到费用、维修能力、载荷及仓库空间的限制,将上述影响因素转换为约束条件,模型建立的基本思想就是将上述限制因素转换为系统资源约束因子,运用边际效应法在满足所有指标的前提下,求出最优配置方案.所建模型为

$$\begin{cases} \max p_s \\ \sum_{i=1}^n s_i c_i \leq C_t \\ \sum_{i=1}^n s_i m_i \leq M_t \\ \sum_{i=1}^n s_i v_i \leq V_t \\ \sum_{i=1}^n s_i w_i \leq W_t \\ 0 \leq i \leq I \end{cases} \quad (15)$$

## 3 模型求解及算法优化

### 3.1 模型求解

**步骤 1** 从式(9)及式(15)可以看出,随船备件保障概率模型涉及的约束和变量较多,引进系统资源约束因子,将备件质量、体积、费用及维修能力约束统一转化为系统资源约束因子,即

$$z_i = \lambda_m m_i + \lambda_v v_i + \lambda_c c_i + \lambda_w w_i \quad (16)$$

式中:  $z_i$  为备件  $i$  的系统资源约束因子;  $\lambda_m$  为质量因子;  $\lambda_v$  为体积因子;  $\lambda_c$  为费用因子;  $\lambda_w$  为维修能力因子.

**步骤 2** 将备件质量、体积、费用及维修能力约束统一转化为系统资源约束  $z_i$  后,随船备件保障概率可表示为

$$p_s(z_1, z_2, \dots, z_i, \dots, z_I) = \sum_{i=1}^I p_s(z_i) \quad (17)$$

**步骤 3** 依据凸函数叠加之后仍然是凸函数的原理,可以利用边际效应分析法求得最优库存量,当前系统资源约束组合为

$$z_i = (z_1, z_2, \dots, z_i, \dots, z_I) \quad (18)$$

**步骤 4** 对式(17)做一阶差分,此时,边际增量为

$$\Delta P_{z_i}(s_i) = P_{z_i}(s_i + 1) - P_{z_i}(s_i)$$

$$\text{或 } \Delta \ln P_{z_i}(s_i) = \ln P_{z_i}(s_i + 1) - \ln P_{z_i}(s_i) \quad (19)$$

步骤 5 依据式(16)~式(19),计算得到边际效应值为

$$\Delta = \frac{\Delta P_{z_i}(s_i)}{\Delta z_i} \text{ 或 } \frac{\Delta \ln P_{z_i}(s_i)}{\Delta z_i} = \frac{P_{z_i}(s_i + 1) - P_{z_i}(s_i)}{(i + 1) \cdot z_i - i \cdot z_i}$$

$$\text{或 } \frac{\ln P_{z_i}(s_i + 1) - \ln P_{z_i}(s_i)}{(i + 1) \cdot z_i - i \cdot z_i} = \frac{P_{z_i}(s_i + 1) - P_{z_i}(s_i)}{z_i}$$

$$\text{或 } \frac{\ln P_{z_i}(s_i + 1) - \ln P_{z_i}(s_i)}{z_i} \quad (20)$$

在每一列中选择  $\Delta$  值最大的备件,去掉已选的  $\Delta$  值,对剩下各  $\Delta$  列的  $\Delta$  值进行比较,选择其中  $\Delta$  值最高的备件,依次类推,直到约束指标不满足要求时停止。

步骤 6 重复步骤 4~步骤 5,直到得到可行方案时停止。

### 3.2 算法优化

3.2.1 系统资源约束因子的确定及动态调整  
以  $w_i$  为例进行说明。

步骤 1 假设共有  $m$  个 LRU 及  $n$  个 SRU。

步骤 2 依据装备故障对系统的影响程度建立评分等级,见表 1。

表 1 专家因子权重

Table 1 Rating of expert factors

等级	不重要	一般	重要	关键
评分	(0,4)	[4,6)	[6,8)	[8,10)

步骤 3 专家依据表 1 对每个部件和式(19)因子进行打分,并进行归一化处理,见表 2 及表 3。

表 2 维修能力打分

Table 2 Maintenance ability scoring

备件名称	LRU <sub>1</sub>	LRU <sub>2</sub>	...	LRU <sub>m</sub>	SRU <sub>1</sub>	SRU <sub>2</sub>	...	SRU <sub>n</sub>
分值	$w_1$	$w_2$	...	$w_m$	$w_{(m+1)}$	$w_{(m+2)}$	...	$w_{(m+n)}$

表 3 约束因子权重

Table 3 Weight of constraint factors

因子	$\lambda_m$	$\lambda_v$	$\lambda_c$	$\lambda_w$
权重	$w_{\lambda_m}$	$w_{\lambda_v}$	$w_{\lambda_c}$	$w_{\lambda_w}$

步骤 4 将  $w_i$  值进行两两比较,具体见表 4。

表 4 维修能力比值对照

Table 4 Comparison of ratio of maintenance ability

备件名称	LRU <sub>1</sub>	LRU <sub>2</sub>	...	LRU <sub>m</sub>	SRU <sub>1</sub>	SRU <sub>2</sub>	...	SRU <sub>n</sub>
LRU <sub>1</sub>	$w_1/w_1$	$w_1/w_2$	...	$w_1/w_m$	$w_1/w_{(m+1)}$	$w_1/w_{(m+2)}$	...	$w_1/w_{(m+n)}$
LRU <sub>2</sub>	$w_2/w_1$	$w_2/w_2$	...	$w_2/w_m$	$w_2/w_{(m+1)}$	$w_2/w_{(m+2)}$	...	$w_2/w_{(m+n)}$
⋮	⋮	⋮	...	⋮	⋮	⋮	...	⋮
LRU <sub>m</sub>	$w_m/w_1$	$w_m/w_2$	...	$w_m/w_m$	$w_m/w_{(m+1)}$	$w_m/w_{(m+2)}$	...	$w_m/w_{(m+n)}$
SRU <sub>1</sub>	$w_{(m+1)}/w_1$	$w_{(m+1)}/w_2$	...	$w_{(m+1)}/w_m$	$w_{(m+1)}/w_{(m+1)}$	$w_{(m+1)}/w_{(m+2)}$	...	$w_{(m+1)}/w_{(m+n)}$
SRU <sub>2</sub>	$w_{(m+2)}/w_1$	$w_{(m+2)}/w_2$	...	$w_{(m+2)}/w_m$	$w_{(m+2)}/w_{(m+1)}$	$w_{(m+2)}/w_{(m+2)}$	...	$w_{(m+2)}/w_{(m+n)}$
⋮	⋮	⋮	...	⋮	⋮	⋮	...	⋮
SRU <sub>n</sub>	$w_{(m+n)}/w_1$	$w_{(m+n)}/w_2$	...	$w_{(m+n)}/w_m$	$w_{(m+n)}/w_{(m+1)}$	$w_{(m+n)}/w_{(m+2)}$	...	$w_{(m+n)}/w_{(m+n)}$

步骤 5 表 4 还可以通过矩阵来表示:

$$\text{令 } A = \begin{bmatrix} w_1/w_1 & \cdots & w_1/w_{(m+n)} \\ \vdots & & \vdots \\ w_{(m+n)}/w_1 & \cdots & w_{(m+n)}/w_{(m+n)} \end{bmatrix}$$

A 称为约束条件判断矩阵,显然  $w_{ii} = 1, w_{ij} = 1/w_{ji}$ 。

步骤 6 矩阵 A 的一致性检验,具体方法为计算随机一致性比例,即

$$C_R = \frac{C_1}{R_1} = \frac{(\lambda_{\max} - m)/(m - 1)}{R_1} \quad (21)$$

式中: $C_1$  为一致性指标; $\lambda_{\max}$  为最大特征值; $R_1$  为平均随机一致性指标,它是一个经验值,1~15 阶矩阵平均随机一致性比例值,见表 5。

若  $C_R \leq 0.1$ ,则认为矩阵 A 的一致性是可以接受的,否则为不可接受,需重新打分调整计算,

转入步骤 3。

表 5 平均随机一致性指标  $R_1$

Table 5 Mean random consistency index  $R_1$

阶数	1	2	3	4	5	6	7	8
$R_1$	0	0	0.58	0.9	1.12	1.24	1.32	1.41
阶数	9	10	11	12	13	14	15	
$R_1$	1.45	1.49	1.52	1.54	1.56	1.58	1.59	

步骤 7 求出矩阵 A 的最大特征值对应的特征向量,即

$$w_{\lambda_{\max}} = (w_1, w_2, \cdots, w_{(m+n)}) \quad (22)$$

步骤 8 对式(22)进行去量纲、归一化处理:

$$w_i = w_i / \sum_{i=1}^{m+n} w_i \quad (23)$$

依据式(23)计算得到正规化(归一化)向量,即

$$w'_{\lambda_{\max}} = (w'_1, w'_2, \dots, w'_{(m+n)}) \quad (24)$$

**步骤9** 对于定性约束条件重复步骤1~步骤8,计算得到其他定性约束指标的相对值;对于定量约束条件重复步骤4~步骤8,计算得到其他定量约束指标的相对值。

**步骤10** 依据式(16)~式(21)及表3~表5计算得到系统资源约束因子的值。

### 3.2.2 算法优化步骤

以  $w_i$  为例进行说明。

**步骤1** 针对专家打分存在主观性缺点这个问题,往往需要聘请多位综合保障领域相关专家共同打分,依据专家的职称及经验等因素确定相应的权重值,假设专家数量为  $x$  个,并对权重值进行归一化处理,见表6。

表6 专家权重系数

Table 6 Experts weight coefficients

专家	$E_1$	$E_2$	...	$E_x$
权重系数	$w_{E_1}$	$w_{E_2}$	...	$w_{E_x}$

**步骤2** 针对式(24)中  $w'_i, x$  名专家进行打分并乘以相应的权重值求,求出其均值  $w''_i$ 。

$$w''_i = \frac{\sum_{i=1}^x w_{E_i} \cdot w'_i}{\sum_{i=1}^{m+n} \sum_{i=1}^x w_{E_i} \cdot w'_i} \quad (25)$$

**步骤3** 转入步骤2重复  $(m+n)$  次,得到新的正规化向量:

$$w'_{\lambda_{\max}} = (w'_1, w'_2, \dots, w'_{(m+n)}) \quad (26)$$

**步骤4** 依据式(16)~式(21)及表3~表6,计算得到系统资源约束因子。

**步骤5** 转入第3.1节步骤1~步骤6,直到得到装备最优备件携带方案时停止。

## 4 案例分析

为达到在给定保障经费、维修能力、仓库空间及载荷约束条件下使系统备件保障概率最优,舰船在出海之前需要对随船备件配置方案进行优化。随船备件清单及相关参数见表7,在实装数据中,该船备件清单包含400多项备件,出于对方法介绍的目的及篇幅限制,文中不能将所有备件全部列出,因此,表7只列举了该船的一些关键性设备,并对相关属性值进行了一些适当的调整,但分析该类问题的方法是一致的。

在互不影响的情况下,不同专家构建的维修能力判断矩阵可能不尽相同,分析得出的结论可能也存在差异,为了克服这个缺点,在实际工程应

用中,特别是多层次、多目标、混合约束问题中,需要多领域、多部门专家共同会商、集体决定,并根据专家的职称及经验等赋予不同的权重。

依据表7~表9的数据,按文中模型给定的步骤进行计算,限于篇幅原因这里不再详细叙述,计算得到不同约束条件下的备件配置最优方案如表10所示。

表7 备件多重属性

Table 7 Multi-attributes of spare parts

备件名称	单机数量	备件属性						
		$M_{TBF}/a$	$T_0/a$	$t_i/a$	$C_i/\text{万元}$	$M_i/\text{kg}$	$V_i/\text{m}^3$	$W_i/h$
LRU <sub>1</sub>	1	0.0513	0.4452	0.0836	1.4	19.6	0.49	4.7
LRU <sub>2</sub>	1	0.0795	0.5019	0.1073	2.1	27.3	0.82	4.3
LRU <sub>3</sub>	1	0.0878	0.3936	0.0994	1.5	21.4	0.64	3.8
LRU <sub>4</sub>	2	0.0613	0.4871	0.0552	1.8	23.8	0.75	4.5
SRU <sub>11</sub>	2	0.1374	0.3982	0.0976	0.5	1.47	0.14	2.6
SRU <sub>12</sub>	1	0.0927	0.4175	0.0665	0.4	2.31	0.22	1.9
SRU <sub>21</sub>	2	0.1219	0.4328	0.0811	0.9	1.88	0.38	2.4
SRU <sub>31</sub>	1	0.1573	0.3264	0.0817	0.4	1.59	0.17	0.9
SRU <sub>32</sub>	1	0.1781	0.2994	0.0907	0.6	2.37	0.15	0.7
SRU <sub>33</sub>	2	0.1292	0.3144	0.0786	0.3	2.61	0.11	1.1

表8 备件所需维修工时专家打分及专家权重系数

Table 8 Maintenance per hour of spare parts for expert scoring and experts weight coefficients

专家编号	专家打分											权重
	LRU <sub>1</sub>	LRU <sub>2</sub>	LRU <sub>3</sub>	LRU <sub>4</sub>	SRU <sub>11</sub>	SRU <sub>12</sub>	SRU <sub>21</sub>	SRU <sub>31</sub>	SRU <sub>32</sub>	SRU <sub>33</sub>		
1	4.7	4.3	3.8	4.5	2.6	1.9	2.4	0.9	0.7	1.1	0.3	
2	4.8	4.5	3.6	4.7	2.6	2.0	2.1	0.7	0.7	0.9	0.25	
3	4.8	4.4	3.9	4.7	2.7	2.1	2.2	0.8	0.6	1.2	0.25	
4	4.9	4.4	3.7	4.8	2.5	1.8	2.0	0.8	0.8	1.1	0.1	
5	4.6	4.2	3.8	4.3	2.7	1.9	2.5	0.9	0.8	1.0	0.1	

依据给定的数据,构建备件费用、质量、体积及维修能力的判断矩阵,并对矩阵一致性进行检验,结果都满足要求(CR都为0),同时求出其归一化值,具体见表9。

表9 约束条件的相对值

Table 9 Relative values on constraint condition

备件名称	相对值				
	$C'$	$M'$	$V'$	$W'$	$Z'$
LRU <sub>1</sub>	0.1414	0.1879	0.1266	0.1768	0.1582
LRU <sub>2</sub>	0.2121	0.2617	0.2119	0.1626	0.2121
LRU <sub>3</sub>	0.1515	0.2051	0.1654	0.1398	0.1655
LRU <sub>4</sub>	0.1818	0.2281	0.1938	0.1713	0.1938
SRU <sub>11</sub>	0.0505	0.0141	0.0362	0.0975	0.0496
SRU <sub>12</sub>	0.0404	0.0221	0.0568	0.0730	0.0481
SRU <sub>21</sub>	0.0909	0.0180	0.0982	0.0834	0.0726
SRU <sub>31</sub>	0.0404	0.0152	0.0439	0.0303	0.0325
SRU <sub>32</sub>	0.0606	0.0227	0.0388	0.0258	0.0370
SRU <sub>33</sub>	0.0303	0.0250	0.0284	0.0395	0.0308

注: $C', M', V', W', Z'$ —备件费用、备件质量、备件体积、维修工时及系统资源约束因子的相对值。

表 10 不同约束条件下的最优备件携带方案  
Table 10 Optimal support project of carrying spare parts under different constraints

备件名称	备件携带量				
	方案 1	方案 2	方案 3	方案 4	方案 5
LRU <sub>1</sub>	2	1	2	2	1
LRU <sub>2</sub>	1	1	1	1	1
LRU <sub>3</sub>	1	1	1	1	1
LRU <sub>4</sub>	3	3	3	3	3
SRU <sub>11</sub>	3	4	4	3	3
SRU <sub>12</sub>	2	2	1	1	1
SRU <sub>21</sub>	2	4	2	3	3
SRU <sub>31</sub>	1	1	1	1	1
SRU <sub>32</sub>	1	1	1	1	1
SRU <sub>33</sub>	3	3	3	3	3

依据模型给定的算法计算得到 5 个方案下所对应保障概率如表 11 所示. 费用指标为 18 万元, 质量指标为 170 kg, 体积指标为 6.95 m<sup>3</sup>, 维修能力指标为 53 h, 在这 5 个方案中, 依据表 11 可知, 方案 1~方案 4 中都有 2~3 个指标超过了给定指标的值(用加粗字体表示), 不满足要求, 只有方案 5 的所有指标都满足给定的约束条件.

从表 10 和表 11 可以看出:

1) 只考虑单个约束条件而不考虑其余约束条件的方案 1~方案 4 都不满足要求, 这从另一个方面验证了研究混合约束下编队备件配件优化的重要性、必要性.

2) 依据系统资源约束因子运用边际效应法求得备件最优配置方案, 各项约束条件都满足给定指标要求且系统备件保障概率不是最小, 从另外一个角度证明了本文方法的可行性.

表 11 不同约束条件下随船备件方案结果

Table 11 Results of warship spare parts project under different constraints

备件方案	备案方案结果					是否可行? (N/Y)	保障概率/%
	C/ 万元	M/ kg	V/ m <sup>3</sup>	W/ h			
方案 1	17.8	183.88	6.96	52.3	N	93.08	
方案 2	18.7	169.51	7.37	55.0	N	88.39	
方案 3	17.9	183.04	6.88	53.0	N	93.05	
方案 4	18.3	183.45	7.12	52.8	N	93.77	
方案 5	16.9	163.85	6.63	48.1	Y	91.97	

注: C, M, V, W—备件费用、备件质量、备件体积及维修工时的实际值.

不同约束条件下的备件最优配置曲线如图 2~图 6 所示.

从上述 5 个方案的备件保障概率曲线图可以看出:

1) 随船备件配置方案不仅受备件种类和数量的影响, 同时受其各种指标条件约束. 依据不同

约束条件, 运用边际效应法计算得到不同优化曲线.

2) 依据备件保障概率变化曲线, 能够为决策者制定决策及设定各个指标范围提供依据. 例如, 以图 2 为例, 当编队备件保障概率达到 87.01% 时, 备件总费用为 14.2 万元, 因此, 设定的费用约束必须满足  $C \geq 14.2$  万元, 若给定的费用小于 14.2 万元时, 必须相应降低备件保障概率指标  $P_s$  来满足费用约束要求.

3) 备件保障概率关系曲线上的各个离散点是既定约束条件下的最优备件保障概率, 且等同于该保障概率条件下最低指标值.

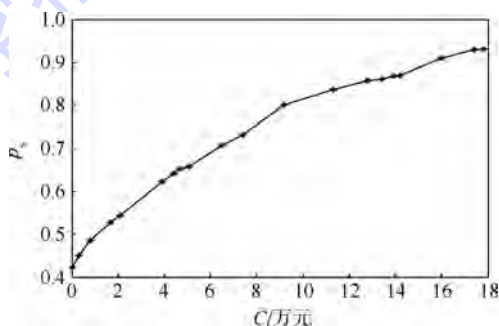


图 2 费用约束下的最优保障概率曲线  
Fig. 2 Optimal curve of support probability under cost constraints

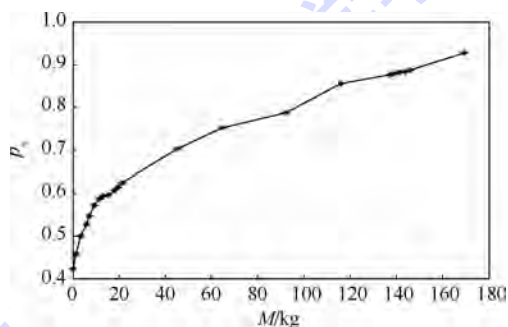


图 3 质量约束下的最优保障概率曲线  
Fig. 3 Optimal curve of support probability under mass constraints

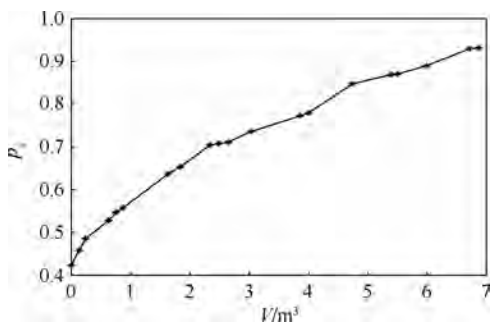


图 4 体积约束下的最优保障概率曲线  
Fig. 4 Optimal curve of support probability under volume constraints

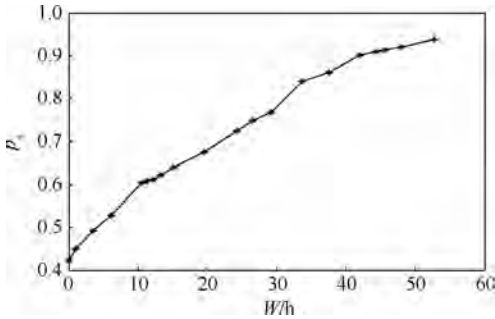
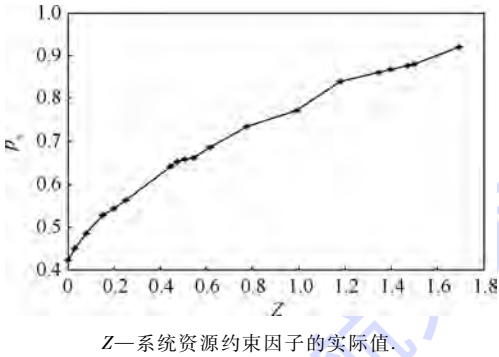


图5 维修能力每小时约束下的最优保障概率曲线

Fig. 5 Optimal curve of support probability under maintenance per hour constraints



$Z$ —系统资源约束因子的实际值.

图6 混合约束下的最优保障概率曲线

Fig. 6 Optimal curve of support probability under mix-constraints

## 5 结论

本文在综合分析边际效应、拉格朗日乘子、归一化及专家打分的基本原理基础上提出了一种新的舰船备件配置优化算法,经案例验证表明:

1) 算法可以为解决多个定量约束和多个定性约束的混合问题提供借鉴.

2) 算法可以在满足所有约束条件的前提下,使目标函数最优.

3) 算法不仅适用于海军随船备件配置优化问题,而且对于空军装备、航空航天装备及陆军集群装备等领域同样具有一定的参考价值.

随船备件配置方案不仅与备件种类和数量有关,还与任务强度及仓库地理位置等相关,在今后的工作和学习中,还需针对上述问题进行更进一步的研究.

## 参考文献 (References)

[1] Slepchenko A, van der Heijden M C, van Harten A. Effects of finite repair capacity in multi-echelon, multi-indenture service part supply systems[J]. International Journal of Production Economics, 2002, 79(3): 209-230.

[2] Rustenburg W D, van Houtum G J, Zijm W H M. Spare parts management at complex technology-based organizations: An agen-

da for research[J]. International Journal of Production Economics, 2001, 71(1): 177-193.

- [3] Sherbrooke C C. METRIC: A multi-echelon technique for recoverable item control [J]. Operations Research, 1968, 16(1): 122-141.
- [4] 魏曙寰,陈砚桥,金家善.空间和费用约束条件下的随船备件配置优化方法[J].系统工程与电子技术,2013,35(12): 2540-2544.
- Wei S H, Chen Y Q, Jin J S. Warship spare parts allotment method under space and cost constraints [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(12): 2540-2544 (in Chinese).
- [5] Loo H L, Ek P C, Suyna T, et al. Multi-objective simulation based evolutionary algorithm for an aircraft spare parts allocation problem[J]. European Journal of Operational Research, 2008, 189(2): 325-341.
- [6] Robert C K, Tovey C. Estimating spare requirements with commonality and redundancy [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(4): 977-984.
- [7] 阮旻智,李庆民,张光宇,等.多约束下舰船装备携行备件保障方案优化方法[J].兵工学报,2013,34(9): 1144-1149.
- Ruan M Z, Li Q M, Zhang G Y, et al. Optimization method of carrying spare parts warship equipment under multi-constraints [J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(9): 1144-1149 (in Chinese).
- [8] 王乃超,康锐.多约束条件下备件库存优化模型及分解算法[J].兵工学报,2009,30(2): 247-251.
- Wang N C, Kang R. An optimization model for inventory spares under multi-constraints and its decomposition algorithm [J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(2): 247-251 (in Chinese).
- [9] Nosoohi I, Hejazi S R. A multi-objective approach to simultaneous times [J]. Applied Mathematical Modeling, 2011, 35(3): 1157-1166.
- [10] 王正元,曹继平,朱昱,等.考虑维修能力的战时备件资源配置方法研究[J].兵工学报,2014,35(5): 719-724.
- Wang Z Y, Cao J P, Zhu Y, et al. An optimization model of wartime spare parts resource allocation on consideration of maintainability [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(5): 719-724 (in Chinese).
- [11] 王正元,曹继平,朱亚红,等.可移动备件仓库设置优化方法[J].系统工程与电子技术,2013,35(11): 2352-2355.
- Wang Z Y, Cao J P, Zhu Y H, et al. Optimization model on removable spare parts warehouse deployment [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(11): 2352-2355 (in Chinese).
- [12] 李大伟,张志华,刘天华.基于 Bayes 方法的初始备件调整方法研究 [J]. 系统工程理论与实践, 2013, 33(11): 2967-2971.
- Li D W, Zhang Z H, Liu T H. A regulated method of initial spare based on the bays method [J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2013, 33(11): 2967-2971 (in Chinese).
- [13] 卢雷,杨江平.  $k/N(G)$  结构系统初始备件配置方法 [J]. 航空学报, 2014, 35(3): 773-779.
- LU L, YANG J P. Initial spare allocation method for  $k/N(G)$  structure system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 773-779 (in Chinese).

- [14] Ward R, Ruud T, Willem V J. A two-step method for forecasting spare parts demand using information on component repairs [J]. *European Journal of Operational Research*, 2012, 220(2): 386-393.
- [15] Molenaers A, Herman B, Liliane P, et al. Criticality classification of spare parts: A case study [J]. *International Journal of Production Economics*, 2012, 140(2): 570-578.
- [16] Francesco C, Giulio D G, Massimo T. Multi-echelon, multi-indenture spare parts inventory control subject to system availability and budget constraints [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2013, 119(11): 95-101.
- [17] Sherbrooke C C. *Optimal inventory modeling of systems: Multi-echelon techniques* [M]. 2nd ed. New York: Springer, 2004: 57-71.
- [18] Famfulík J, Míková J, Lánská M, et al. A stochastic model of the logistics actions required to ensure the availability of spare parts during maintenance of railway vehicles [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail and Rapid Transit*, 2014, 228(1): 85-92.
- [19] Costantino F, di Gravio G, Tronci M. Multi-echelon, multi-indenture spare parts inventory control subject to system availability and budget constraints [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2013, 119: 95-101.
- [20] Molenaers A, Baets H, Pintelon L, et al. Criticality classification of spare parts: A case study [J]. *International Journal of Production Economics*, 2012, 140(2): 570-578.

## Warship spare parts allotment optimization method under mixed-constraints

CAI Zhiming<sup>1,2</sup>, JIN Jiashan<sup>\*1,2</sup>, CHEN Yanqiao<sup>1,2</sup>

(1. Military Key Laboratory for Naval Ship Power Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. College of Power Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

**Abstract:** The quantitative or qualitative constraints of the warship spare parts allotment optimization problems are mainly focused on by the group of international and domestic academics, the mixed problems which include all of them are relatively less in the previous papers. Firstly, the warship carrying spare parts at the mission preparation before sailing was taken as a research background, the warship support cost, warehouse space, carrying ability and maintainability were adopted as mixed-constraints conditions, an optimized model of the warship spare support probability was built, the method of scoring by experts, normalization and marginal algorithm were applied to build the warship spare parts allotment optimization model and process optimization. Secondly, the model algorithms and system resource constrained factors were being confirmed and dynamically updated. Finally, in the given example, the calculated result was analyzed, and the feasibility of the proposed method was verified.

**Key words:** mixed-constraints; spare parts; spares support probability; allotment optimization; comparison matrix; marginal effect method

# 基于禁忌搜索的动态符号执行方法

蔡军<sup>1</sup>, 邹鹏<sup>\*1</sup>, 马金鑫<sup>2</sup>, 何骏<sup>1</sup>

(1. 装备学院 复杂电子系统仿真实验室, 北京 101416; 2. 中国信息安全测评中心, 北京 100085)

**摘 要:** 软件漏洞是网络安全问题的根源之一, 软件漏洞检测是当前网络安全领域的一个研究热点. 动态符号执行是近年来研究较多的一种漏洞检测技术, 针对现有动态符号执行方法在通过约束求解生成测试用例时, 生成的测试用例存在大量重复或近似重复的问题, 提出了一种基于禁忌搜索的动态符号执行方法, 并实现了一个相应的工具原型 SwordSE. 该方法利用了禁忌搜索算法的全局逐步寻优能力, 通过建立评价函数来优选种子文件, 通过建立禁忌表来避免重复搜索. 实验结果表明, SwordSE 的路径搜索效率明显优于现有工具, 且已发现 Oday 漏洞 4 个.

**关键词:** 网络安全; 软件漏洞检测; 禁忌搜索; 动态符号执行; 中间表示

**中图分类号:** TP309

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2348-08

21 世纪是网络时代, 信息网络已经成为全球经济中最重要的基础设施, 与此同时, 网络安全问题成为潜藏在我们每一个人身边的现实威胁, 软件漏洞是网络安全问题的根源之一, 大部分网络攻击都是基于软件漏洞来实施的. 例如 2014 年 9 月发现的“ShellShock”漏洞, 被称为是历来发现的最严重和最普遍的软件漏洞之一, 利用这一漏洞, 远程攻击者可能在受影响的系统上执行任意代码, 其危害性震撼全球. 因此, 软件漏洞检测在网络安全领域受到了越来越多的关注.

本文主要研究面向二进制程序的动态漏洞检测方法. 目前主流的动态漏洞检测方法包括模糊测试、动态符号执行和动态污点分析 3 种方法. 模糊测试的基本思想是: 构造大量畸形输入, 交给目标程序执行, 如果程序产生异常(崩溃、挂起等), 就有可能存在一个潜在的漏洞; 动态污点分析追

踪用户输入在程序执行过程中的传播, 通过检查软件中的安全敏感操作的输入数据是否为污点数据来检测漏洞. 以上两种方法都有各自的优缺点, 模糊测试使用简单但是随机性太强, 动态污点分析能够精确分析漏洞成因但是只能分析当前已经执行到的程序路径, 使用这两种方法的共同缺点是难以获得较高的代码覆盖率. 代码覆盖率是软件在测试中执行到的代码量占软件代码总量的比率. 理论上, 如果软件在某次测试中能达到百分之百的代码覆盖率, 就能发现其所有漏洞. 与模糊测试、动态污点分析相比, 动态符号执行在提高软件测试代码覆盖率方面具有很大的优势, 成为漏洞检测技术的研究热点和发展趋势.

本文针对现有动态符号执行方法在通过约束求解生成测试用例时, 生成的测试用例存在大量重复或近似重复的问题, 提出了一种基于禁忌搜

收稿日期: 2015-03-23; 录用日期: 2015-06-19; 网络出版时间: 2015-07-30 16:14

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150730.1614.001.html

基金项目: 国家“863”计划(2012AA012902); “核高基”国家科技重大专项基金(2013ZX01045-004)

作者简介: 蔡军(1982—), 男, 湖北天门人, 博士研究生, cjgfk@163.com

\* 通讯作者: 邹鹏(1957—), 男, 山东高青人, 教授, zpeng@nudt.edu.cn, 主要研究方向为信息安全.

引用格式: 蔡军, 邹鹏, 马金鑫, 等. 基于禁忌搜索的动态符号执行方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2348-2355.

Cai J, Zou P, Ma J X, et al. Dynamic symbolic execution approach based on tabu search[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2348-2355 (in Chinese).

索 (Tabu Search, TS) 的动态符号执行方法, 并实现了一个相应的工具原型 SwordSE. SwordSE 的核心思想为: ①以 Valgrind VEX<sup>[1]</sup> 中间表示作为符号执行的基础, 通过动态插桩来实现符号引入、符号传播和约束收集; ②使用 Simple Theorem Prover (STP)<sup>[2]</sup> 约束求解器求解路径约束来生成测试用例, 通过约束分析和求解缓存来提高求解效率; ③以禁忌搜索算法作为路径搜索算法, 减少重复测试和避免循环, 提高路径搜索效率.

## 1 概述

### 1.1 禁忌搜索算法

禁忌搜索算法是一种亚启发式 (meta-heuristic) 随机搜索算法, 它从一个初始可行解出发, 选择一系列的特定搜索方向 (移动) 作为试探, 选择实现让特定的目标函数值变化最多的移动. 为了避免陷入局部最优解, 禁忌搜索采用禁忌表 (tabu list) 对已经进行的优化过程进行记录和选择, 指导下一步的搜索方向<sup>[3-5]</sup>.

禁忌搜索算法的特征由禁忌对象和长度、候选集和评价函数、停止规则和一些计算信息组成. 具体可描述为<sup>[6]</sup>:

**步骤 1** 初始化禁忌表  $H = \emptyset$ , 选定一个初始解  $x^{now}$ .

**步骤 2** 满足停止规则时, 停止计算, 输出结果; 否则, 在  $x^{now}$  的邻域  $N(x^{now})$  中选出满足不受禁忌的候选集  $Can\_N(x^{now})$ ; 在  $Can\_N(x^{now})$  中选一个评价最佳解  $x^{next}$ ,  $x^{now} = x^{next}$ ; 更新历史记录  $H$ , 重复步骤 2.

### 1.2 动态符号执行

动态符号执行以符号输入代替实际输入, 以符号表达式代表程序变量, 在模拟程序执行过程中遇到分支时收集约束条件, 通过求解约束条件并自动生成测试用例来遍历程序中的所有可达路径<sup>[7-9]</sup>. 从 2005 年最早出现至今, 已经涌现出了一些优秀的动态符号执行工具, 本文对它们做了一个对比分析, 重点比较它们采用的路径搜索算法. 如表 1 所示, 可以看出, 各个工具采用的路径搜索算法不尽相同, DART 和 CUTE 的算法最简单, 仅仅使用了深度优先算法, S2E 的算法相对复杂, 综合使用了深度优先、广度优先和随机算法. 总的来说, 动态符号执行的路径搜索算法正朝着智能化、多样化的方向发展, 另外一个趋势是由面向源码向直接面向二进制程序发展.

表 1 典型动态符号执行工具对比

Table 1 Contrast of typical dynamic symbolic execution tools

工具名	时间	面向源码/二进制	是否开源	路径搜索算法
DART <sup>[10]</sup>	2005 年	源码	否	深度优先
CUTE <sup>[11]</sup>	2005 年	源码	否	深度优先
EXE <sup>[12]</sup>	2006 年	源码	否	深度优先、最佳优先
KLEE <sup>[13]</sup>	2008 年	源码	是	覆盖率优化, 随机
SAGE <sup>[14]</sup>	2008 年	源码	否	代搜索
Fuzzgrind <sup>[15]</sup>	2009 年	二进制	是	代搜索
S2E <sup>[16]</sup>	2011 年	二进制	是	深度优先、广度优先、随机
Fuzzball <sup>[17]</sup>	2012 年	二进制	是	决策树

## 2 SwordSE 的设计和实现

SwordSE 是在开源动态符号执行工具 Fuzzgrind<sup>[15]</sup> 的基础上设计实现的, 其工作流程如图 1 所示. 种子输入是提供给目标程序的初始输入, 分为两类: 一类是文件, 一类是命令行参数. 符号引入、符号传播和约束收集这 3 个步骤借助 Valgrind 插桩平台完成, 约束求解这一步骤借助 STP 求解器完成. 给定一个种子输入和一个目标程序, SwordSE 就会自动搜索程序的不同执行路径, 并为每一条执行路径生成一个测试用例, 如果在某条执行路径上有异常, 就将相应的测试用例保存到一个专门的文件夹中. SwordSE 的设计目标是在尽可能短的时间内找到尽可能多的没有重复的路径, 获得尽可能高的代码覆盖率.

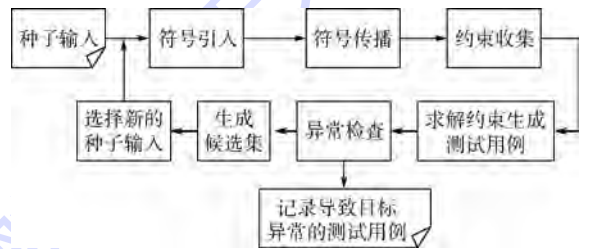


图 1 SwordSE 工作流程

Fig. 1 Workflow of SwordSE

### 2.1 基于 Valgrind VEX 的约束收集

Valgrind 是运行在 Linux 系统上的一个开源的动态二进制插桩平台, 它使用 VEX 中间表示 (Intermediate Representation, IR) 来实施代码分析和插桩. 使用中间表示的好处有两点: ①中间表示是体系结构无关的, 对于不同的指令体系表示是一致的; ②中间表示将复杂的二进制指令转换成了简单的中间表达形式, 相比直接分析二进制指令, 分析中间表示要简单得多. SwordSE 收集的路径约束就是由中间表示构成的公式, 下面详细介

绍约束收集过程.

### 2.1.1 符号引入

符号引入是将用户输入符号化的过程. SwordSE 当前支持两类输入的符号化:一类是文件类输入,一类是命令行输入,两类输入均以字节为单位进行符号化,即一个字节对应一个符号变量.

对于文件类输入,通过编写回调函数,调用“VG\_(needs\_syscall\_wrapper)”函数插桩文件相关系统调用来引入符号,首先插桩 open 系统调用,如果打开的是指定的输入文件,则将其文件描述符 fd 加入到感兴趣的描述符集合中;接下来插桩 read 系统调用,如果读取的是感兴趣的描述符集合中的文件,则引入符号,即为每一个读入的字节指派一个符号变量,并将这个字节在内存中的存放地址加入到受依赖的地址集合. 最后还要插桩 close 系统调用,如果有打开的文件被关闭了,就将其对应的 fd 从感兴趣的描述符集合中删除. 另外,还需要对 mmap 系统调用做类似于 read 的插桩,因为有些程序是通过 mmap 读入文件数据的.

对于命令行输入,则调用“VG\_(track\_pre\_thread\_first\_insn)”函数来插桩线程,捕捉传递给线程的命令行参数及参数的存放地址. 每个参数是一个字符串, SwordSE 为字符串的每一个字节(字符)指派一个符号变量,并将其存放地址加入到受依赖的地址集合. SwordSE 不能同时将文件和命令行设为符号,要么符号化文件输入,要么符号化命令行输入.

### 2.1.2 符号传播

符号传播是根据程序执行语义,追踪程序变量对输入的依赖,将程序变量由上一步引入的符号变量的表达式来表示. 符号传播也是通过插桩回调函数来实现, SwordSE 直接在 VEX IR 上做插桩,插桩的基本单位为中间表示超级块(Intermediate Representation Super Block, IRSB). 一个 IRSB 可以代表 1~50 条汇编指令,它是一个单入口多出口的代码块. 每个 IRSB 由 3 个部分组成:一个变量类型列表,指明了这个 IRSB 中出现的所有临时变量的类型;一个 IR 语句序列,代表一条或多条汇编指令;一个跳转语句,在 IRSB 的末尾,指示这个 IRSB 执行完后下一个要执行的 IRSB 的地址(在 IRSB 的中间可能还会有条件跳转语句). 图 2 是 IRSB 的一个示例,可以看出这个 IRSB 中有 3 个临时变量 t0、t1、t2,类型均为 I32(32 位整型);有 6 条 IR 语句(编号为 1~6),

其中第 1~5 条语句就是一个 IR 语句序列,代表了一条汇编指令(这个 IRSB 是一个小型的 IRSB,大的 IRSB 由上百条的语句序列构成,可以代表 50 条汇编指令);最后一条 IR 语句(第 6 条)就是一个跳转语句,是每个 IRSB 末尾都要有的语句,可以是返回跳转(return),也可以是条件跳转(if).

IRSB 主要由 IR 语句(statement)组成,而 IR 语句又由 IR 表达式(expression)构成. 语句有 Ist\_IMark, Ist\_Put, Ist\_Store, Ist\_Exit 等 12 种类型;表达式也有 Iex\_Triop, Iex\_Binop, Iex\_Unop 等 12 种类型. 符号传播的过程就是插桩每个 IRSB,逐条分析 IRSB 中的语句(有的语句类型还需进一步分析构成它们的表达式类型,如 Ist\_WrTmp 语句),根据语句类型及构成它们的表达式类型插桩相应的回调函数,记录它们对符号变量进行的操作.

```

IRSB {
    t0:I32    t1:I32    t2:I32

1  -----IMark(0x412123B, 1, 0)-----
2  t0=GET:I32(16)
3  t1=LDle:I32(t0)
4  t2=Add32(t0,0x4:I32)
5  PUT(16)=t2
6  goto{Return} t1
}

```

图 2 IRSB 示例

Fig. 2 An example of IRSB

### 2.1.3 约束收集

在上一步符号传播的过程中,记录了对符号变量的操作,并保存在一个数据结构 DEP 中,如图 3 所示,在 DEP 中,value 记录了符号变量的存放地址,buf 记录了对符号变量的操作. SwordSE 为每个符号变量维持一个这样的数据结构. 在程序运行过程中,会产生很多临时变量, SwordSE 为每个临时变量也维持一个 DEP.

```

typedef struct s_dependency {
    union {
        .....
        Addr addr;
    } value;
    char buf[XXX_MAX_BUF];
    .....
} DEP;

```

图 3 DEP 数据结构

Fig. 3 DEP data structure

约束收集就是在遇到 if 条件跳转语句 (Ist\_Exit 语句) 时,插入分析代码,检查条件表达式的值是否受输入影响,这个值也是一个临时变量,因此只需检查这个临时变量的 DEP 中的 buf 是否为空,如果不为空,则将当前指令地址和 buf 中的内容以一定格式输出到一个文件中,这个 buf 就是一个由 IR 表示的路径约束公式.图 4 是一个简单的路径约束示例,可以看出这条路径仅受符号输入“input(0)”(即输入的第 1 个字节)影响.

```
0x08048529 depending on input: if
(32to1(1Uto32(CmpEQ8(32to8(8Uto32(LDle:1
8(input(0))))).0x62:18))))=>1
```

图 4 IR 表示的路径约束示例

Fig. 4 An example of path constraint represented by IR

对输出的文件进行分析,查找所有的“depending on input”语句,将 if 后面的约束公式提取出来,存放到一个集合中,这个集合就是路径约束集合 PC.

### 2.2 基于 STP 求解器的约束求解

上一步进行了约束收集,得到一个用 VEX IR 表示的约束公式集合 PC,接下来就要用求解器<sup>[18-22]</sup>对 PC 中的约束公式逐个求解.

SwordSE 基于以下两点选择 STP 作为约束求解器:①STP 开源且代码量不大,且支持多种输入格式;②STP 适合于求解位向量,而 SwordSE 产生的约束公式正好是位向量.

求解过程分为两步:①将 IR 表示的约束公式集合 PC 里的公式全部转换为 STP 支持的输入格式,得到新的公式集合 pc.例如,图 4 中的路径约束转换为 STP 格式后如图 5 所示;②对 pc 里的公式逐个取反求解,生成新的输入.

```
((IF ((x0=0h62)) THEN (0b1) ELSE
(0b0) ENDIF))=0b1
```

图 5 图 4 中的路径约束对应的 STP 格式

Fig. 5 STP format of path constraint showed in Fig. 4

### 2.3 基于禁忌搜索的路径搜索

第 2.1 ~ 2.2 节实现了一个基本的动态符号执行功能,即给定一个种子输入,能够通过符号约束收集求解生成新的子输入(也叫测试用例),这些测试用例能够驱使程序走不同于种子输入的执行路径.

在程序执行过程中,会遇到很多的分支节点(条件跳转语句),由此产生了不同的程序执行路径,如图 6 所示,①②④⑧、①③⑥、①②⑤⑪⑭、①②⑤⑩⑫⑬⑯都是程序执行路径,程序分支节

点越多,路径数量就越大. SwordSE 的目的就是在尽可能短的时间内找到通向程序漏洞的路径.

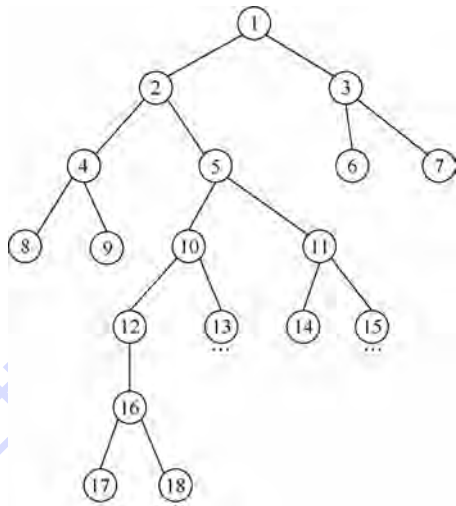


图 6 程序执行路径

Fig. 6 Program execution paths

动态符号执行一次执行只遍历程序的一条路径,一个测试用例就代表了程序的一条路径,这样在路径遍历时,就需要遵循一定的路径搜索算法,如表 1 所示.路径搜索算法的好坏直接影响路径搜索的效率.

Fuzzgrind 采用的路径搜索算法是代搜索.该算法将种子输入的执行路径作为第 1 代路径,收集路径约束得到路径约束集合 pc,然后对 pc 中的约束逐个取反,通过约束求解生成第 1 代测试用例;然后按照深度优先的原则从已生成的测试用例中选择一个作为第 2 代路径的种子输入,生成第 2 代测试用例,接着按照同样的方法生成第 3 代测试用例,依次类推,所有新生成的测试用例都将作为种子输入,直到找出所有可能的程序路径时停止搜索.

事实上,在对 Fuzzgrind 做了大量测试后,发现它在生成测试用例时,生成了大量重复和近似重复的测试用例,而且很容易陷入局部邻域搜索,导致路径搜索效率很低.出现这个问题的原因主要在于种子输入的选择上,Fuzzgrind 将所有生成的测试用例按照深度优先的原则依次作为种子输入,这样存在两个问题:①两个相邻代的种子之间差异可能很小甚至相同,由此找到的不同路径很少;②将所有生成的测试用例都作为种子输入,导致迭代的次数过多,甚至是陷入循环.

针对上述问题,SwordSE 采用了禁忌搜索算法,禁忌搜索是一种全局逐步寻优算法,正好能解决上述问题,这是因为:①禁忌搜索通过建立评价函数,选择评价好的子输入作为种子输入,而不是

将所有的子输入作为种子输入,减少了迭代次数;  
②禁忌搜索通过建立禁忌表,避免了重复搜索,避免了循环. SwordSE 通过使用禁忌搜索算法,能够在单位时间内找到更多的没有重复的路径,大大提高了路径搜索效率,进而提高了漏洞检测效率. 下面具体描述算法的实现.

### 2.3.1 建立评价函数

建立评价函数的目的是为选择合适的子输入作为新的种子输入提供依据. SwordSE 以程序执行到的 IRSB 的数量来作为子输入的评价值,如式(1)所示. 评价值越大,说明该子输入执行到的 IRSB 的数量越多.

$$\text{Score}(X_{\text{child}}^{\text{now}}[i]) = \text{Num}_{\text{SB}}(X_{\text{child}}^{\text{now}}[i]) \quad (1)$$

要计算 IRSB 的数量,只需写一个简单的 Valgrind tool,对 IRSB 进行插桩,设定一个全局变量  $N$ ,每执行一个 IRSB,就将  $N$  加 1.

### 2.3.2 建立候选集

SwordSE 通过约束求解从一个种子输入派生出多个子输入,候选集  $\text{Can\_N}(x^{\text{now}})$  是这些子输入的一个子集,如式(2)所示,候选集里的元素是即将作为种子的子输入.

$$\text{Can\_N}(x^{\text{now}}) = \text{Sub}(X_{\text{child}}^{\text{now}}[ ]) \quad (2)$$

候选集的建立过程如下:首先,对每一个子输入进行异常检测,查看将它们作为目标程序的输入时是否会导致程序异常,如果导致程序异常,就将该子输入保存在 crash 文件夹;接下来,对每个子输入依据评价函数进行评价,然后进行去重处理,对评价值相同的多个子输入,只保留一个进入候选集.

建立候选集后,对其按评价值进行排序,选取评价值最大的子输入作为下一代种子输入,如式(3)所示. 每动态符号执行一次,候选集就更新一次,每次动态符号执行的种子输入都是当前候选集中未作过种子的且评价值最大的子输入.

$$x^{\text{next}} = \text{Max}_{\text{score}}(\text{Can\_N}(x^{\text{now}})) \quad (3)$$

### 2.3.3 建立禁忌表

禁忌表  $H$  记录的是已经作过种子的测试用例的评价值,如式(4)所示. 如果新找到的测试用例的评价值已经在禁忌表中或者与禁忌表中的某一项十分接近(十分接近指数值相差很小,小于一个预先设定的差值上限,例如差值上限为 3 表示数值相差在 3 以内),则该测试用例不能被选入候选集,从而避免了重复.

$$H = \{\text{Score}(x^{\text{Expanded}})\} \quad (4)$$

### 2.3.4 建立停止规则

理论上,利用动态符号执行技术可以找出所

有的程序执行路径,但事实上到目前为止,受限于求解器的求解能力和符号模拟的精确程度,加之大型应用程序的路径数量相当庞大,国内外还没有哪一个动态符号执行工具能做到这一点. 现有的工具都是力争在尽可能短的时间内找到尽可能多的路径,或者是直接寻找最有可能通向软件漏洞的路径,测试对象也基本都是小型程序.

SwordSE 的停止规则分为两种情况:①自动停止,即当搜索完目标程序的所有执行路径(再也找不到新的路径)时,自动停止搜索,适用于小型程序;②强制停止,即通过设定一些阈值,达到阈值后即停止搜索,阈值可以是约束公式的最大长度,也可以是禁忌表的最大元素个数等等,适用于中大型程序.

与 Fuzzgrind 类似, SwordSE 提供一个配置文件“settings. cfg”来作为用户接口. 用户可以通过编辑这个配置文件来设置第 2.3.3 节提到的差值上限和本节提到的阈值等参数,配置文件的格式如图 7 所示. 例如要测试软件“gzip”,只需按照图 7 的格式在配置文件中配置好各种参数,然后在命令行终端运行“./SwordSE. py gzip”即可开始测试.

[ProgName]	(目标程序名称)
ProgPath=	(目标程序路径)
Input=	(种子输入)
MaxCons=	(约束公式最大长度)
MaxDiff=	(差值上限)
MaxH=	(禁忌表的最大元素个数)
.....	

图 7 配置文件格式

Fig. 7 Format of configuration file

## 3 实验分析

本节对 SwordSE 进行实验测试和性能评估,主要测试其两个方面的能力:①路径搜索能力,以经典的动态二进制符号执行工具 Fuzzgrind 作为参照;②漏洞检测能力,看它能否自动检测出 0day 漏洞.

测试环境为: Intel i5-4200M, CPU 主频为 2.5 GHz,内存为 4G,操作系统为 Ubuntu 12.04 32 位系统. 测试对象为运行在 Linux 系统下的一些常用的小型应用软件.

### 3.1 路径搜索能力测试

主要测试在相同的时间内,针对同一个目标程序, SwordSE 和 Fuzzgrind 两者谁找到的无重复

路径更多.需要说明的是 Fuzzgrind 并不能直接运行在 Ubuntu 12.04 系统上,而只能运行在版本比较陈旧的 Ubuntu 9.04 系统上,且依赖于较低版本的 Valgrind. SwordSE 对 Fuzzgrind 做了以下几个方面的改进:①将其匹配到较新的 Valgrind 版本,使它能够在 Ubuntu 12.04 上运行;②增加了更多的指令支持,使它能测试代码量更大的程序;③增加了命令行参数作为符号输入;④引入了禁忌搜索算法.

因此,这一部分的实验,重点是比较引入禁忌搜索算法后的 SwordSE 和未引入禁忌搜索算法的 Fuzzgrind(移植到 Ubuntu 12.04 上后的 Fuzzgrind)的路径搜索效率.

实验过程如下:选取 7 款软件作为待测软件,在配置文件中设置好各种参数,其中 SwordSE 的“MaxCons”均设置为 200,“MaxDiff”均设置为 1,“MaxH”均设置为无限大;Fuzzgrind 没有“MaxDiff”和“MaxH”参数,“MaxCons”也均设置为 200.对于同一款软件,给定相同的种子输入,开启两个命令行终端,同时开始运行 SwordSE 和 Fuzzgrind,并计时,每隔一段时间查看两者产生的测试用例的数目,并检查是否有重复的测试用例产生.

表 2 记录了在使用 SwordSE 和 Fuzzgrind 测试 7 款软件时,测试时间分别为 5 min 和 10 min 时两者找到的路径数目.从表 2 可以看出,在相同的时间内,SwordSE 找到的路径数目明显多于 Fuzzgrind.通过对二者产生的测试用例进行检查,发现 SwordSE 生成的测试用例没有重复而 Fuzzgrind 生成的测试用例存在较多重复.此外,在实验中还观察到 SwordSE 在达到阈值后能自动停止,而 Fuzzgrind 有时会陷入局部循环搜索(即循环往复的生成重复的测试用例)而停不下来.综上所述,SwordSE 的路径搜索效率明显优于 Fuzzgrind.

表 2 SwordSE 和 Fuzzgrind 路径搜索能力比较

**Table 2 Comparison of SwordSE and Fuzzgrind's path searching ability**

被测软件名称及版本	测试 5 min 找到的路径数		测试 10 min 找到的路径数	
	SwordSE	Fuzzgrind	SwordSE	Fuzzgrind
gzip 1.4	450	161	920	258
aplay 1.0.25	96	47	189	78
php 4.4.5	390	210	578	320
swfdump 0.9.2	158	112	330	194
zip 3.0	397	209	685	237
bzip2 1.0.6	414	307	793	551
jpeg2swf 0.9.2	393	353	834	799

### 3.2 漏洞检测能力测试

这一部分实验主要测试 SwordSE 的 0day 漏洞检测能力.截至目前为止,SwordSE 在实验中已经发现了 4 个 0day 漏洞(这些漏洞用原始版本的 Fuzzgrind 不可发现),包括两个整数溢出漏洞、一个整数除 0 漏洞和一个双重释放漏洞(double free),具体如表 3 所示.

表 3 SwordSE 已检测到的 0day 漏洞

**Table 3 0day vulnerabilities detected by SwordSE**

软件名称版本	输入文件格式	可执行文件大小/KB	漏洞类型
wav2swf 0.9.2	wav	261.1	整数除 0
png2swf 0.9.2	png	150.4	整数溢出
swfdump 0.9.2	swf	749.5	整数溢出
tiff2pdf 3.9.5	tiff	147.0	双重释放

以 wav2swf 0.9.2 整数除 0 漏洞为例进行分析.种子输入为一个正常的 wav 音频文件 yujian.wav,大小为 172 KB,触发漏洞的测试用例为第 558 个测试用例 558.wav,对两者的十六进制格式进行比较,发现它们的前 19 个字节完全不同,其他字节均相同,如图 8 所示.

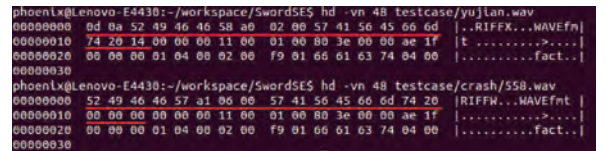


图 8 yujian.wav 与 558.wav 前 48 个字节

Fig. 8 The first 48 bytes of yujian.wav and 558.wav

漏洞现象如图 9 所示,当以 558.wav 作为 wav2swf 0.92 的输入时,软件发生异常终止,系统提示发生了“浮点数例外(核心已转储)”.通过进一步跟踪调试,找到该漏洞的起因是发生了整数除 0 异常,558.wav 的第 33 个和第 34 个字节代表的数值“0x0000”被作为了除数.

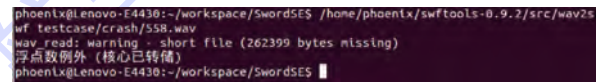


图 9 wav2swf 0.9.2 整数除 0 漏洞现象

Fig. 9 Phenomenon of wav2swf 0.9.2 integer division by zero vulnerability

## 4 结论

本文提出了一种基于禁忌搜索的动态符号执行方法,并实现了一个相应的工具原型 SwordSE.该方法充分利用了禁忌搜索算法的全局逐步寻优能力,有效避免了重复路径搜索和局部循环搜索问题,大大提高了路径搜索效率.SwordSE 不依赖于软件源码,直接面向二进制程序,支持将文件和命令行参数这两类输入作为

符号来实施动态符号执行,实验表明,相比现有动态符号执行方法,SwordSE能够在相同的时间内找到更多的无重复测试用例,且在实验中已经发现了4个Oday漏洞,体现了较强的漏洞自动化检测能力。

### 参考文献 (References)

- [1] Armour-Brown C, Borntraeger C, Fitzhardinge J, et al. Valgrind [EB/OL]. [S.l., s.n.][2015-05-15]. <http://valgrind.org/>.
- [2] Ganesh V, Hansen T. STP constraint solver[EB/OL]. [S.l., s.n.](2015-04-02)[2015-05-15]. <http://stp.github.io/>.
- [3] Glover F. Tabu search—Part I[J]. ORSA Journal on Computing, 1989, 1(3):190-206.
- [4] Glover F. Tabu search—Part II[J]. ORSA Journal on Computing, 1990, 2(1):4-32.
- [5] 百度百科. 禁忌搜索算法[EB/OL]. [S.l., s.n.][2015-05-15]. [http://baike.baidu.com/link?url=JqehYmMCAMqBytTSESOHM4\\_qjLUmbDLbM7L3iX2ZSu5vQRFPQgWXDR2Q2CDAR-qdgQfD4OR-zYq5e3EvEUT\\_Ta](http://baike.baidu.com/link?url=JqehYmMCAMqBytTSESOHM4_qjLUmbDLbM7L3iX2ZSu5vQRFPQgWXDR2Q2CDAR-qdgQfD4OR-zYq5e3EvEUT_Ta).  
Baidu encyclopedia. Tabu search algorithm[EB/OL]. [S.l., s.n.][2015-05-15]. [http://baike.baidu.com/link?url=JqehYmMCAMqBytTSESOHM4\\_qjLUmbDLbM7L3iX2ZSu5vQRFPQgWXDR2Q2CDAR-qdgQfD4OR-zYq5e3EvEUT\\_Ta](http://baike.baidu.com/link?url=JqehYmMCAMqBytTSESOHM4_qjLUmbDLbM7L3iX2ZSu5vQRFPQgWXDR2Q2CDAR-qdgQfD4OR-zYq5e3EvEUT_Ta).
- [6] 邢文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 第2版. 北京: 清华大学出版社, 2005:51-58.  
Xing W X, Xie J X. Modern optimization methods[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2005:51-58.
- [7] Cadar C, Godefroid P, Khurshid S, et al. Symbolic execution for software testing in practice: Preliminary assessment[C]// Proceedings of the 33rd International Conference on Software Engineering. New York: ACM, 2011:1066-1071.
- [8] Avgerinos T, Rebert A, Cha S K, et al. Enhancing symbolic execution with veritestng[C]// Proceedings of the 36th International Conference on Software Engineering. New York: ACM, 2014: 1083-1094.
- [9] 王铁磊. 面向二进制程序的漏洞挖掘关键技术研究[D]. 北京: 北京大学, 2011.  
Wang T L. Research on binary-executable-oriented software vulnerability detection[D]. Beijing: Peking University, 2011 (in Chinese).
- [10] Godefroid P, Klarlund N, Sen K. Dart: Directed automated random testing[C]// Proceedings of the 2005 ACM SIGPLAN Conference on Programming Language Design and Implementation. New York: ACM, 2005:213-223.
- [11] Sen K, Marinov D, Agha G. Cute: A concolic unit testing engine for C[C]// Proceedings of the Joint 10th European Software Engineering Conference and 13th ACM SIGSOFT Symposium on the Foundations of Software Engineering. New York: ACM, 2005:263-272.
- [12] Cadar C, Ganesh V, Pawlowski P M, et al. EXE: Automatically generating inputs of death[J]. ACM Transactions on Information and System Security, 2008, 12(2):10.
- [13] Cadar C, Dunbar D, Engler D R. KLEE: Unassisted and automatic generation of high-coverage tests for complex systems programs[C]// Proceedings of the 8th USENIX Symposium on Operating System Design and Implementation. Berkeley, CA: USENIX, 2008, 8:209-224.
- [14] Godefroid P, Levin M, Molnar D. Automated whitebox fuzz testing[C]// Proceedings of the 16th Annual Network and Distributed System Security Symposium. [s.l.]: The Internet Society, 2008:151-166.
- [15] Sogeti ESEC Lab. Fuzzgrind[EB/OL]. [S.l., s.n.][2015-05-15]. <http://esec-lab.sogeti.com/pages/fuzzgrind.html>.
- [16] Chipounov V, Kuznetsov V, Candea G. S2E: A platform for in-vivo multi-path analysis of software systems[J]. ACM SIGARCH Computer Architecture News, 2011, 39(1):265-278.
- [17] Martignoni L, McCamant S, Poosankam P, et al. Path-exploration lifting: Hi-fi tests for lo-fi emulators[J]. ACM SIGARCH Computer Architecture News, 2012, 40(1):337-348.
- [18] Moskewicz M W, Madigan C F, Zhao Y, et al. Chaff: Engineering an efficient SAT solver[C]// Proceedings of the 38th Annual Design Automation Conference. New York: ACM, 2001: 530-535.
- [19] Goldberg E, Novikov Y. BerkMin: A fast and robust SAT-solver[J]. Discrete Applied Mathematics, 2007, 155(12):1549-1561.
- [20] Hamadi Y, Jabbour S, Sais L. ManySAT: A parallel SAT solver[J]. Journal on Satisfiability Boolean Modeling & Computation, 2009, 6(4):245-262.
- [21] de Moura L, Bjørner N. Tools and algorithms for the construction and analysis of systems[M]. Berlin Heidelberg: Springer, 2008:337-340.
- [22] Bouton T, de Oliveira D C B, Déharbe D, et al. Automated deduction-CADE-22[M]. Berlin Heidelberg: Springer, 2009: 151-156.

## Dynamic symbolic execution approach based on tabu search

CAI Jun<sup>1</sup>, ZOU Peng<sup>\*1</sup>, MA Jinxin<sup>2</sup>, HE Jun<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Complex Electronic System Simulation Laboratory, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;  
2. China Informaiton Technology Security Evaluation Center, Beijing 100085, China)

**Abstract:** Software vulnerabilities are one of the root causes of network security problem, and software vulnerability detection is currently a hot topic in the field of network security. Dynamic symbolic execution is one of the most studied approaches for vulnerability detection recently. Aimed at the problem that existing dynamic symbolic approaches produced a large number of duplicate or near-duplicate test cases, we proposed a novel dynamic symbolic execution approach based on tabu search, and implemented a corresponding tool named SwordSE. The proposed approach took advantage of the tabu search algorithm's ability of global optimization, it can do optimized seed selection by establishing an evaluation function, and can avoid duplicate path search by establishing a tabu list. Experiment results show that SwordSE's path search efficiency is significantly better than those of existing tools, and has detected four zero-day vulnerabilities until now.

**Key words:** network security; software vulnerability detection; tabu search; dynamic symbolic execution; intermediate representation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0792

# 超声速气流中液体横向射流的破碎特性

李锋<sup>\*1</sup>, 吕付国<sup>1</sup>, 罗卫东<sup>1</sup>, 赵凯<sup>1,2</sup>, 王昌胜<sup>1</sup>, 熊溢威<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 空军航空大学, 长春 130022)



**摘 要:** 为了研究超燃冲压发动机燃烧室内液体燃料雾化掺混特性, 确定影响雾化的关键因素以实现高效燃烧, 在超燃冷态雾化实验平台, 以纹影法为主, 同时辅助以平面激光诱导荧光(PLIF)技术和基于向前散射原理的颗粒直径测量技术, 分别对横向射流航空煤油RP-3和水在超声速气流中的流场波系结构、射流穿透深度和诱导弓形激波强度等进行了实验研究, 并对射流雾化掺混特性进行了数理分析. 结果表明: 定义的无量纲参数能够定性分析两种液体横向射流在超音速流场中的变化规律, 并得到与实验结果一致的结论; 在动压比 1.0 ~ 3.3 范围内, 射流穿透深度和诱导弓形激波强度随着动压比和射流速度的增加而增加; 表面张力和黏度对超声速射流掺混有重要影响.

**关键词:** 超燃冲压发动机; 横向射流; 纹影法; 平面激光诱导荧光(PLIF); 雾化

**中图分类号:** V11

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2356-07

高超声速技术是支撑未来高科技武器发展的前沿尖端科技, 很大程度上依赖超燃冲压发动机的发展水平, 而燃料种类又决定了高超声速飞行器的用途和性能. 飞行马赫数介于 4.5 ~ 8 之间时, 碳氢燃料(主要是航空煤油)是超燃冲压发动机重要的备选推进剂. 液体碳氢燃料由于单位容积能量密度大、无需低温储存和供应安全方便等方面的优势, 在超燃冲压发动机方面有广阔的应用前景. 但由于燃烧之前需要经历破碎、雾化和掺混过程, 所以存在点火延迟时间长等缺点<sup>[1]</sup>. 超燃冲压发动机燃烧室的典型工况下, 驻留时间约为 1 ms, 而煤油点火延迟时间约为 5 ~ 10 ms, 远大于驻留时间, 因此在尽可能短的时间和空间内促进油气混合是超声速燃烧的一个技术难题. 雾化是混合的基础, 均匀的燃料浓度场分布是实现高效燃烧的前提.

壁面横向燃油喷射依靠浮力增强射流的穿透

深度, 是一种简单高效的油气混合方式<sup>[2]</sup>. 当燃油横向喷射进入超声速主流, 在射流前面诱导生成一束弓形激波, 造成上游附面层分离, 并在下游诱导形成回流区, 使油气在亚声速条件下进行混合. 虽然煤油在超声速气流中的雾化研究已经取得很大进展, 但对扩散范围、穿透深度、液滴直径等具体雾化参数还缺乏进一步的研究<sup>[3-4]</sup>. 照相和阴影/纹影等光学手段和数值模拟方法是现有研究煤油超燃的主要手段, 但受精度制约, 很难获得煤油雾化的定量信息<sup>[5-8]</sup>. 平面激光诱导荧光(PLIF)技术广泛应用于燃烧流场小分子自由基诊断方面, 但在超燃雾化方面目前还较少使用<sup>[9]</sup>. 国内关于超声速气流中雾化特性的研究大多数是利用水代替煤油, 而水和煤油在物性参数方面存在较大的差异, 所以雾化掺混特性会存在一定差别. 利用壁面喷射机理, 在超声速横向射流中结合纹影法和 PLIF 技术的优势, 获

收稿日期: 2014-12-16; 录用日期: 2015-03-20; 网络出版时间: 2015-05-05 11:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150505.1119.001.html

\* 通讯作者: 李锋 (1966—), 男, 湖南资兴人, 教授, lifeng1966@263.net, 主要研究方向为计算燃烧学、燃气轮机单/双环腔燃烧室设计及低污染技术、亚燃及超燃冲压发动机燃烧技术导弹红外隐身技术研究、等离子流动控制及推力矢量技术研究和脉冲发动机设计技术研究.

**引用格式:** 李锋, 吕付国, 罗卫东, 等. 超声速气流中液体横向射流的破碎特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2356-2362. Li F, Lyu F G, Luo W D, et al. Breakup characteristics of liquid jet in supersonic cross flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2356-2362 (in Chinese).

得可视化结果,分析喷射压力和射流介质对雾化掺混的影响。

### 1 实验设备和条件

在煤油超燃冷态雾化实验台上对喷孔直径为 0.5 mm、喷射角为 90°的情况下,横向射流的雾化掺特性进行了研究,实验条件如表 1 所示。模拟冲压发动机燃烧室内部流场,研究横向射流在燃烧室内的液柱形态和表面波破碎过程。由于液体燃料雾化现象具有较强的尺度效应,与喷嘴结构、来流  $Ma$  和动压比等参数关系较大。为了消除尺度效应对煤油喷射雾化现象的影响,实验段采用和实际单模块超燃发动机基本相同的截面尺寸、喷口直径和喷射参数。实验中来流温度和速度要低于实际发动机工况,但是高温高速气流更有利于射流雾化,所以实验结果对实际发动机设计具有重要的参考意义。所以在几何尺寸和喷射压力相同情况下,实际冲压发动机中煤油雾化效果会优于该实验结果。液体燃料在燃烧之前经历雾化、掺混和蒸发等过程,因此研究冷态流场中的射流雾化掺混现象,对了解煤油雾化本质有实际意义。

表 1 实验条件

Table 1 Experimental conditions

实验条件	材料	
	水	RP-3
$\rho_j / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	998	780
$\mu_j / (10^{-4} \text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	10.03	24
$\sigma_j / (\text{kN} \cdot \text{m}^{-1})$	71.94	26.32
$d / \text{mm}$	0.5	0.5
$V_j / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	29.6	33.5
$V_a / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	694.4	694.4
$Ma$	2.0	2.0
$q$	1 ~ 3.3	1 ~ 3.3
$We / 10^4$	1.9 ~ 6.0	5.3 ~ 16.2
$Re_a / 10^5$	1.10285	1.10285
$We_j / 10^4$	1.4 ~ 4.5	0.5 ~ 1.7
$Oh / 10^{-2}$	2.7 ~ 8.5	23.0 ~ 70.5

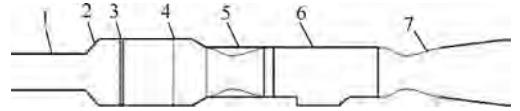
注: $\rho_j$ —射流密度; $\mu_j$ —射流黏度; $\sigma_j$ —射流表面张力; $d$ —喷孔直径; $V_j$ —射流速度; $V_a$ —空气速度; $q$ —动压比; $We$ —韦伯数; $Re_a$ —空气雷诺数; $Re_j$ —射流雷诺数; $Oh$ —奥内佐格数。

直连式风洞系统示意图如图 1 所示,气流出喷管后达到实验所需的速度 ( $Ma = 2.0$ ),在实验段安装实验模块,进行相应的实验研究。

图 2 为超声速喷管和实验段结构简图。本实验中为了减小由于装配误差引起的杂乱波系对流场带来的影响,喷管和实验段的上下两个壁面均采用一体化加工。实验段横截面尺寸为 30 mm (高) × 80 mm (宽),为了消除边界层增长带来的

影响,上下壁面分别向外扩张 0.5°。实验模块安装在下面板上距喷管出口 23 mm 处。

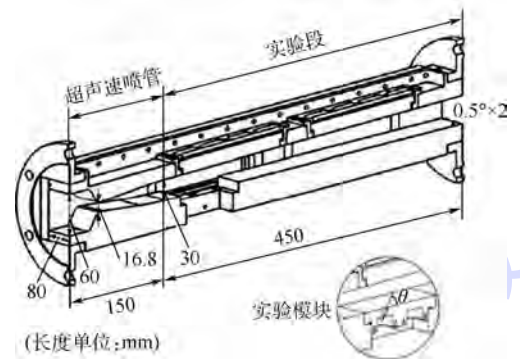
图 3 为喷油系统示意图,控制减压阀,利用高压氮气驱动油罐中的煤油(水),经油管 and 接头进入油槽,由实验模块的喷孔产生射流。油槽空间为 31 mm × 24 mm × 5 mm,可以防止驱动压力波动引起的射流流量不连续。



1—进气管; 2—稳定段; 3—蜂窝板; 4—阻尼网; 5—喷管; 6—实验段; 7—扩压段。

图 1 直连式风洞系统示意图

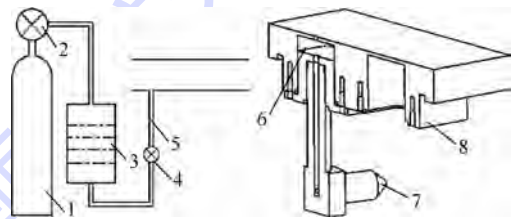
Fig. 1 Schematic of directly-connected wind tunnel system



$\theta$ —射流角度。

图 2 超声速喷管和实验段示意图<sup>[7]</sup>

Fig. 2 Schematic of supersonic nozzle and experimental channel<sup>[7]</sup>



1—高压氮气; 2—减压阀; 3—油罐; 4—电磁阀; 5—油管; 6—油槽; 7—接头; 8—实验模块。

图 3 喷油系统示意图

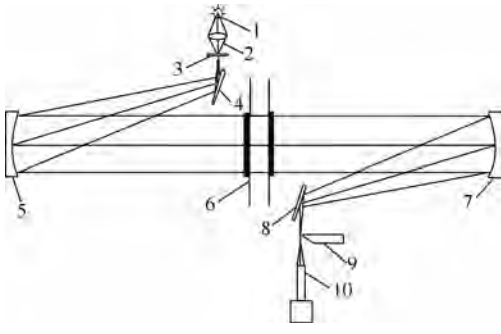
Fig. 3 Schematic of fuel injection system

### 2 测量方法

#### 2.1 纹影法

纹影法是研究液体雾化掺混特性最常用的光学方法,可得到流场的波系结构,定性了解射流穿透深度和诱导产生的弓形激波强度。纹影法较阴影法更加灵敏,在空气动力学和燃烧、爆炸等问题的实验研究中有广泛的应用。图 4 为纹影光路系

统示意图.



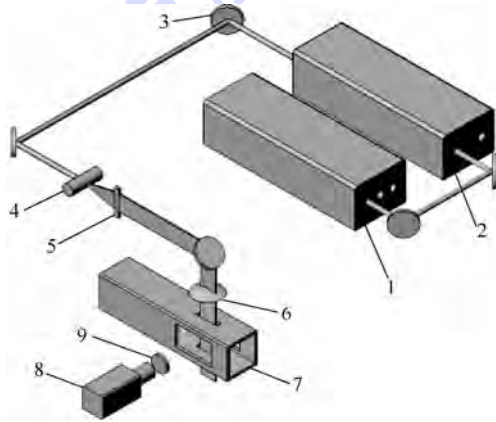
1—光源; 2—凸透镜; 3—狭缝; 4, 8—平面反射镜;  
5, 7—凹面反射镜; 6—实验段; 9—刀口; 10—照相机.

图4 纹影光路系统示意图

Fig. 4 Schematic of schlieren system

## 2.2 PLIF 法

PLIF 技术具有很高的时间和空间分辨率,能够有效地捕捉射流边界,冻结表面波.在图 5 中,激光自顶部观察窗进入实验段,ICCD 垂直侧面观察窗,获得沿流向截面上的煤油荧光分布.由于煤油发射谱范围较宽,采用高通滤光片,即波长大于 300 nm 全透、波长小于 300 nm 截断.煤油自身受激荧光信号较强,所以采用煤油自身作为示踪剂.通过捕捉煤油自身荧光分布,可以研究煤油在超声速流中的雾化掺混特性.



1—YAG 激光器; 2—染料激光器; 3—反射镜; 4—柱透镜;  
5—狭缝; 6—凸透镜; 7—实验段; 8—ICCD; 9—滤光片.

图5 PLIF 光路系统示意图

Fig. 5 Schematic of PLIF light path system

## 3 数理分析

射流雾化掺混特性受到射流深度和表面波结构影响,而射流穿透深度和表面波结构受高速主流和射流的驱动压力共同作用.为了耦合这两方面的影响,同时考虑主流和射流驱动力对射流雾化掺混的影响,分别定义惯性速度  $V_i$  和射流速度  $V_j$  来表征两者的参考速度<sup>[10]</sup>.

$$V_i = \sqrt{\frac{2(P_a^* - P_0)}{\rho_j}} \quad (1)$$

$$P_a^* = P_0 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_a^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2)$$

$$V_j = \sqrt{\frac{2(P_j^* - P_0)}{\rho_j}} \quad (3)$$

式中:  $P_a^*$  为高速主流总压;  $P_j^*$  为驱动射流的氮气总压;  $P_0$  为实验段静压;  $\rho_j$  为射流密度;  $Ma_a$  为高速主流马赫数;  $k$  为空气比热比.

对参考速度进行矢量分解:

$$V_x = V_i + V_j \cos \theta \quad (4)$$

$$V_y = V_j \sin \theta \quad (5)$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} = \sqrt{\frac{2(P_a^* + P_j^* - 2P_0)}{\rho_j}} \quad (6)$$

$$\tan \alpha = \frac{V_y}{V_x} = \frac{V_j \sin \theta}{V_i + V_j \cos \theta} \quad (7)$$

式中:  $\alpha$  为参考射流角度;  $V_x$  为参考速度在  $x$  方向分量;  $V_y$  为参考速度在  $y$  方向分量;  $V$  为参考速度.

无量纲化处理:

$$I_x = \frac{V_x}{V_a} = (\sqrt{q} \cos \theta + 1) \sqrt{\frac{\rho_a}{\rho_j}} \quad (8)$$

$$I_y = \frac{V_y}{V_a} = \sqrt{q} \frac{\rho_a}{\rho_j} \sin \theta \quad (9)$$

$$I = V/V_a = \sqrt{(1 + q) \frac{\rho_a}{\rho_j}} \quad (10)$$

$$V_a = \sqrt{\frac{2(P_a^* - P_0)}{\rho_a}} \quad (11)$$

$$\tan \alpha = \frac{\sqrt{q} \frac{\rho_a}{\rho_j} \sin \theta}{\sqrt{q} \frac{\rho_a}{\rho_j} (\cos \theta + 1)} \quad (12)$$

$$q = \frac{P_j^* - P_0}{P_a^* - P_0} \quad (13)$$

式中:  $I_x$  为参考速度在  $x$  方向分量的无量纲数;  $I_y$  为参考速度在  $y$  方向分量的无量纲数;  $I$  为参考速度的无量纲数;  $V_a$  为主流速度;  $\rho_a$  为主流密度.

可见,影响射流和主流掺混的主要由  $\theta$ 、 $q$  和  $\frac{\rho_a}{\rho_j}$  决定,实验条件下:

$$\lim_{\theta \rightarrow 90^\circ} \tan \alpha = \sqrt{q} \frac{\rho_a}{\rho_j} \quad \{ \theta \mid \theta \in (0, 180^\circ) \} \quad (14)$$

由于高速主流的流动状态不变,则  $I_x$  和  $I_y$  可

以分别表征沿流向和展向的穿透深度. 在  $\theta$  一定时,射流深度由  $q$  和  $\frac{\rho_a}{\rho_j}$  决定.  $\alpha$  表征射流前端诱导产生的弓形激波角度,激波强度可以由  $I$  表征. 由式(14)可以看出,主流动压一定情况下,燃油驱动压力增加,  $q$  增大,穿透深度弓形激波强度增加. 驱动压力一致,射流介质改变时,密度较小的介质射流速度较大,引起射流穿透深度更大,激波强度更强.

## 4 实验结果分析

### 4.1 弓形激波和穿透深度

燃烧室内高速气流的压缩效应使得流场变得极其复杂,增大了横向射流的实验研究难度. 图 6 是一个典型的超声速横向射流简图,射流进入高速主流之后,改变了原有的流场,在射流之前形成一束弓形激波,引起边界层分离,并在下游诱导形成回流区,使油气在亚音速条件下混合,所以激波角度和强度对射流雾化掺混作用有重要影响.

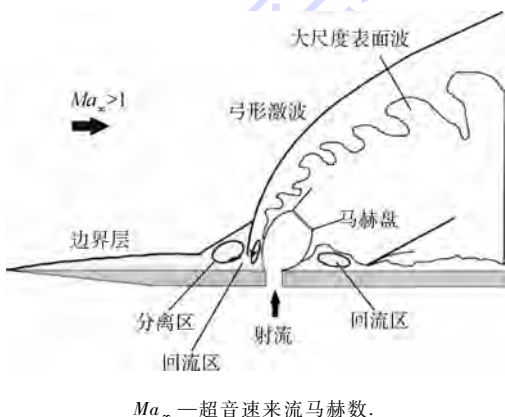


图 6 超声速横向射流示意图

Fig. 6 Schematic of liquid jet in supersonic cross flow

对不同实验压力下射流诱导形成的弓形激波进行了研究,图 7 为纹影法测量结果,流场中存在着由装配误差引起的杂乱波系,实验研究表明,这些杂乱波系强度远小于射流产生的弓形激波强度,不会对流场产生显著影响. 具体的相关参数如表 2 所示. 按照实验条件建立如图 8 所示的直角坐标系,超声速气流从左向右沿  $x$  轴方向流出,射流从实验段底部壁面由喷嘴喷出,诱导产生的弓形激波清晰可见. 其中虚线框所包围区域颜色较深,可以看做燃油雾化区域;其余部分颜色较浅,为空气所在区域. 按照该方法对实验数据进行整合处理,最终结果如图 9 所示.

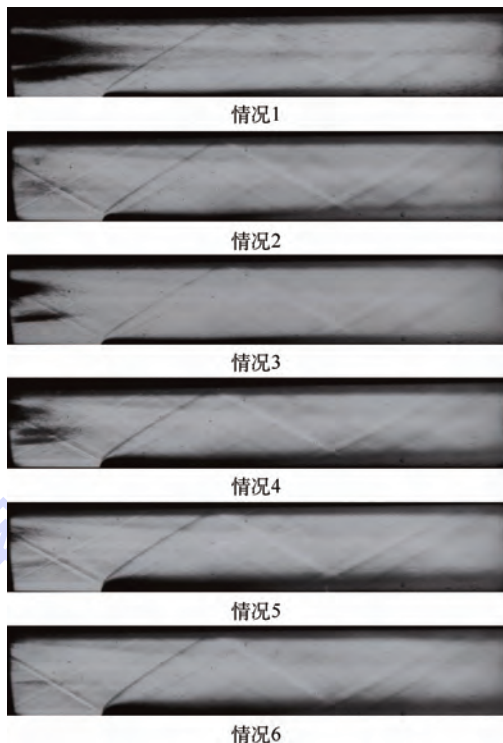


图 7 测量结果的纹影图

Fig. 7 Schlieren images from all the cases

表 2 纹影法和 PLIF 测试算例

Table 2 Schlieren method and PLIF test cases

情况	材料	测量结果				
		$P^*/\text{MPa}$	$q$	$Re_j/10^4$	$We/10^4$	$Oh/10^{-2}$
1	水	0.5	1	1.47	1.97	0.53
2	煤油	0.5	1	0.54	5.39	2.37
3	水	1.0	2.146	2.94	3.95	1.06
4	煤油	1.0	2.146	1.09	10.79	4.74
5	水	1.5	3.293	4.41	5.92	1.59
6	煤油	1.5	3.293	1.63	16.18	7.11



图 8 纹影图和数据采集方式

Fig. 8 Schlieren image and data extraction method

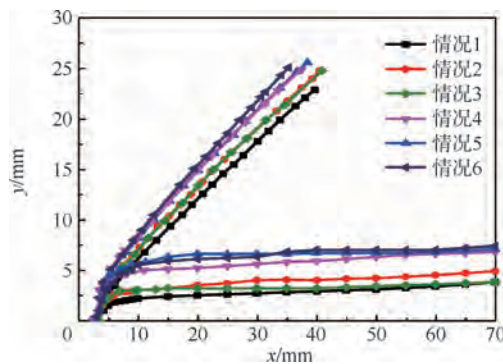


图 9 弓形激波和油气交界面数据图

Fig. 9 Data graphs of bow shock surface and fuel/air interface

射流介质不变时,随着  $q$  增加,弓形激波强度和穿透深度增加,射流柱轮廓逐渐清晰,特别是在  $q = 3.293$  时,可以看到清晰的射流柱轮廓.这是因为  $q$  的变化由射流驱动压力的改变引起,所以穿透深度的增加是由于更高的射流初始动量.穿透深度增加,则射流和高速主流接触面积增大,在界面由气动压力分布造成的气动力对射流柱的剥落作用加剧,促进了液滴破碎和雾化.同时对来流的阻碍作用增强,引起诱导激波强度增强,则诱导激波前后的回流区面积增加,相对掺混区域增加,有利于液滴和主流之间进行充分的掺混.所以,穿透深度和激波强度决定了射流的雾化掺混程度.

$q$  不变,改变射流介质,弓形激波和穿透深度同样出现了较大的位置差异.在  $q$  一定的前提下,由于 RP-3 密度较小,射流速度较大,对来流阻碍作用更强,诱导产生的激波束强度相应增大.

可见,影响激波束强度的因素除了  $q$  之外,射流速度也是一重要因素.在实际掺混过程中,可通过增加动压比来提高穿透深度和激波强度,促进激波上游边界层的加速分离,加剧回流区内油气的掺混.

#### 4.2 表面波波形态

图 10 为基于散射原理颗粒直径测量技术测得的平板射流液滴直径沿流向分布(喷射压力 1.0 MPa).由图 10 可知,射流在距喷嘴 5 mm 处即完全雾化.射流与来流的相互作用加剧了射流边界处表面波的不稳定性,增加了液滴碰撞几率,导致迎风面的液滴直径分布波动相对较大<sup>[8]</sup>.所以在高速来流作用下,横向射流的雾化强度与界面表面波扰动有很大关系.图 11 为利用 PLIF 技术测量获得的可视化结果,用来研究相关参数对表面波破碎的影响.

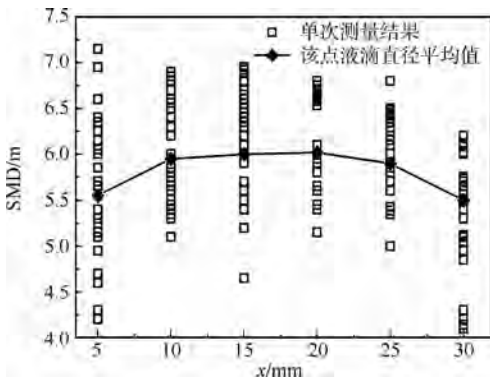


图 10 索泰尔平均直径(SMD)沿流向分布

Fig. 10 Sauter mean diameter (SMD) along flow distribution

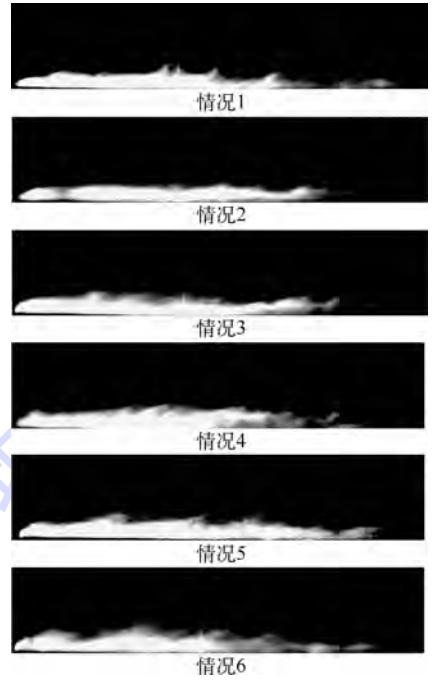


图 11 测量结果的 PLIF 图像

Fig. 11 PLIF images from all the cases

在超声速气流中,液滴破碎主要受到气动力、液体表面张力和黏性力的综合作用.定义雷诺数  $Re$ 、韦伯数  $We$  和奥尼索格数  $Oh$ <sup>[11-12]</sup> 分别为

$$Re_a = \frac{\rho_a V_a d}{\mu_a} \quad (15)$$

$$Re_j = \frac{\rho_j V_j d}{\mu_j} \quad (16)$$

$$We = \frac{\rho_a V_a^2 d}{\sigma_j} \quad (17)$$

$$Oh = \frac{V_j}{(\rho_j d \sigma_j)^{1/2}} \quad (18)$$

式中: $d$  为喷嘴直径; $\sigma_j$  射流液体表面张力; $\mu_j$  为射流黏度.

$We$  表示作用在液滴表面的气动压力分布造成的气动力和表面张力之比.实验条件下, $We$  远大于液滴变式破碎的临界韦伯数( $We = 350$ ),属于突变式破碎.液滴表面承受更大的动压和变形,出现低频大振幅的不稳定波(Rayleigh-Taylor, R-T波),使液滴破碎成尺寸较大的碎块和条带,并在其边缘进一步产生高频小振幅的 K-H 不稳定波,使大尺度的碎块和条带破碎成大量细化的液滴<sup>[13-14]</sup>.图 12 为不同射流介质条件下表面波分布,表面张力不变,射流速度增加时, $We$  增大,表面波振幅变大,使波的不稳定性增强,促进表面波破碎;表面张力减小,射流速度增加时(情况 1 和情况 4), $We$  数增大,射流与来流的相互作用更加剧烈,加剧了掺混雾化过程,破碎距离逐渐减小.图 13 为不同动压比情况下表面波分布,在射流速

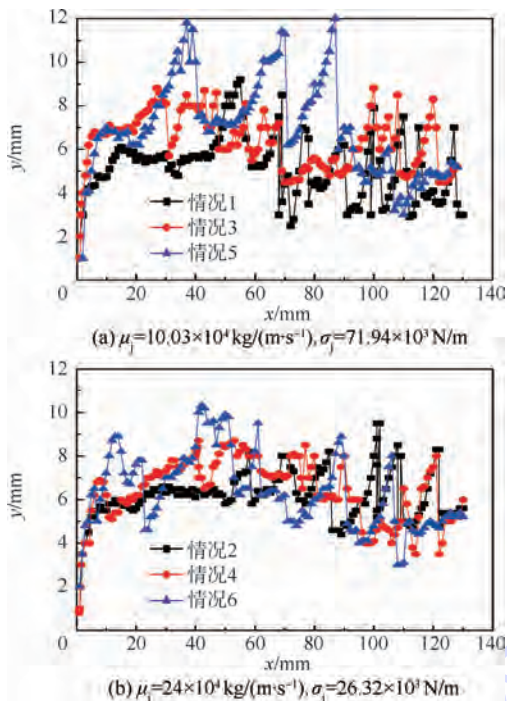


图 12 不同射流介质条件下表面波分布

Fig. 12 Data graphs of surface wave classified by liquid jet

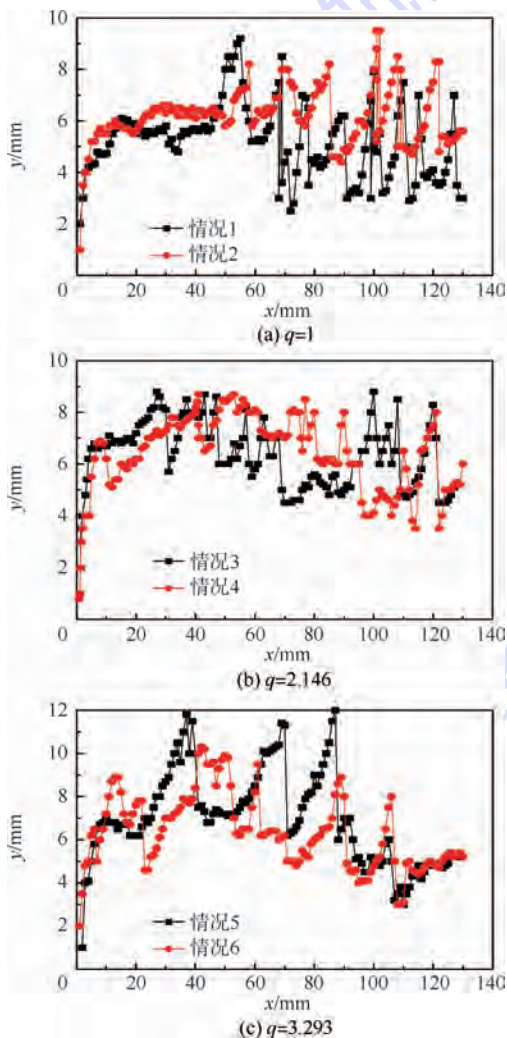


图 13 不同动压比情况下表面波分布

Fig. 13 Data graphs of surface wave classified by  $q$

度不变,表面张力减小时,  $We$  增大,则表面波受到的切应力增加,表面波外形沿来流方向变得更加齐整.

图 14 为表面波方差分布图,基本符合之前的分析,但也存在一些差异.如按照之前的分析,情况 2 和情况 6 的方差应该分别大于情况 1 和情况 5,但在图 15 中却出现了相反的结果.从 PLIF 结果可以看出,情况 2 中表面存在大量细微的羽状波系,在数据提取过程中,细微的羽状波很难捕捉;并且其后部已经很难捕捉到射流影像图,说明情况 2 中的表面波不稳定性更强,雾化掺混过程更加剧烈.同理,情况 6 中煤油荧光较强区域远小于情况 5,但其表面波却非常复杂,说明交界面的相互作用更加剧烈.

射流介质不变时,随着  $Oh$  增加,表面波振幅增加,这一结论可以从图 13 和图 14 看出.

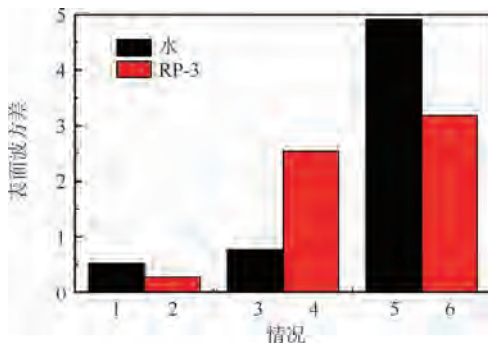


图 14 表面波方差直方图

Fig. 14 Surface wave variance histogram

## 5 结论

利用 PLIF 技术和纹影法对超声速横向射流的穿透深度和波系结构进行了实验研究,并对影响雾化掺混特性的主要因素进行了数理分析.结果表明:

- 1) 用 PLIF 方法测量射流在超声速气流中的雾化流场,可以捕捉到清晰的表面波.
- 2) 在动压比  $q = 1 \sim 3.3$  范围内,所建立的数理方程能够定性分析实验中的射流雾化掺混现象.
- 3) 在高速主流动压一定的情况下,穿透深度和弓形激波强度随着  $q$  和射流速度增加而增加.
- 4) 表面张力和黏度对射流掺混雾化过程有影响.

## 参考文献 (References)

[1] Bogdanoff D W. Advanced injection and mixing techniques for scramjet combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(2): 183-190.

- [2] 吴先宇,陈晖,刘睿,等. 碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室控制试验[J]. 航空动力学报,2008,23(8):1541-1545.  
Wu X Y, Chen H, Liu R, et al. Experimental on control of liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(8):1541-1545 (in Chinese).
- [3] Fiorina B, Lele S. Numerical investigation of a transverse jet in a supersonic crossflow using large eddy simulation, AIAA-2006-3712[R]. Reston: AIAA, 2006.
- [4] Vinogradov V A, Kobigskij S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1):130-134.
- [5] Maniaci D. Relative performance of a liquid hydrogen-fueled commercial transport, AIAA-2008-152 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [6] Yuan Y, Yang M, Zhang T, et al. Visualization of vaporized kerosene combustion in a supersonic combustor using pulsed schlieren system, AIAA-2012-3848[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [7] Yang H, Li F, Sun B G. Trajectory analysis of fuel injection into supersonic cross flow based on schlieren method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(1):42-50.
- [8] Donohue J M, McDaniel Jr J C, Hai-Hariri H. Experimental and numerical study of swept ramp injection into a supersonic flow field[J]. AIAA Journal, 1994, 32(9):1860-1867.
- [9] 费立森. 煤油在冷态超声速气流中喷射和雾化现象的初步研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2007.  
Fei L S. Pilot study on the injectin and atomization of kerosene in cold supersonic flow[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2007 (in Chinese).
- [10] Yang H, Li F, Sun B G, et al. Schlieren and PLIF measurements of liquid fuel injection in Mach 2 supersonic crossflow[J]. Advanced Materials Research, 2012, 571:701-705.
- [11] Schetz J A, Situ M, Hewitt P W. Transverse jet breakup and atomization with rapid vaporization along the trajectory[J]. AIAA Journal, 1985, 23(4):596-603.
- [12] Aso S, Kawai M, Ando Y. Experimental study on mixing phenomena in supersonic flows with slot injection, AIAA-1991-0016[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [13] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009:202-230.  
Huang Y. Combustion and combustor[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009:202-230 (in Chinese).
- [14] Wayne M V, Juan G S, Robert P L, et al. Mixing of a sonic transverse jet injected into a supersonic flow[J]. AIAA Journal, 2000, 38(3):470-479.

## Breakup characteristics of liquid jet in supersonic cross flow

LI Feng<sup>\*1</sup>, LYU Fuguo<sup>1</sup>, LUO Weidong<sup>1</sup>, ZHAO Kai<sup>1,2</sup>, WANG Changsheng<sup>1</sup>, XIONG Yiwei<sup>1</sup>

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;  
2. Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

**Abstract:** In order to study the atomization mixing characteristics of liquid fuel in scramjet combustor as well as determine the key factors influencing the atomization so as to realize efficient combustion, the flow field structure of the shock wave, jet penetration and induced bow shock strength of liquid jet aviation kerosene RP-3 and water in supersonic flow were experimentally studied respectively by mainly using the schlieren method, assisted with planar laser induced fluorescence (PLIF) technology and particle diameter measurement technology in supersonic combustion cold spray experiment platform. And jet atomization mixing characteristics were mathematically analyzed. It is demonstrated that defined dimensionless parameters could qualitative analyze variation trend associated with both two kinds of liquid jet in supersonic cross flow, and the conclusion is consistent with the experimental result. Within the scope of the dynamic pressure ratio of 1.0 - 3.3, the jet penetration and induced bow shock strength increases with the increase of dynamic pressure ratio and jet velocity. Surface tension and viscosity have important effects on the supersonic jet mixing.

**Key words:** scramjet; traverse jet; schlieren method; planar laser induced fluorescence (PLIF); atomization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0794

# 利用符号计算方法研究生物系统全时滞稳定性



柳君, 牛薇\*

(北京航空航天大学 中法工程师学院, 北京 100191)

**摘 要:** 生物系统全时滞稳定性表明系统对于时滞具有很好的可靠性, 因此一直是学者们研究的热点, 该研究通常采用传统的数学方法或数值计算方法. 针对高维非线性含参数的生物系统, 利用 Hurwitz 判据和多项式完全判别系统提出了带参数的非线性生物系统全时滞稳定性的一个充要代数判据. 在此基础上, 研究了如何利用 Gröbner 基、三角化分解和实解分类等符号计算方法来处理得到的代数问题, 并提出了一个利用符号计算方法系统化、算法化和自动化分析生物系统全时滞稳定性问题的方法. 该方法使用的计算均是精确的, 这为生物学家以及工程师研究某些生物系统的稳定性提供了理论基础. 最后, 通过对实际生物模型, 比如时滞 Lotka-Volterra 模型和 SIR 传染病模型全时滞稳定性问题分析得到的有效结果, 证明了符号计算方法分析生物系统全时滞稳定性的可行性及其相较于传统数学方法的优越性.

**关键词:** 符号计算; 全时滞稳定性; 代数方法; 生物系统; 非线性

**中图分类号:** O151

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2363-07

时滞微分系统的稳定性研究在理论和应用上都有其重要的意义, 特别地, 从控制理论的角度看, 生物系统全时滞稳定即表明该系统对于时滞具有很好的鲁棒性和可靠性.

长期以来, 人们一直致力于寻找时滞微分系统全时滞稳定的代数判据, 已取得了不少进展. 秦元勋在文献[1]中第1次将单滞后多维系统的全时滞稳定判据由超越形式的检验转化为代数形式的检验, 并对  $n=1, 2$  ( $n$  为非线性时滞微分系统的维数) 的情形具体给出了判定法则, 虽然此方法对高维情形处理起来并不容易. 在文献[2]中, 秦元勋和俞元洪根据 Newton 递推公式, 对单时滞  $n=2$  的情况进行了深入的研究. 文献[3]讨论了一类线性定常时滞系统全时滞渐进稳定的充分代数判据. 文献[4-5]研究了单时滞线性系统渐进稳

定的代数判据; 在文献[5]的基础上, 文献[6]讨论了多时滞线性系统渐进稳定性的代数判据. 文献[1-6]中的方法均针对线性系统, 并均使用传统的数学推导方法. 模拟生物问题的动力系统通常是非线性的, 较为复杂, 利用传统的数学方法很难分析其稳定性, 需要借助更先进的计算方法和工具. 随着计算机科学与技术的发展, 以精确计算为特点的符号计算逐渐成熟和完善, 效率也逐步提高, 成为数值计算的一种强有力的替代.

针对含参数的非线性生物系统, 本文给出时滞微分系统全时滞稳定性的代数判据, 研究如何利用符号计算方法分析多维生物系统正平衡点的渐进稳定性. 文献[7-8]提出了利用代数方法分析生物系统稳定性和分岔等问题的算法化方法, 并且给出了软件实现及实验结果. 不同于传统的数

收稿日期: 2014-12-17; 录用日期: 2015-03-20; 网络出版时间: 2015-05-21 14:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1446.003.html

基金项目: 中央高校基础科研业务费专项资金(50100002014124004)

作者简介: 柳君(1993—), 女, 山西临汾人, 硕士研究生, jun.liu@buaa.edu.cn

\* 通讯作者: 牛薇(1982—), 女, 陕西西安人, 讲师, Wei.Niu@buaa.edu.cn, 主要研究方向为符号计算和代数生物学.

**引用格式:** 柳君, 牛薇. 利用符号计算方法研究生物系统全时滞稳定性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2363-2369.

Liu J, Niu W. Analysis of all time-delay stability for biological systems using symbolic computation methods[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2363-2369 (in Chinese).

学推导,符号计算使得求解生物系统的稳定性和分岔更加程序化和自动化.本文在作者工作的基础上,进一步研究如何利用符号计算方法,如文献[9]中的三角分解、文献[10-11]中的 Gröbner 基和文献[12]中的实解分类等方法,程序化地分析生物系统全时滞稳定性.

## 1 时滞微分系统正平衡点的稳定性

考虑如下  $n$  维非线性多时滞微分系统:

$$\begin{cases} \frac{dx_1(t)}{dt} = \frac{P_1(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)}{Q_1(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)} \\ \frac{dx_2(t)}{dt} = \frac{P_2(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)}{Q_2(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)} \\ \vdots \\ \frac{dx_n(t)}{dt} = \frac{P_n(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)}{Q_n(\mathbf{u}, \mathbf{x}, \tau)} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $P_1, P_2, \dots, P_n, Q_1 \neq 0, Q_2 \neq 0, \dots, Q_n \neq 0$  为多项式;  $\mathbf{u} = (u_1, u_2, \dots, u_m)$  为参数;  $\mathbf{x} = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)) \in \mathbf{R}^n$  为变元;  $\tau = (\tau, 2\tau, \dots, k\tau)$  为系统的时滞,  $\tau \in \mathbf{R}_+ = [0, \infty)$  为时滞;  $n, m, k$  为正整数.

为了计算式(1)的正平衡点,令  $\tau = \mathbf{0}$ ,可得

$$\begin{cases} P_1(\mathbf{u}, \mathbf{x}) = 0, P_2(\mathbf{u}, \mathbf{x}) = 0, \dots, P_n(\mathbf{u}, \mathbf{x}) = 0 \\ Q_1(\mathbf{u}, \mathbf{x}) \neq 0, Q_2(\mathbf{u}, \mathbf{x}) \neq 0, \dots, Q_n(\mathbf{u}, \mathbf{x}) \neq 0 \end{cases} \quad (2)$$

得出的解即为平衡点  $\mathbf{x}^*$ . 在求出系统(1)的正平衡点之后,需要讨论其平衡点  $\mathbf{x}^*$  处的稳定性. 由于该系统是非线性形式,首先需进行线性化. 据文献[13],线性化之后的系统零解的渐进稳定性与非线性系统正平衡点的渐进稳定性一致.

令  $\mathbf{y} = \mathbf{x} - \mathbf{x}^*$ ,代入式(1)中,  $\mathbf{x}^*$  是系统的正平衡点,满足式(2),可得线性化之后的系统:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k \mathbf{x}(t - k\tau) \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{A}, \mathbf{A}_k \in \mathbf{R}^{n \times n}$  为矩阵.

式(3)的特征方程为

$$\Delta(\lambda, \tau) := \det \left[ \lambda \mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k e^{-\lambda k\tau} \right] = 0$$

式中:  $\mathbf{I}$  为  $n \times n$  阶单位矩阵;  $\lambda$  为特征值. 若特征方程的根对  $\forall \tau \in \mathbf{R}_+$  均具有负实部,那么其零解渐进稳定,称式(3)系统全时滞稳定. 因此,式(1)系统正平衡点的渐进稳定性等价于式(3)系统零解的全时滞稳定性.

## 2 时滞系统全时滞稳定的代数判据

时滞微分式(3)系统的全时滞稳定性,即多

项式  $\Delta(\lambda, \tau)$  对  $\forall \tau \in \mathbf{R}_+$  均 Hurwitz 稳定. 据文献[14],有

**引理 1** 式(3)系统全时滞稳定的充分必要条件为

$$1) \det \left[ \lambda \mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k \right] = 0 \text{ 的根具有负实部.}$$

2) 对  $\forall \tau > 0$  及任意实数  $y$ , 都有

$$\det \left[ iy\mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k e^{-iyk\tau} \right] \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*} \neq 0$$

成立. 其中,  $\mathbf{x}^*$  为式(2)求出的平衡点;  $i$  为虚数单位.

对于条件 1): 令多项式  $M$  为

$$M = \det \left[ \lambda \mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k \right] = a_0 \lambda^n + a_1 \lambda^{n-1} + \dots + a_n$$

在此基础上,定义  $M$  的 Hurwitz 矩阵:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_1 & a_3 & a_5 & \dots & a_{2n-1} \\ a_0 & a_2 & a_4 & \dots & a_{2n-2} \\ 0 & a_1 & a_3 & \dots & a_{2n-3} \\ 0 & a_0 & a_2 & \dots & a_{2n-4} \\ 0 & 0 & a_1 & \dots & a_{2n-5} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中: 当  $i > n$  时,  $a_i = 0$ .  $\mathbf{H}$  的顺序主子式  $\Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_n$  为  $M$  的 Hurwitz 行列式. 根据文献[15] Routh-Hurwitz 判据,多项式  $M$  是稳定的,当且仅当下列条件成立:

$$\Delta_1 > 0, \Delta_2 > 0, \dots, \Delta_{n-1} > 0, a_n > 0$$

对于条件 2): 对  $\forall \tau > 0$  及任意  $y$ , 有

$$\det \left[ iy\mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k e^{-iyk\tau} \right] \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*} \neq 0$$

成立. 据文献[14],令  $-y\tau = \theta$ ,则其他等价于: 对  $\forall \theta \in [0, 2\pi) > 0$  及任意实数  $y \in \mathbf{R} - \{0\}$ , 有

$$\det \left[ iy\mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k e^{ik\theta} \right] \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*} \neq 0$$

成立. 作分式线性变换

$$w = \frac{1+z}{1-z}$$

条件 2) 等价于: 对  $\forall z \in \mathbf{R}$  及任意实数  $y \in \mathbf{R} - \{0\}$ , 都有

$$\det \left[ iy\mathbf{I} - \mathbf{A} - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k \left( \frac{1+iz}{1-iz} \right)^k \right] \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*} \neq 0$$

成立. 在此,记

$$h(\mathbf{u}, z, y) = \det \left[ (iy\mathbf{I} - \mathbf{A})(1-iz)^n - \sum_{k=1}^n \mathbf{A}_k (1-iz)^{n-k} \left( \frac{1+iz}{1-iz} \right)^k \right]$$

$$\sum_{k=1}^n A_k (1 + iz)^k (1 - iz)^{n-k}$$

由  $h(u, z, y) = 0$  分离实部和虚部可得

$$\begin{cases} f(u, z, y) = \operatorname{Re}\{h(u, z, y)\} = 0 \\ g(u, z, y) = \operatorname{Im}\{h(u, z, y)\} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $f$  和  $g$  为关于  $z, y$  的实系数含参数二元多项式,  $z \in \mathbf{R}, y \in \mathbf{R} - \{0\}$ ;  $\operatorname{Re}$  和  $\operatorname{Im}$  为实部和虚部. 条件 2) 等价于式(4)无实根. 由此, 可得非线性多时滞微分系统全时滞稳定的充要条件.

**引理 2** 式(1)系统正平衡点全时滞稳定的充分必要条件是式(5)系统有正实根且式(6)系统无实根:

$$\begin{cases} P_1(u, x) = 0, P_2(u, x) = 0, \dots, P_n(u, x) = 0 \\ Q_1(u, x) \neq 0, Q_2(u, x) \neq 0, \dots, Q_n(u, x) \neq 0 \\ \Delta_1 > 0, \Delta_2 > 0, \dots, \Delta_{n-1} > 0, a_n > 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} f(u, z, y) = 0 \\ g(u, z, y) = 0 \\ z \in \mathbf{R} \\ y \in \mathbf{R} - \{0\} \end{cases} \quad (6)$$

### 3 代数方法分析

第 2 节描述了如何将时滞系统的全时滞稳定性问题化为代数问题, 这里将研究如何将代数方法应用到求解这些代数问题上.

#### 步骤 1 构造半代数系统.

假设实际问题由式(1)系统来模拟, 通过计算可得到含多项式方程及不等式的式(5)系统和式(6)系统. 变元  $x$  及参数  $u$  可能需满足一些实际问题中的附加约束:

$$\begin{cases} P_{n+1}(u, x) = 0, P_{n+2}(u, x) = 0, \dots, P_s(u, x) = 0 \\ Q_{n+1}(u, x) > 0, Q_{n+2}(u, x) > 0, \dots, Q_t(u, x) > 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $s, t \geq n$ . 把约束条件式(7)加到式(5)系统和式(6)系统中, 可得两个含等式及不等式的系统, 称之为半代数系统. 一般地, 设半代数系统  $\Psi$  形如:

$$\begin{cases} E_1(u, x) = 0, E_2(u, x) = 0, \dots, E_s(u, x) = 0 \\ N_1(u, x) \neq 0, N_2(u, x) \neq 0, \dots, N_t(u, x) \neq 0 \\ H_1(u, x) > 0, H_2(u, x) > 0, \dots, H_n(u, x) > 0 \end{cases}$$

#### 步骤 2 计算三角列.

通过三角列或 Gröbner 基方法, 可以把多项式集  $E = \{E_1, E_2, \dots, E_s\}$  三角化, 得到三角列  $T_k$ . 若参数  $u$  出现, 转至步骤 4.

#### 步骤 3 参数不出现.

如果参数  $u$  不出现, 可以用长度可无限小的有理区间来隔离每个  $T_k$  的实零点. 令  $F = \{N_1, N_2, \dots, N_t, H_1, H_2, \dots, H_n\}$  为不等式多项式集. 然后  $F$  中的多项式在每个实零点上的符号可以通过计算它们在有理区间的端点的值来确定. 由此得到用有理区间隔离的半代数系统  $\Psi$  的实解.

#### 步骤 4 实解分类.

假设参数  $u$  出现, 令  $F$  对于每个三角列  $T_k$ , 可利用  $F$  来计算一个关于  $u$  的代数簇  $V$ , 使得其将实参数空间  $\mathbf{R}^m$  分为有限多个胞腔, 满足在每个胞腔上,  $T_k$  的实零点个数以及  $F$  在这些零点处的符号不变. 从每个胞腔中取一个有理样本点, 代入  $T_k$  消去参数, 由步骤 3 可计算  $T_k$  的实零点以及  $F$  在该样本点的符号.

**步骤 5** 参数条件最后, 根据多项式在  $\Psi$  具有指定个数的实解的胞腔中样本点处的符号, 建立参数  $u$  所需要满足的条件.

在文献[16]实解分类软件 DISCOVERER 的基础上, 算法步骤(见图 1)已在 MAPLE 中实现.

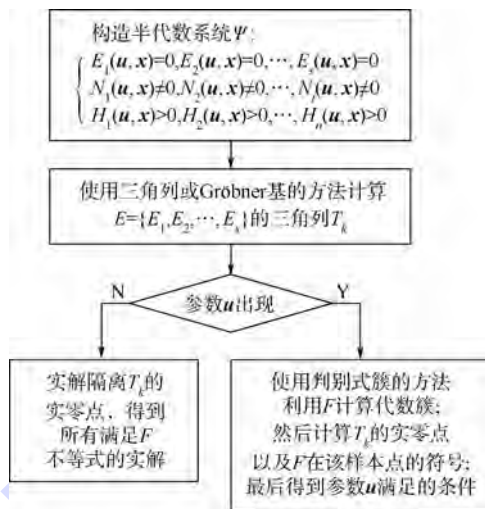


图 1 代数方法分析算法步骤

Fig. 1 Algorithmic steps using algebraic approaches

## 4 应用实例

### 4.1 实例验证

文献[13]中介绍了一种重要的生物模型: Lotka-Volterra 捕食-食饵系统. 为了验证本文中代数方法的可行性, 使用这个简单的捕食-食饵系统演示利用符号计算方法分析全时滞稳定性的流程. 在此, 考虑以下单时滞的捕食-食饵系统:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = x(t)(r_1 - a_{11}x(t) - a_{12}y(t - \tau)) \\ \dot{y}(t) = y(t)(-r_2 - a_{21}x(t) - a_{22}y(t)) \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $x(t) > 0, y(t) > 0$  为食饵、捕食者的种群密度;  $r_1 > 0, r_2 > 0$  为食饵及捕食者的内禀增长率;  $a_{ii} (i=1, 2) > 0$  为两种群密度作用的种群内作用系数;  $a_{ij} (i \neq j) > 0$  为两种群相互作用的种群间作用系数;  $\tau \geq 0$  为捕食者的追捕时间. 接下来计算该系统在平衡点处稳定的充要条件.

**第1步** 分析正平衡点及线性化.

令  $\tau = 0$ , 那么平衡点问题可化为

$$\begin{cases} P_1 = x(t)(r_1 - a_{11}x(t) - a_{12}y(t)) = 0 \\ P_2 = y(t)(-r_2 - a_{21}x(t) - a_{22}y(t)) = 0 \end{cases}$$

记由此求得的正平衡点  $x^* = (x^*, y^*)$ .

考虑  $2 \times 2$  阶 Jacobian 矩阵

$$J(x) = \begin{bmatrix} \frac{\partial P_1}{\partial x} & \frac{\partial P_1}{\partial y} \\ \frac{\partial P_2}{\partial x} & \frac{\partial P_2}{\partial y} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -2a_{11}x - a_{12}y + r_1 & -a_{12}x \\ a_{21}y & a_{21}x - 2a_{22}y - r_2 \end{bmatrix}$$

式(8)系统可写为矩阵形式:

$$\dot{x}^T = J(x^*)(x - x^*) + G$$

这里  $G$  是非线性项, 线性部分为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + A_1x(t - \tau)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} -2a_{11}x^* - a_{12}y^* + r_1 & 0 \\ a_{21}y^* & a_{21}x^* - 2a_{22}y^* - r_2 \end{bmatrix}$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & -a_{12}x^* \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad x(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \end{bmatrix}$$

**第2步** 分析条件 1).

第2节引理 1 中的条件 1) 是  $\det[\lambda I - A - A_1] = 0$  均具有负实根, 在此,

$$M = \det[\lambda I - A - A_1] = a_0\lambda^2 + a_1\lambda + a_2$$

式中:

$$a_0 = 1$$

$$a_1 = -a_{21}x^* + 2a_{22}y^* + r_2 + 2a_{11}x^* + a_{12}y^* - r_1$$

$$a_2 = -2a_{11}a_{21}x^{*2} + 4a_{11}a_{22}x^*y^* + 2a_{11}r_2x^* + 2a_{12}a_{22}y^{*2} + a_{12}r_2y^* + a_{21}r_1x^* - 2a_{22}r_1y^* - r_1r_2$$

由多项式系数  $a_0, a_1, a_2$  组成的 Hurwitz 判据

$$\begin{cases} \Delta_1 = -a_{21}x^* + 2a_{22}y^* + r_2 + 2a_{11}x^* + a_{12}y^* - r_1 > 0 \\ a_2 = -2a_{11}a_{21}x^{*2} + 4a_{11}a_{22}x^*y^* + 2a_{11}r_2x^* + 2a_{12}a_{22}y^{*2} + a_{12}r_2y^* + a_{21}r_1x^* - 2a_{22}r_1y^* - r_1r_2 > 0 \end{cases}$$

故而, 可得半代数系统

$$\begin{cases} P_1 = x(t)(r_1 - a_{11}x(t) - a_{12}y(t)) = 0 \\ P_2 = y(t)(-r_2 - a_{21}x(t) - a_{22}y(t)) = 0 \\ \Delta_1 = -a_{21}x^* + 2a_{22}y^* + r_2 + 2a_{11}x^* + a_{12}y^* - r_1 > 0 \\ a_2 = -2a_{11}a_{21}x^{*2} + 4a_{11}a_{22}x^*y^* + 2a_{11}r_2x^* + 2a_{12}a_{22}y^{*2} + a_{12}r_2y^* + a_{21}r_1x^* - 2a_{22}r_1y^* - r_1r_2 > 0 \\ a_{11} > 0, a_{12} > 0, a_{21} > 0, a_{22} > 0, \\ r_1 > 0, r_2 > 0, x^* > 0, y^* > 0 \end{cases}$$

利用 MAPLE 中实现的第 3 节中的算法求解该半代数系统可得

$$R_1 = r_1a_{21} - r_2a_{11} > 0$$

**第3步** 分析条件 2).

$$\det[iyI - A - A_1e^{-iy\tau}]|_{x=x^*} \neq 0 \text{ 成立.}$$

$$h(y, z) = \det[iyI - A - A_1e^{-iy\tau}]|_{x=x^*} =$$

$$\det[iyI - A - A_1e^{i\theta}]|_{x=x^*} =$$

$$\det[iyI - A - \frac{1+iz}{1-iz}A_1]|_{x=x^*} =$$

$$\det[(1-iz)(iyI - A) - (1+iz)A_1]|_{x=x^*} = 0$$

无实根.

分离  $h(y, z)$  的实部和虚部可得半代数系统

$$\begin{cases} f(y, z) = \text{Re}\{h(y, z)\} = \\ 4a_{11}a_{22}x^*y^* - 2a_{21}x^*yz + 4a_{11}x^*yz + 2a_{12}y^*yz + 2a_{11}a_{21}x^{*2}z^2 - 2a_{11}r_2x^*z^2 - 2a_{12}a_{22}y^{*2}z^2 - a_{12}r_2y^*z^2 - r_1a_{21}x^*z^2 + 2r_1a_{22}y^*z^2 + y^2z^2 + 2a_{11}r_2x^* - 2r_1a_{22}y^* + z^2r_2r_1 + r_1a_{21}x^* + a_{12}r_2y^* - 2a_{11}a_{21}x^{*2} + 2yzz_2 - 2zr_1 + 2a_{12}a_{22}y^2 - 4a_{11}a_{22}x^*y^*z^2 + 2z^2a_{12}x^*y^*a_{21} - r_1r_2 - y^2 = 0 \\ g(y, z) = \text{Im}\{h(y, z)\} = \\ -8za_{11}a_{22}x^*y^* + 2za_{12}a_{21}x^*y^* + a_{12}yy^* - z^2yr_2 - ya_{21}x^* + 2ya_{22}y^* + 2a_{11}x^*y + 2zr_1r_2 + 2zy^2 - r_1y - z^2a_{12}yy^* + 4za_{11}a_{21}x^{*2} - 4za_{11}r_2x^* - 4za_{12}a_{22}y^{*2} - 2za_{12}r_2y^* - 2zr_1a_{21}x^* + 4zr_1a_{22}y^* + z^2ya_{21}x^* - 2z^2ya_{22}y^* - 2z^2a_{11}x^*y + r_2y + z^2r_1y = 0 \\ y \neq 0 \end{cases}$$

无实根.

求解该半代数系统可得

$$R_2 = a_{21}a_{12} - a_{11}a_{22} \leq 0$$

满足时, 系统无实根.

综上可得,当参数满足

$$\begin{cases} R_1 = r_1 a_{21} - r_2 a_{11} > 0 \\ R_2 = a_{21} a_{12} - a_{11} a_{22} \leq 0 \end{cases}$$

时式(8)系统在平衡点处全时滞稳定。

#### 4.2 无选择性的捕食-食饵系统

文献[17]中的无选择收获的 Lotka-Volterra 捕食-食饵系统也是一种重要的数学生物模型.考虑以下二维系统:

$$\begin{cases} \frac{dx(t)}{dt} = rx(t) \left( 1 - \frac{x(t-\tau)}{k} \right) - \frac{\beta x(t)y(t)}{1+ax(t)} - qx(t) \\ \frac{dy(t)}{dt} = -dy(t) + \frac{\alpha\beta x(t)y(t)}{1+ax(t)} - Ey(t) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $r(1-x/k)$  ( $r, k > 0$ ) 为无捕食者时食饵的增长率; $\beta x/(1+ax)$  ( $\beta, a > 0$ ) 为捕食者的响应函数; $d > 0$  为捕食者的死亡率; $\alpha > 0$  为转换系数; $qx$  和  $Ey$  ( $q, E > 0$ ) 分别为食饵和捕食者的收获率.与第 4.1 节的方法类似可以解决式(9)系统的全时滞稳定的问题。

**第 1 步** 利用线性化方法和 Hurwitz 判据可得半代数系统,即条件 1):

$$\begin{cases} P_1 = rx(t) \left( 1 - \frac{x(t)}{k} \right) \frac{\beta x(t)y(t)}{1+ax(t)} - qx(t) = 0 \\ P_2 = -dy(t) + \frac{\alpha\beta x(t)y(t)}{1+ax(t)} - Ey(t) = 0 \\ r > 0, d > 0, \alpha > 0, \beta > 0, q_1 > 0, E > 0, a > 0, \\ k > 0, x^* > 0, y^* > 0, Q = 1 + ax(t) \neq 0 \\ \Delta_1 = -kax^{*2}\alpha\beta + 4rax^{*2} + 2ra^2x^{*3} + \beta y^*k + kd + kE - rk + 2rx^* + qk + 2kdax^* - k\alpha\beta x^* + 2kEax^* + ka^2x^{*2}d + ka^2x^{*2}E - 2rkax^* - rka^2x^{*2} + 2qkax^* + qka^2x^{*2} > 0 \\ a_2 = rkax^{*2}\alpha\beta - qkax^{*2}\alpha\beta + 4rx^{*2}da - 2rx^{*2}\alpha\beta + 4rx^{*2}Ea + 2ra^2x^{*3}d + 2ra^2x^{*3}E - 2rkdx^* + rk\alpha\beta x^* - 2rkEax^* - rka^2x^{*2}d - rka^2x^{*2}E - 2rax^{*3}\alpha\beta + 2qkdx^* - qk\alpha\beta x^* + 2qkEax^* + qka^2x^{*2}d + qka^2x^{*2}E + qkd + qkE + 2rx^*d - rkE + 2rx^*E - rkd + \beta y^*kd + \beta y^*kE > 0 \end{cases}$$

求解该半代数系统可得

$$\begin{cases} R_1 = da - \beta\alpha + Ea < 0 \\ R_2 = -Er - rkEa + Eakq + adkq - dr - rkda + rk\alpha\beta - qk\alpha\beta > 0 \\ R_3 = -Ea^2rk + Ea^2qk - raE + da^2qk - da^2rk + \alpha\beta rka - \alpha\beta qka - rad - \alpha\beta r < 0 \end{cases}$$

#### 第 2 步 分析条件 2).

$$h(y, z) = \det[(1-iz)(iyI - A) - (1+iz)A_1] \Big|_{x=x^*} = 0$$

无实根。

分离  $h(y, z)$  的实部和虚部可得半代数系统

$$\begin{cases} f(y, z) = \text{Re}\{h(y, z)\} = 0 \\ g(y, z) = \text{Im}\{h(y, z)\} = 0 \end{cases} \quad y \neq 0$$

无实根。

$f(y, z)$  和  $g(y, z)$  都是含有参数和变量的多项式.表 1 中是  $f(y, z)$  和  $g(y, z)$  的项数和最高次数,该问题使用传统的数学计算方法很难得出结论,而利用符号计算方法在几秒之内,可得

$$R_4 = -ark + aqk - r \geq 0$$

满足时,系统无实根。

表 1  $f(y, z)$  和  $g(y, z)$  的项数和最高次数

Table 1 Number of terms and higher degree of  $f(y, z)$  and  $g(y, z)$

多项式	项数	最高次数
$f(y, z)$	62	9
$g(y, z)$	44	8

所以,当参数满足

$$\begin{cases} R_1 = da - \beta\alpha + Ea < 0 \\ R_2 = -Er - rkEa + Eakq + adkq - dr - rkda + rk\alpha\beta - qk\alpha\beta > 0 \\ R_3 = -Ea^2rk + Ea^2qk - raE + da^2qk - da^2rk + \alpha\beta rka - \alpha\beta qka - rad - \alpha\beta r < 0 \\ R_4 = -ark + aqk - r \geq 0 \end{cases}$$

时,式(9)系统在平衡点处全时滞稳定。

#### 4.3 SIR 传染病模型

SIR 传染病模型是一个重要的生物模型, Cooke 在文献[18]中提出了时滞 SIR 传染病模型,并指出  $t$  时刻的传染能力为  $\beta S(t)I(t-\tau')$ , 其中,  $\beta > 0$  为每天每个感染者接触的人数,  $\tau' \geq 0$  为病毒在被感染者体内的作用时间.文献[19]中时滞 SIR 传染病系统为

$$\begin{cases} S'(t) = -\beta S(t)I(t-\tau') - \mu S(t) + \mu \\ I'(t) = \beta S(t)I(t-\tau') - \mu I(t) - rI(t) \\ R'(t) = rI(t) - \mu R(t) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mu > 0$  为死亡率; $r > 0$  为日恢复速率。

#### 第 1 步 构造及分析条件 1).

$$\begin{cases} P_1 = -\beta S(t)I(t - \tau') - \mu S(t) + \mu = 0 \\ P_2 = \beta S(t)I(t - \tau') - \mu I(t) - rI(t) = 0 \\ P_3 = rI(t) - \mu R(t) = 0 \\ \Delta_1 = 3\mu - \beta S^* + r + \beta I^* > 0 \\ \Delta_2 = -8\mu^2\beta S^* + 8\mu^3 + 8r\mu^2 + 8\mu^2\beta I^* + 6r\beta\mu I^* + \\ 2\beta^2\mu S^{*2} - 4\beta^2\mu S^* I^* - r\beta^2 S^* I^* + 2r^2\mu + \\ r^2\beta I^* + 2\beta^2\mu I^{*2} + r\beta^2 I^{*2} > 0 \\ a_3 = \mu^2\beta I^* + r\beta\mu I^* - \mu^2\beta S^* + \mu^3 + r\mu^2 > 0 \\ \beta > 0, \mu > 0, r > 0, S^* > 0, I^* > 0, R^* > 0 \end{cases}$$

计算可得

$$R_1 = \beta - \mu - r > 0$$

第2步 分析条件2).

分离  $h(y, z)$  的实部和虚部可得半代数系统

$$\begin{cases} f(y, z) = \text{Re}\{h(y, z)\} = 0 \\ g(y, z) = \text{Im}\{h(y, z)\} = 0 \end{cases} \quad y \neq 0$$

其中:  $f(y, z)$  有 30 项, 最高次数是 7;  $g(y, z)$  有 29 项, 最高次数是 7. 通过计算可得参数取任意值时该系统均无实根.

因此, 当参数满足  $R_1 = \beta - \mu - r > 0$  时, 式(10)系统在平衡点处全时滞稳定.

### 5 结论

本文在 Gröbner 基、三角化分解和实解分类等符号计算原理基础上提出了一种新的验证生物系统全时滞稳定性的算法.

1) 经实验验证表明该算法可实现较为优异的计算性能, 例如计算含有 62 项的多项式所用时间仅仅为几秒, 这是传统的数学计算所达不到的.

2) 此外, 仍在进行任意多时滞微分系统的全时滞稳定性分析的算法研究及实验.

### 参考文献 (References)

[1] 秦元勋. 有时滞的系统的无条件稳定性[J]. 数学学报, 1960, 10(1): 125-142.  
Chin Y S. Unconditional stability of systems with time lags[J]. Acta Mathematica Sinica, 1960, 10(1): 125-142 (in Chinese).

[2] 秦元勋, 俞元洪. 一类时滞微分系统无条件稳定的条件[J]. 控制理论与应用, 1984, 1(1): 23-35.  
Chin Y S, Yu Y H. Unconditional stability conditions for a class of differential systems with time delay[J]. Journal of Control Theory and Applications, 1984, 1(1): 23-35 (in Chinese).

[3] 周超顺, 邓聚龙. 线性定常时滞系统全时滞渐近稳定的充分代数判据[J]. 自动化学报, 1990, 16(1): 62-65.  
Zhou C S, Deng J L. A sufficient algebra criteria for stability of

linear constant time-delay system [J]. Acta Automatica Sinica, 1990, 16(1): 62-65 (in Chinese).

[4] Cao D Q, He P, Ge Y M. Simple algebraic criteria for stability of neutral delay-differential systems[J]. Journal of the Franklin Institute, 2005, 342(3): 311-320.

[5] Hu G D, Hu G D, Cahlon B. Algebraic criteria for stability of linear neutral systems with a single delay[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2001, 135(1): 125-133.

[6] He P, Cao D Q. Algebraic stability criteria of linear neutral systems with multiple time delays[J]. Applied Mathematics and Computation, 2004, 155(3): 643-653.

[7] Niu W, Wang D. Algebraic analysis of bifurcation and limit cycles for biological systems [M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 2008: 156-171.

[8] Niu W, Wang D. Algebraic approaches to stability analysis of biological systems [J]. Mathematics in Computer Science, 2008, 1(3): 507-539.

[9] Wang D. Elimination methods [M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 2001: 193-224.

[10] Buchberger B. Gröbner bases: An algorithmic method in polynomial ideal theory [J]. Multidimensional Systems Theory, 1985: 184-232.

[11] Faugère J C. A new efficient algorithm for computing Gröbner bases ( $F_4$ ) [J]. Journal of Pure and Applied Algebra, 1999, 139(1): 61-88.

[12] Yang L, Xia B. Real solution classification for parametric semi-algebraic systems [C] // Algorithmic Algebra and Logic [S. l. : s. n. ], 2005: 281-289.

[13] 宋永利, 韩茂安, 魏俊杰. 多时滞捕食-食饵系统正平衡点的稳定性及全局 Hopf 分支[J]. 数学年刊: A 辑, 2005, 25(6): 783-790.  
Song Y L, Han M A, Wei J J. Stability and global Hopf bifurcation for a predator-prey model with two delays [J]. Chinese Annals of Mathematics: Series A, 2005, 25(6): 783-790 (in Chinese).

[14] Bhattacharyya S P, Chapellat H, Keel L H. Robust control-the parametric approach [M]. New York: Prentice Hall PTR, 1995: 446-472.

[15] Lancaster P, Tismenetsky M. The theory of matrices: With applications [M]. Pittsburgh: Academic Press, 1985: 89-103.

[16] Xia B. DISCOVERER: A tool for solving semi-algebraic systems [J]. ACM Communications in Computer Algebra, 2007, 41(3): 102-103.

[17] Kar T K, Pahari U K. Non-selective harvesting in prey-predator models with delay [J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2006, 11(4): 499-509.

[18] Cooke K L. Stability analysis for a vector disease model [J]. Journal of Mathematics, 1979, 9(1): 31-42.

[19] Meng X, Chen L, Wu B. A delay SIR epidemic model with pulse vaccination and incubation times [J]. Nonlinear Analysis: Real World Applications, 2010, 11(1): 88-98.

# Analysis of all time-delay stability for biological systems using symbolic computation methods

LIU Jun, NIU Wei\*

(Sino-French Engineer School, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** All time-delay stability for biological systems shows that the time-delay system possess good reliability, so this issue has always been the highlight of the scholars research. However, researchers usually adopt the traditional mathematical methods or numerical calculation methods. Based on Hurwitz criterion and polynomial complete discriminant system, a sufficient and necessary algebraic criterion of all time-delay stability for nonlinear biological systems with parameters was introduced. By using symbolic computation methods, such as the methods of Gröbner basis, triangular decomposition and real solution classification, a systematic and algorithmic approach for automatically analyzing all time-delay stability of biological systems with parameters was proposed. All the computations in our approach are all exact, which may help biologists and engineers to perform algebraic analysis for certain biological models. The successful experiments on the all time-delay stability analysis of several biological models, such as time delayed Lotka-Volterra systems and SIR epidemic models with time delay, showed the feasibility of our algebraic approach and also the superiority of symbolic computation methods compared with traditional mathematic methods.

**Key words:** symbolic computation; all time-delay stability; algebraic approach; biological systems; nonlinear

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0816

# 民用飞机技术出版物的源数据影响度综合评价

陈杰<sup>1</sup>, 刘虎<sup>\*1</sup>, 彭和平<sup>2</sup>, 宋玉起<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 中国商飞上海飞机客户服务有限公司 技术出版物部, 上海 200241)

**摘 要:** 目前民用飞机的技术出版物维护活动主要依靠人工进行源数据的影响度分析. 该过程由于对人员的业务能力依赖性较强, 因此不能保证源数据的维护流程执行具有合理的优先级, 容易影响民用飞机的正常使用. 基于层次分析法(AHP)的源数据影响度模型在分析技术出版物主要业务流程的基础上, 采用综合评价方法, 建立影响度评价指标体系并确定权重系数, 计算得到源数据的影响度值并进行等级定义, 以此作为源数据维护优先级的判断依据. 该模型使得源数据的影响度量化和标准化, 源数据的影响度分析可以与人员脱离, 减少了业务活动中的人工出错. 实例分析说明所提出的方法能够合理判断出源数据的更改优先级, 可以和技术出版物编制管理系统结合使用, 具有重要的工程应用价值.

**关键词:** 技术出版物; 源数据; 影响度; 层次分析法(AHP); 优先级

**中图分类号:** V267+.31

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2370-07

民用飞机的技术出版物是指保障飞机正常使用和维护所需的各种工程和技术信息文件, 其既是飞机运营和人员培训的主要技术依据, 也是飞机运营商能够正确高效运营和维修飞机的关键技术保障之一<sup>[1]</sup>. 对于民用飞机制造商而言, 优良的技术出版物编制和维护能力不仅可以提高飞机的使用维护质量, 提高用户的经济效益, 而且可以树立企业形象, 提高市场声誉<sup>[2]</sup>.

源数据是飞机产品设计制造过程中所产生的产品数据的总称, 包括项目计划、技术文档、图纸模型、技术规范以及其他各种文档文件, 数量庞大且种类繁多. 源数据是飞机设计制造所产生的原始数据资料, 也是技术出版物内容的直接来源. 技术出版物的编制过程即是对源数据进行加工和合理结构化的过程.

由于民用飞机的设计制造是一个动态过程, 需要不断验证设计合理性及客户市场需求, 因此

对产品的修改是必要的. 若产品发生修改, 技术出版物内容便会和产品真实数据脱节. 技术出版物的维护即是为保证技术出版物与产品真实数据一致性, 根据源数据更改通知更新技术出版物的活动. 由于源数据间所包含的产品数据不同, 在技术出版物业务中的使用能力也不同, 因此源数据具有价值差异性, 即其对技术出版物的影响(包括数据影响和业务影响)能力存在差异, 称为影响度. 若源数据包含飞机运行和维修的关键数据, 或在技术出版物体系中的使用量大、范围广, 则该源数据影响度相对较高. 此类源数据一旦发生更改, 如果不能及时执行维护流程就会使得大量技术出版物部分信息失效, 直接影响飞机的正常使用. 因此研究源数据的影响度, 并判断对应的维护流程执行优先级是必要的.

目前, 国外的大型民用飞机制造企业已建立起较为完备的技术出版物服务体系, 业务活动严

收稿日期: 2014-12-25; 录用日期: 2015-03-27; 网络出版时间: 2015-05-21 14:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1443.002.html

作者简介: 陈杰(1991—), 男, 陕西宝鸡人, 硕士研究生, 912242075@qq.com

\* 通讯作者: 刘虎(1980—), 男, 重庆人, 副教授, aerodesigner@163.com, 主要研究方向为民用飞机运营支持和虚拟培训.

**引用格式:** 陈杰, 刘虎, 彭和平, 等. 民用飞机技术出版物的源数据影响度综合评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2370-2376. Chen J, Liu H, Peng H P, et al. Comprehensive evaluation on influence degree of source data for civil aircraft technical publication[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2370-2376 (in Chinese).

格执行 S1000D、ATA 等国际标准,并对技术出版物的核心数据库——公共源信息库(Common Source Data Base, CSDB)进行数据的存储和使用优化研究.而在技术出版物维护业务的前端,源数据的更改通知以更改通知包的形式被接受,一个更改通知包中可能包含多个不同源数据的更改信息.更改通知包经相关业务人员进行初步影响度分析后将正式进入维护流程,因此不同源数据是否具有正确的维护流程执行优先级很大程度上取决于业务人员的工作素养和能力,在此基础上可能出现源数据不具有维护流程执行优先级或优先级错误.我国的民用飞机制造企业建设比国外起步晚,而且一部分企业从军用飞机生产转型而来,缺少商业服务意识,对标准的解读和实施还不够深刻<sup>[3]</sup>.因此国内的民用飞机制造商在技术出版物服务上,工作重心还在于业务体系的建立完善和业务流程的规范化,并对业务相关数据进行有效存储、管理和使用,在源数据影响度分析方面使用与国外相同的人工判断法.

本文提出的源数据影响度分析模型,通过分析源数据和技术出版物的业务关系,定义了描述源数据对技术出版物影响度的评价指标体系,并采用层次分析法(AHP)建立源数据影响度值的计算方法,以此作为对应维护流程执行优先级的判断依据.与目前使用的人工判断法相比,使用层次分析法的影响度分析模型将定性的影响度转化为可衡量的量值,在技术出版物维护中摆脱了维护优先级判断对业务人员素质和能力的依赖性,减少业务出错;同时影响度分析模型具有良好的系统化能力,可与技术出版物编制管理系统结合,有效辅助业务活动执行.

## 1 技术出版物的业务流程

技术出版物业务是根据民用航空标准或客户需求,在满足标准业务规则<sup>[4]</sup>的条件下利用飞机产品设计和制造过程所产生的源数据编制和维护飞机技术出版物的活动,其中最重要的是编制和维护两大流程.在这两个主要业务流程中,源数据均为很重要的组成部分,其不仅是业务开展的基础数据,也是技术出版物内容的主要来源.技术出版物的业务流程分析既能够了解源数据和技术出版物的组成及使用关系,同时也能够明确源数据更改对技术出版物的影响过程及影响方式,便于后续源数据的影响度分析.

技术出版物的编制是一个消耗较多资源并且业务时间集中的过程,其需要严格按照国际通用

标准从数量巨大的源数据中寻找、分析和获取技术出版物必要的输入数据,并采用结构化语言<sup>[5]</sup>(SGML或XML)将源数据信息处理为最小独立信息单元——数据模块(Data Module, DM)<sup>[6]</sup>,对数据模块进行结构编排后最终形成可用的技术出版物.技术出版物的编制流程包括:

1) 接受技术出版物编制任务并进行源数据分析,明确技术出版物的数据模块需求.

2) 根据源数据分析结果,采用结构化语言编写数据模块,并建立数据模块与源数据的使用关联.

3) 对数据模块进行结构编排后输出和发布技术出版物<sup>[7]</sup>.

相较而言,技术出版物的维护流程则在飞机产品全寿命周期内开展.飞机产品的复杂性和客户需求的修正更新等因素使得在飞机产品的全寿命周期内都有可能出现产品更改需求.一旦飞机产品发生更改,相应的源数据将不再适用,已发布的技术出版物其正确性和有效性都将受到影响.因此,技术出版物的维护流程是接受产品更改需求并更新技术出版物相应内容,以保证技术出版物与飞机产品真实数据一致性的活动.技术出版物的维护流程包括:

1) 下发源数据更改通知,查找分析和变更源数据具有使用关联关系的数据模块.

2) 下发数据模块更改通知,相应数据模块主编完成对受影响数据模块的内容更新.

3) 提交更新后的数据模块,对受影响技术出版物整理并重新发布.

依据以上分析结果,可以得出源数据、数据模块和技术出版物的结构关系图,如图1所示.

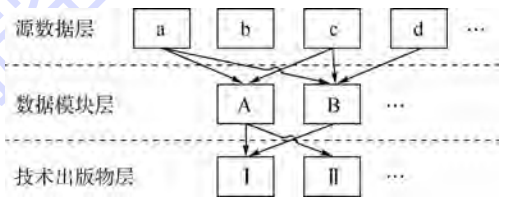


图1 源数据、数据模块、技术出版物结构关系  
Fig.1 Structural relationship of source data, data module and technical publication

技术出版物业务流程分析的目的是通过分析业务开展过程中源数据和技术出版物的作用关系,提出并指标化能够全面描述源数据对技术出版物影响度的关键因素集,包括源数据与技术出版物的使用关联强度、源数据引起的业务工作量等.在该原则下,本文提出并定义了4个描述源数据影响度的评价指标.

**定义 1** 源数据更改频率定义为单位时间内源数据的更改频数. 源数据的更改频率决定由其响应的技术出版物维护流程数量, 是对源数据引起的业务工作量的描述, 标记为  $C$ .

**定义 2** 关联数据模块数量定义为与该源数据具有使用关联关系的数据模块数量. 该指标是对源数据使用重要度和更改维护工作量的综合描述, 标记为  $M$ .

**定义 3** 关联技术出版物数量定义为与该源数据具有使用关联关系的技术出版物数量. 其在技术出版物层次上宏观地反映出源数据使用重要度和影响范围, 标记为  $T$ .

**定义 4** 技术出版物平均价值定义为该源数据所影响的技术出版物平均价值. 不同技术出版物因其使用对象和范围不同<sup>[8]</sup>, 其编写质量和使用价值将存在差异. 该指标是对源数据关联的技术出版物重要程度的综合描述, 标记为  $V$ .

某源数据的技术出版物平均价值定义为

$$v = \frac{\sum_{i=1}^n v_i x_i}{\sum_{i=1}^n x_i} \quad (1)$$

式中:  $v$  为该技术出版物平均价值;  $n$  为技术出版物体系根据使用价值差异划分的子类型数量;  $v_i$  为第  $i$  个子类中技术出版物的单位价值;  $x_i$  为与该源数据关联的第  $i$  个子类中技术出版物的数量.

源数据影响度评价指标确定后, 按照层次分析法的使用要求, 需根据各指标间的逻辑关系建立层次化的指标体系结构, 为源数据影响度的层次分析做好准备.

## 2 源数据影响度模型

层次分析法是美国运筹学家 Saaty 于 20 世纪 70 年代中期提出的一种系统分析方法, 它是一种将定性分析与定量分析方法相结合的多目标决策分析方法<sup>[9]</sup>. 该方法的主要思想是通过将复杂问题分解为若干层次和若干因素, 并通过判断矩阵计算不同指标的相对权重, 最终得到目标的综合评价结果. 由于可以将人的经验判断转化为定量的数值参与分析计算, 因此层次分析法对解决多目标、多指标或无结构形态的复杂决策问题具有极大优势<sup>[10-11]</sup>.

基于层次分析法的源数据影响度模型通过建立全面描述源数据对技术出版物影响性的评价指标体系并合理分配权重系数, 采用源数据历史统

计数据, 计算得到量化的源数据影响度值. 由源数据影响度值即可在源数据维护流程中判定更改优先级, 避免因源数据的无优先级处理导致技术出版物重要数据的延滞维护; 随着影响度值的不断更新, 还可从数据变化趋势分析源数据影响度稳定性及源数据编制是否合理等; 同时源数据的影响度值可供查询, 优化技术出版物业务流程, 提高企业的技术出版物服务能力.

源数据影响度模型建立的具体步骤<sup>[12]</sup>如下.

**步骤 1** 建立指标层次结构. 层次结构一般分为目标层、准则层和指标层. 本文建立的源数据影响度指标层次结构如图 2 所示.



图 2 源数据影响度指标层次结构

Fig. 2 Hierarchy structure of influence degree of source data index

**步骤 2** 通过采集专家数据构造指标体系各层次判断矩阵.

**步骤 3** 计算各指标权重系数并进行矩阵一致性检验.

**步骤 4** 遵循符合人的认知规律和习惯、满足技术出版物业务现状和便于影响度分析模型的建立 3 个原则定义出源数据影响度最大值, 并根据权重系数分配各指标影响度最大值.

设源数据影响度最大值为  $I_{\max}$ , 权重系数矩阵  $\mathbf{W} = [w_C, w_M, w_T, w_V]$ , 各指标影响度最大值矩阵  $\mathbf{B} = [C_{\max}, M_{\max}, T_{\max}, V_{\max}]$ , 则

$$\mathbf{B} = \mathbf{W} \cdot I_{\max} \quad (2)$$

**步骤 5** 定义各指标原始数值到影响度数值的转换函数. 各指标的原始数值度量方法和量纲均不同, 因此需定义计算方法将指标的原始采集数据处理为影响度值. 设各指标原始采集数值构成矩阵  $\mathbf{s} = [c, m, t, v]$ , 各指标最终影响度值构成矩阵  $\mathbf{E} = [c, m, t, v]$ , 定义一个转换函数  $F$  使得

$$\mathbf{E} = F(\mathbf{s}) \quad (3)$$

矩阵  $\mathbf{E}$  中各元素需满足条件:

$$c \leq C_{\max}, m \leq M_{\max}, t \leq T_{\max}, v \leq V_{\max}$$

**步骤 6** 计算源数据影响度值并等级化. 源数据影响度值为各指标影响度值之和. 定义源数

据影响度值为  $i$ ,则有

$$i = c + m + t + v \quad (4)$$

$i$  满足条件  $i \leq I_{\max}$ .

可以根据业务经验将影响度值划分为若干区域,对各区域分别定义影响度等级,并采用适合判断的色块作为标志.

源数据影响度模型构建流程如图 3 所示.

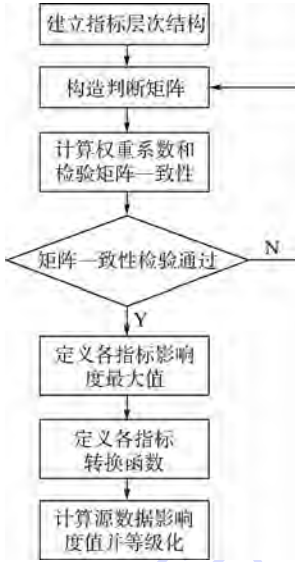


图 3 源数据影响度模型构建流程

Fig. 3 Establishing procedures for influence degree model of source data

### 3 实例分析

以某民用飞机制造企业所承担的某型号民用飞机技术出版物业务为分析对象,其基本业务流程满足本文的分析结果.根据源数据影响度的层次分析法,建立评价指标体系的层次结构:

1) 目标层.

源数据影响度  $L$ .

2) 准则层及指标层.

$L = \{ \text{源数据更改频率 } L_1, \text{关联度 } L_2, \text{技术出版物平均价值 } L_3 \}$

$L_2 = \{ \text{关联数据模块数量 } L_{21}, \text{关联技术出版物数量 } L_{22} \}$

通过采集该技术出版物业务部门专业工作人员判断数据,使用常用的 1~9 标度法<sup>[13]</sup>,构造评价指标体系各层次判断矩阵,如表 1 和表 2 所示.

表 1  $L$  层判断矩阵

Table 1 Judgment matrix of level  $L$

$L$	$L_1$	$L_2$	$L_3$
$L_1$	1	1/2	5
$L_2$	2	1	5
$L_3$	1/5	1/5	1

表 2  $L_2$  层判断矩阵

Table 2 Judgment matrix of level  $L_2$

$L_2$	$L_{21}$	$L_{22}$
$L_{21}$	1	5
$L_{22}$	1/5	1

通过计算判断矩阵的最大特征值和对应特征向量可以确定各层评价指标间的相对权重系数.定义矩阵最大特征值为  $\lambda_{\max}$ ,其对应的特征向量为  $\varphi$ ,得到: $\lambda_{\max}(L) = 3.054, \varphi_L = [0.528, 0.839, 0.133]^T, \lambda_{\max}(L_2) = 2, \varphi_{L_2} = [0.981, 0.196]^T$ .进行矩阵一致性检验,得到:一致性指标  $CI(L) = 0.027$ ,随机一致性指标  $CR(L) = 0.047 < 0.10$ ;  $CI(L_2) = 0, CR(L_2)$  不需计算.由此证明各层评价指标间的相对重要性判断是合理的.

对各层判断矩阵的特征向量进行处理,得到源数据影响度评价指标体系权重系数,见表 3.

表 3 源数据影响度评价指标体系权重系数

Table 3 Weight coefficients of evaluation index system of source data influence degree

指标层次	指标名称	权重系数
目标层	源数据影响度	1
	源数据更改频率	0.35
准则层及指标层	关联数据模块数量	0.46
	关联技术出版物数量	0.10
	技术出版物平均价值	0.09

由表 3 可以得出结论:源数据影响度的主要指标为关联数据模块数量,次要指标为源数据更改频率,而关联技术出版物数量和技术出版物平均价值对源数据影响度的贡献很小.

定义源数据影响度最大值  $I_{\max}$  为 100,则各评价指标的影响度最大值可由权重系数进行分配,如表 4 所示.

表 4 指标影响度最大值分配

Table 4 Distribution of the maximum of influence degree of indexes

评价指标	影响度最大值
源数据更改频率 $C_{\max}$	35
关联数据模块数量 $M_{\max}$	46
关联技术出版物数量 $T_{\max}$	10
技术出版物平均价值 $V_{\max}$	9

定义各指标原始数据到影响度值的转换函数时,可采用较简单的方法:对各指标的原始数据定义阈值,若原始数据超过阈值,则该指标影响度取最大值;若原始数据在阈值以下,则定义正比例函数计算影响度值.对 4 个评价指标的转换函数定义如下.

1) 源数据更改频率.

源数据更改频率规定为根据历史数据计算的

年平均更改次数,定义其阈值为10,则转换函数定义为

$$f_c(c_*) = \begin{cases} 3.50c_* & c_* \leq 10 \\ 35 & c_* > 10 \end{cases} \quad (5)$$

2) 关联数据模块数量.

定义关联数据模块数量指标的阈值为100,其转换函数定义为

$$f_m(m_*) = \begin{cases} 0.46m_* & m_* \leq 100 \\ 46 & m_* > 100 \end{cases} \quad (6)$$

3) 关联技术出版物数量.

定义关联技术出版物数量指标的阈值为20,其转换函数定义为

$$f_t(t_*) = \begin{cases} 0.50t_* & t_* \leq 20 \\ 10 & t_* > 20 \end{cases} \quad (7)$$

4) 技术出版物平均价值.

要定义技术出版物平均价值指标的转换函数,需首先根据定义4)将飞机技术出版物体系按照重要性划分子类.某型飞机的技术出版物体系共包含46份技术出版物,对其划分并定义单位价值如表5所示.

表5 某型飞机技术出版物体系分类及价值定义

Table 5 Classification and definition of value for technical publications system of certain aircraft

技术出版物名称	重要等级	单位价值
飞机维修手册,故障隔离手册,线路图册,系统原理图册,飞机图解零件目录,飞行机组操作手册,重量平衡手册,维修计划文件……	高	5
消耗品手册,部件维修手册,工具和设备手册,标准件手册,辐射性及有害元件清单……	中	3
供应商信息手册,乘客安全须知……	低	1

定义技术出版物平均价值的阈值为4.5,则转换函数定义为

$$f_v(v_*) = \begin{cases} 2.00v_* & v_* \leq 4.5 \\ 9 & v_* > 4.5 \end{cases} \quad (8)$$

将各指标的原始数据代入转换函数计算并求和,即可得到该源数据的影响度值.考虑到源数据的影响度值介于0~100之间,可将该区间划分为4个等级,每个等级对应不同的影响度值域,实现源数据的影响度等级化,如表6所示.

表6 源数据影响度等级化定义

Table 6 Level definition for influence degree of source data

影响度值 $i$	等级
$i \geq 80$	1
$80 > i \geq 60$	2
$60 > i \geq 40$	3
$i < 40$	4

表7给出了两份源数据样本 $\alpha$ 和 $\beta$ 各指标原始数据.

将源数据样本的原始数据代入影响度模型计算,可得到样本 $\alpha$ 和 $\beta$ 的影响度分析结果,如表8所示.

样本 $\alpha$ 和 $\beta$ 的指标对比雷达图可以直观地反映出两个样本的各指标值分布情况及相对大小<sup>[14]</sup>,如图4所示.

表7 源数据样本各指标原始数据

Table 7 Raw data of indexes of source data samples

源数据样本	$\alpha$	$\beta$
源数据更改频率	2	7
关联数据模块数量	32	81
关联技术出版物数量	10	6
技术出版物平均价值	4.2	3.0

表8 源数据样本影响度分析结果

Table 8 Results of influence degree of source data samples

源数据样本	$\alpha$	$\beta$
影响度值	35.12	70.76
影响度等级	4	2

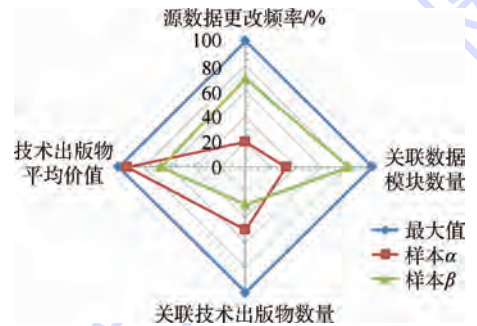


图4 样本 $\alpha$ 和 $\beta$ 的指标对比

Fig. 4 Index comparison between sample  $\alpha$  and  $\beta$

通过源数据的影响度分析可以更加清楚地了解源数据样本对技术出版物的量化综合影响度及其主要影响因素,使得业务人员对源数据维护优先级做出正确判断,优化技术出版物业务流程并提高企业的技术出版物服务能力.从以上分析结果可以得出结论:

1) 样本 $\beta$ 的影响度值远远高于样本 $\alpha$ ,因此具有较高维护优先级.

2) 样本 $\beta$ 的更改频率高于样本 $\alpha$ ,因此单位时间内 $\beta$ 引起的维护业务数量显著多于 $\alpha$ .

3) 样本 $\beta$ 的关联数据模块数量高于样本 $\alpha$ ,但关联技术出版物数量却少于样本 $\alpha$ ,因此样本 $\beta$ 参与编制的技术出版物内容多于样本 $\alpha$ ,但在技术出版物体系中的分布范围较小.

4) 样本 $\alpha$ 的技术出版物平均价值高于样本

$\beta$ ,因此  $\alpha$  参与编制的技术出版物在飞机的使用和维修中具有更重要的参考价值。

此外,还可以从源数据的指标值随时间的变化稳定性及时发现源数据编制和使用存在的问题,减少业务活动漏洞。若源数据的更改频率波动较大或持续居高,则说明源数据维护频繁且处于失控状态,源数据内容结构制定可能不合理,甚至涉及飞机设计制造问题;若源数据关联数据模块数量和关联技术出版物数量不稳定,则说明对该源数据的使用缺乏合理定位和规划,具有盲目性;若源数据参与编制的技术出版物平均价值具有较大变动,则说明源数据在飞机运营阶段的使用价值仍有待分析验证。

目前民用飞机的技术出版物业务已实现网络化和系统化<sup>[15-16]</sup>。在工程实际中,源数据的影响度模型可与技术出版物编制管理系统结合,辅助技术出版物业务展开活动,如图 5 所示。源数据的影响度模型定期从技术出版物编制管理系统获取各指标原始数据进行计算分析,输出结果保存入数据库或对数据库历史数据更新;一旦技术出版物业务产生需求,即可从数据库中调用或查询源数据影响度信息。

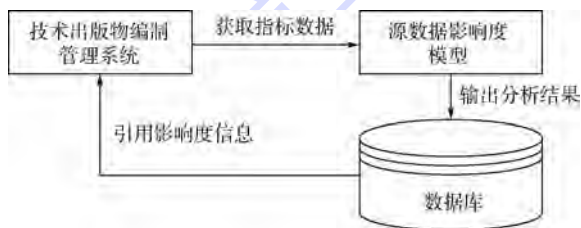


图 5 影响度模型的工作方式

Fig. 5 Working mode of influence degree model

## 4 结 论

1) 基于层次分析法的源数据影响度模型采用综合评价方法定量确定了源数据的影响度,为源数据的维护优先级判断提供了可信依据,避免了技术出版物重要内容维护延迟的问题;对源数据业务信息实现了有效管理和监控,优化了技术出版物业务工作流程;可以从源数据影响度的稳定性发现飞机设计制造阶段的隐藏问题,辅助飞机的维修管理。

2) 基于层次分析法的源数据影响度模型由于评价指标数据均可由计算机自动获取,因此避免了人工对数据的处理和維護;同时模型的建立具有一定自由度(如指标转换函数的定义),能够适应不同型号民用飞机的实际状态,具有良好的推广性。

3) 由于模型的评价指标权重系数通过采集专家数据获得,因此受制于专家的主观判断,同时转换函数矩阵的定义需结合源数据的使用现状和技术出版物业务具体要求,因此模型的数据获取方法仍需进一步研究。

**致谢** 感谢中航通用飞机有限责任公司提供某型飞机技术出版物编制规范及相关信息。

## 参考文献 (References)

- [1] 陈聪. S1000D 规范在技术出版物编制中的应用浅析[J]. 中国新技术新产品, 2013(14):161-162.  
Chen C. Analysis on application of S1000D in the compilation of technical publication [J]. China New Technologies and Products, 2013(14):161-162 (in Chinese).
- [2] 徐新民,杨念梅. 飞机技术出版物数字化浅析[J]. 航空制造技术, 2007(3):102-104.  
Xu X M, Yang N M. Analysis of digitization of aircraft technical publication [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(3):102-104 (in Chinese).
- [3] 魏冉,梅中义,王运巧. 基于构型管理的飞机技术出版物数据结构研究[J]. 航空维修与工程, 2012(1):93-96.  
Wei R, Mei Z Y, Wang Y Q. Research on data structure of aircraft technical publications based on configuration management [J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2012(1):93-96 (in Chinese).
- [4] 陈韶. S1000D 标准业务规则分析研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(1):42-45.  
Chen S. Analysis and research of business rules for S1000D standard [J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(1):42-45 (in Chinese).
- [5] Wang L S, Li T J, Sun T, et al. The database design based on native XML database technology[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 241-244(19):2561-2564.
- [6] Wan Z J. Study of development IETM based on S1000D specification [J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 190-191(1):249-252.
- [7] ASD/AIA S1000D. International specification for technical publication utilizing a common source data base (Issue 2.2) [S]. Helsinki: ASD-AIA, 2005:1399-1415.
- [8] 贝亮. 技术出版物质量评价机制的建立与应用[J]. 科技创新导报, 2014(29):243-246.  
Bei L. Establishment and application of technical publication quality evaluation mechanism [J]. Science and Technology Innovation Herald, 2014(29):243-246 (in Chinese).
- [9] 郭金玉,张忠彬,孙庆云. 层次分析法的研究与应用[J]. 中国安全科学学报, 2008, 18(5):148-153.  
Guo J Y, Zhang Z B, Sun Q Y. Study and application of analytic hierarchy process [J]. China Safety Science Journal, 2008, 18(5):148-153 (in Chinese).
- [10] 郭金玉,张忠彬,孙庆云. 层次分析法在安全科学研究中的应用[J]. 中国安全生产科学技术, 2008, 4(2):69-73.

- Guo J Y, Zhang Z B, Sun Q Y. Application of AHP method in safety science [J]. Journal of Safety Science and Technology, 2008, 4(2): 69-73 (in Chinese).
- [11] 何伟, 刘英姿. 层次分析法在市场调查中的应用研究 [J]. 技术经济与管理研究, 2007(1): 54-55.
- He W, Liu Y Z. Study on application of AHP method in market research [J]. Technoeconomics and Management Research, 2007(1): 54-55 (in Chinese).
- [12] 岳林博. 公路隧道安全等级评价研究 [D]. 西安: 长安大学, 2012.
- Yue L B. Study on the safety grade assessment of highway tunnel [D]. Xi'an: Chang'an University, 2012 (in Chinese).
- [13] 荆全忠, 姜秀慧, 杨鉴淞, 等. 基于层次分析法 (AHP) 的煤矿安全生产能力指标体系研究 [J]. 中国安全科学学报, 2006, 16(9): 74-79.
- Jing Q Z, Jiang X H, Yang J S, et al. Study on index system of capability of production safety in coal mine based on AHP [J]. China Safety Science Journal, 2006, 16(9): 74-79 (in Chinese).
- [14] 周福成. 多指标问题的图分析法 [J]. 阜新矿业学院学报: 自然科学版, 1996, 15(3): 360-364.
- Zhou F C. Graph analysis method of multi-quota problem [J]. Journal of Fuxin Mining Institute: Natural Science, 1996, 15(3): 360-364 (in Chinese).
- [15] 高万春, 朱兴动, 宋建华, 等. S1000D 下 IETM 的研究与实践 [J]. 微计算机信息, 2007, 23(18): 1-3.
- Gao W C, Zhu X D, Song J H, et al. Research and practice of IETM authoring according to S1000D [J]. Microcomputer Information, 2007, 23(18): 1-3 (in Chinese).
- [16] 王崇. 基于 S1000D 标准的 IETM 开发平台 [J]. 兵工自动化, 2011, 30(12): 53-56.
- Wang C. IETM Development platform based on S1000D specification [J]. Ordnance Industry Automation, 2011, 30(12): 53-56 (in Chinese).

## Comprehensive evaluation on influence degree of source data for civil aircraft technical publication

CHEN Jie<sup>1</sup>, LIU Hu<sup>\*1</sup>, PENG Heping<sup>2</sup>, SONG Yuqi<sup>2</sup>

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

2. Technical Publication Department, Commercial Aircraft Corporation of China Shanghai Aircraft

Customer Service Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

**Abstract:** The influence degree analysis of source data mainly depends on manual work in the current maintenance of civil aircraft technical publications. This process forcefully depends on professional ability of staff, so it can't guarantee the reasonable priority of source data in implementation of maintenance process, impacting the normal use of civil aircraft easily. Based on analysis for main professional process of technical publications business, the influence degree model of source data based on analytic hierarchy process (AHP) used comprehensive evaluation method, established the evaluation index system for influence degree model and determined weight coefficients, and then it obtained value and grade of numerical influence degree, which can be a basis of priority judgment for changes of source data. This model makes the influence of source data quantifiable and standardized, and keeps influence analysis of source data free from personnel, decreasing human error in professional activity. The analysis for an example shows that the method proposed can reasonably judge the priority of maintaining source data and can be used in conjunction with the system of technical publications preparation and management, which has important value in engineering applications.

**Key words:** technical publication; source data; influence degree; analytic hierarchy process (AHP); priority

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0819

# 基于关联规则的 MBD 数据集定义研究与实现

王宏<sup>1</sup>, 于勇<sup>\*1</sup>, 印璞<sup>2</sup>, 赵罡<sup>1,3</sup>, 王伟<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094;  
3. 北京航空航天大学 北京市高效绿色数控加工工艺及装备工程技术研究中心, 北京 100191)

**摘 要:** 针对产品全三维数字化研制需求, 提出了一种基于关联规则的基于模型定义(MBD)数据集定义方法. 首先, 对产品研制过程中所有设计、制造和检验的标准进行细化分解, 并对所有这些标准的工作方法、指令、要求即工程注释项进行统一编码, 并由计算机管理和发布; 其次, 对 MBD 数据集创建过程的历史记录进行关联规则挖掘, 发现工程注释项间潜在的关联关系; 最终, 根据工程注释项间关联关系, 实现 MBD 创建过程中相关工程注释项的推荐. 该方法以数据挖掘中关联规则理论为基础, 从 MBD 数据集构建历史数据中获取有用的知识和经验, 通过相关工程注释项推荐, 进而提高 MBD 数据集创建效率.

**关键词:** 关联规则; 基于模型定义(MBD)数据集; 工程注释项; 数据挖掘; 推荐

**中图分类号:** V221+.92

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2377-07

随着数字化技术水平的不断提高, 以航空航天为代表的大型装备制造业逐渐采用了基于模型定义(MBD)的全三维数字化设计制造方法<sup>[1]</sup>. 国内外针对 MBD 技术的应用进行大量研究, 文献[2]在波音 MBD 应用技术基础上, 详细阐述了基于模型定义的技术体系框架以及基本的定义方法和数据组织原则, 文献[3]则对 MBD 标注信息表达及多视图过滤做了大量研究. 这些研究为 MBD 技术的应用和推广起到了重要的作用, MBD 数据集也逐渐成为产品研制过程中数据传递的唯一依据<sup>[2]</sup>. 然而, 在实际应用过程中, 随着时间积累, 企业构建的 MBD 数据集数目呈爆炸性增长, 这些数据集是大量的设计人员智慧和知识的结晶, 如何获取历史数据集中有用的知识和经验是每一个企业迫切需要解决的问题.

对于产品研制过程中知识的发现、存储、共享和推荐过程有很多专家和学者进行了大量的研究. 在 MBD 定义过程中, 也引入了相关的理论, 其中, 文献[4]阐述一种通过构建本体知识库对 MBD 数据集进行分类管理方法. 文献[5]则进一步提出了基于模型定义的工艺知识表示方法及工艺决策方法. 然而这些知识的获取方法大多是针对已知的、显式的知识进行处理, 而针对隐含的、先前未知的经验和规则的获取大多通过专家系统通过集成研讨厅的方式进行提取<sup>[6]</sup>, 并且大多停留在理论阶段, 工程的可用性不好. 本文则针对 MBD 数据集中工程注释信息进行结构化, 通过统一编码, 利用关联规则挖掘的方法分析 MBD 构建历史记录中工程注释信息, 从而得到工程注释项间隐含的、对决策有潜在价值的关联关系, 实现对 MBD 数据集定义过程中工程注释信息的推荐.

收稿日期: 2014-12-25; 录用日期: 2015-01-30; 网络出版时间: 2015-05-22 15:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150522.1531.001.html

基金项目: 国家“863”计划(2009AA043302); 北京市高等学校青年英才项目

作者简介: 王宏(1990—), 男, 河南南阳人, 硕士研究生, wnhong@126.com

\* 通讯作者: 于勇(1977—), 女, 黑龙江大庆人, 讲师, yuyong@buaa.edu.cn, 主要研究方向为复杂产品数字化协同制造、构型管理等.

**引用格式:** 王宏, 于勇, 印璞, 等. 基于关联规则的 MBD 数据集定义研究与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2377-2383. Wang H, Yu Y, Yin P, et al. Research and implementation of MBD dataset definition based on association rules[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2377-2383 (in Chinese).

# 1 基本概念

## 1.1 基于模型定义

基于模型定义是指用集成的三维实体模型来完整表达产品定义的方法,是将原来定义在二维图纸上的几何形状、尺寸与公差以及工艺等产品信息,集成定义在三维实体模型中<sup>[7]</sup>.由于MBD技术要求使用三维实体模型作为生产制造过程中的唯一依据,这就要求产品数字化定义信息必须按照MBD技术标准进行分类组织和管理,来满足产品研制过程中的各个阶段对数据的需求.一个完整的MBD数据集应该包括产品的三维几何信息、设计参考、尺寸、公差和工艺等信息,图1所示为完整MBD数据集应包含的信息及其组织结构.

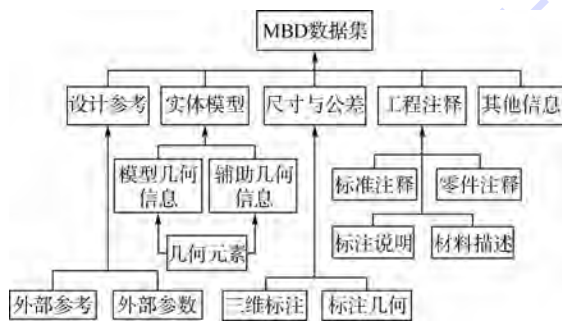


图1 MBD数据集组成元素

Fig.1 Components of MBD dataset

MBD数据集中包含了产品研制过程中大量的工艺、制造和检验信息,因此,MBD数据集中相关的非几何信息必须按照一定的格式编辑,并进行合理的存储管理,以便后续的数字制造系统无需人工干预就能够有效读取和识别这些工程注释信息<sup>[8]</sup>.因此,由计算机对所有工程注释项统一编码和发布.经计算机发布的单条工程注释被称为工程注释项.如表1所示,工程注释项主要由“编码”、“标注内容”和“URL”构成.其中,“编码”具有唯一性,以便工程注释项被不同的数字化系统识别;“标注内容”则是对工程注释项的简要描述信息;“URL”则连接产品研制过程中相关标准和规范,或者该工程注释项的详细要求信息,表明工程注释项来源和依据.

表1 工程注释项

Table 1 Engineering note item

编码	标注内容	URL
5SN07996	提供随炉试件的拉伸模量及拉伸强度数据	http://standards.web.CASC.com/hlgw.cgi?app=BA

## 1.2 关联规则基本原理

Agrawal等<sup>[9]</sup>于1993年首先提出了挖掘顾客

交易数据库中项集间的关联规则问题,此后人们对关联规则的挖掘进行了大量研究,其核心都是基于频繁理论的递推方法.设 $I = \{i_1, i_2, \dots, i_n\}$ 是所有项的集合.给定一个事务数据库 $D$ ,其中的每一个事务 $T$ 是项集 $I$ 中一些元素的集合,在事务数据库中相当于历史数据记录,即 $T \subseteq I$ .一条关联规则就是形如 $A \Rightarrow B$ 的蕴含式,其中 $A \subseteq I$ ,  $B \subseteq I$ ,并且 $A \cap B = \emptyset$ ,其支持度 $S_{sup}$ 和置信度 $C_{conf}$ 表示为: $S_{sup}(A) = P(A)$ ;  $C_{conf}(A \Rightarrow B) = P(B | A)$ .对于同时满足最小支持度( $S_{min\_sup}$ )和最小置信度( $C_{min\_conf}$ )的关联规则,就是可以作为知识输出的强关联规则<sup>[10]</sup>.

生成频繁项集是关联规则挖掘的第一步,在很大程度上决定着整体的挖掘效率<sup>[11]</sup>.它通过计算事务数据库中各种项集组合的最小支持度,判断是否为频繁项集.一旦从数据库找出所有频繁项集,则可以从频繁项集中提取关联规则,通过设置最小置信度的约束,进而获取强关联规则.

在MBD数据集定义过程中,所有项的集合 $I$ 对应于企业标准管理系统中所有的工程注释项.事务数据库 $D$ 对应产品研制过程中MBD数据集创建的所有历史记录,记录了MBD数据集代号及引用的工程注释项编码,如表2所示,每一条历史记录都构成事务数据库中的一个事务,MBD数据集代号作为该事务的唯一事务码.

表2 MBD数据集构建历史记录

Table 2 Created history record of MBD dataset

MBD数据集代号	工程注释编码项集合
FDHZ1008-4B_5-13	{5SN00791, 5SN01282, 5PN01365}
FDHZ1008-4B_6-14	{5SN01282, 5DN00214}
FDHZ1008-4B_3-11	{5SN01282, 5SN00323}
FDHZ1008-5E_5-07	{5SN00791, 5SN01282, 5DN00214}
FDHZ1008-5E_5-03	{5SN00791, 5SN00323}
FDHZ1008-4B_7-13	{5SN01282, 5SN00323}
FDHZ1008-4D_6-14	{5SN00791, 5SN00323}
FDHZ1008-5E_6-11	{5SN00791, 5SN01282, 5SN00323, 5PN01365}
FDHZ1008-4B_5-13	{5SN00791, 5SN01282, 5SN00323}

## 2 标准注释项关联规则挖掘

### 2.1 频繁项集的生成

挖掘频繁项集的经典算法是Apriori算法和Frequent Pattern-growth (FP-growth)算法.由于Apriori算法在生成频繁项集前需要对数据库进行多次扫描,同时产生大量的候选频繁集,导致Apriori算法时间和空间复杂度较大<sup>[12]</sup>.由此, Han<sup>[13]</sup>提出了FP-Growth算法.FP-Growth算法只需要扫描2次数据库:第1次扫描数据库,得到一

维频繁项集;第 2 次扫描数据库,利用一维频繁项集过滤数据库中的非频繁项,同时生成 FP 树.由于 FP 树蕴涵了所有的频繁项集,其后的频繁项集的挖掘只需要在 FP 树上进行.本文采用 FP-growth 算法,其基本思路<sup>[14]</sup>为:

1) 对事务数据库进行第 1 遍扫描,利用数据库中的事务集构造一棵频繁模式树(Frequent Pattern-tree, FP-tree).

2) 将 FP-tree 分化成一些条件模式基,即包含 FP-Tree 中与后缀模式一起出现的前缀路径的集合,然后在对这些条件模式基重复以上过程,直到构造的新 FP-tree 为空,或者只包含一条路径.

3) 枚举所有可能组合并与此树的前缀连接即可得到频繁项集.

以表 2 的 MBD 数据集构建历史记录表为例使用 FP-growth 算法进行关联规则挖掘.首先,对事务数据进行第 1 次扫描,导出频繁 1 项集和支持度计数,假设最小支持度计数为 2.然后将频繁 1 项集按支持度计数递减顺序排序,结果集记为  $L$ .于是,就有  $L = \{ \{5SN01282: 7\}, \{5SN00791: 6\}, \{5SN00323: 6\}, \{5DN00214: 2\}, \{5PN01365: 2\} \}$ .

然后,创建频繁模式树 FP-tree.首先创建树的根节点,用“Null”标记.接着第 2 次扫描事务数据库.每个事务数据中的项按  $L$  中支持度计数排列次序进行重新排序,然后并对每一个事务创建一个分支.例如扫描第 1 条事务数据“FDHZ1008-4B\_5-13: {5SN00791, 5SN01282, 5PN01365}”按  $L$  中支持度计数排序后可表示为“{5SN01282, 5SN00791, 5PN01365}”,使 FP-tree 包含 3 个节点

的第 1 个分支  $\langle 5SN01282 \rangle$ ,  $\langle 5SN00791 \rangle$ ,  $\langle 5PN01365 \rangle$ ,其中“5SN01282”作为根的子节点链接到根,“5SN00791”链接到“5SN01282”,“5PN01365”链接到“5SN00791”,依次类推,最终构建频繁模式树 FP-tree,如图 2 所示,左边表示表头项,树中相同项的节点要链接起来,其中每个节点数字代表对应项在该节点支持度计数.

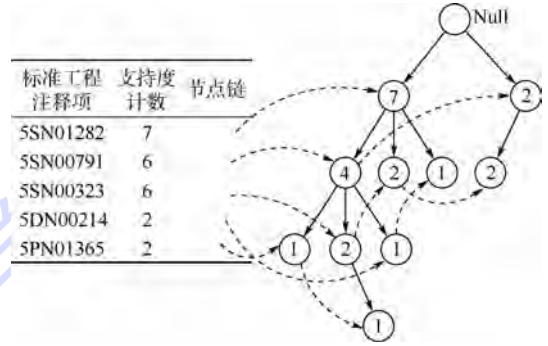


图 2 频繁模式树  
Fig. 2 Frequent pattern-tree

最后可通过对 FP-tree 的挖掘获得频繁项集.首先在构造的整个事务数据库的频繁模式树上进行条件模式基的挖掘,纵向沿着表头向上,也就是按照表头中频繁 1 项集支持度计数的升序方向,优先遍历头表,同时横向遍历其所对应的链表域,并对该链表域节点纵向向上遍历直到根结点停止,即得到一个序列,这个序列就是条件模式基.接着,对条件模式基继续建立局部 FP-tree.直到生成只包含单个分支的 FP-tree,通过枚举所有可能组合并与此树的前缀连接即可得到频繁项集.表 3 给出通过挖掘条件模式基生成频繁项集.

表 3 生成频繁项集

Table 3 Generate frequent item set

工程注释项	条件模式基	产生的频繁项集
5PN01365	{5SN01282, 5SN00791}	{5SN01282, 5PN01365}   {5SN00791, 5PN01365}
	{5SN01282, 5SN00791, 5SN00323}	{5SN01282, 5SN00791, 5PN01365}
5DN00214	{5SN01282, 5SN00791}   {5SN01282}	{5SN01282, 5DN00214}
5SN00323	{5SN01282, 5SN00791}	{5SN01282, 5SN00323}   {5SN00791, 5SN00323}
	{5SN01282}   {5SN00791}	{5SN01282, 5SN00791, 5SN00323}
5SN00791	{5SN01282}	{5SN01282, 5SN00791}

## 2.2 提取强关联规则

当在事务数据中找出所有频繁项集,可通过最小置信度过滤出强关联规则.置信度可用式(1)<sup>[15]</sup>计算:

$$C_{\text{conf}}(A \Rightarrow B) = P(B | A) = \frac{S_{\text{sup\_count}}(A \cup B)}{S_{\text{sup\_count}}(A)} \quad (1)$$

条件概率用项集支持度计数表示,其中,  $S_{\text{sup\_count}}(A \cup B)$  是包含项集  $A \cup B$  的事务数,而

$S_{\text{sup\_count}}(A)$  是包含项集  $A$  的事务数.

设定最小置信度,关联规则的生成:

1) 对于每个频繁项集  $L$ ,产生  $L$  的所有非空子集.

2) 对于  $L$  每个非空子集  $S$ ,如果  $\frac{S_{\text{sup\_count}}(L)}{S_{\text{sup\_count}}(S)} \geq$

$C_{\text{min\_conf}}$ ,则关联规则  $(L-S) \Rightarrow S$  为强关联规则.

根据规则包含工程注释项的数目,对于关联

规则  $A \Rightarrow B$  可以是一对一、一对多、多对一和多对多的关系,由于在 MBD 数据集工程注释项推荐中,各工程注释项相比电子商务商品项之间具有更强的逻辑性和规律性,为了提高推荐准确性和推荐效率,本文仅保留一对一和多对一的关联规则.对于表 3 中的频繁项集  $\{5SN01282, 5SN00791, 5PN01365\}$ ,提取关联规则如表 4 所示.

表 4 关联规则提取

Table 4 Extraction of association rules

关联规则	置信度
$\{5SN01282, 5SN00791\} \Rightarrow \{5PN01365\}$	0.5
$\{5PN01365, 5SN00791\} \Rightarrow \{5SN01282\}$	1.0
$\{5PN01365, 5SN01282\} \Rightarrow \{5SN00791\}$	1.0

若设定最小置信度为 0.7,则关联规则  $\{5PN01365, 5SN00791\} \Rightarrow \{5SN01282\}$ ,  $\{5PN01365, 5SN01282\} \Rightarrow \{5SN00791\}$  为强关联规则.

### 2.3 推荐序列的生成

推荐是系统根据当前 MBD 数据集已经添加的工程注释项,与规则库中规则前项进行匹配,推荐规则后项过程.对于关联规则  $A \Rightarrow B$ ,关联规则前项为当前已经添加到 MBD 数据集中的工程注释项的非空子集,关联规则后项为系统推荐工程注释项.因此,工程注释项推荐为根据当前 MBD 数据集已经添加的工程注释项的非空子集作为规则前项提取规则后项,进而根据规则置信度大小产生 top-n 推荐序列的过程,算法步骤为:①对每个当前 MBD 数据集  $u$ ,设置一个候选推荐集  $P_u$ ,并将候选推荐集  $P_u$  初始化为空.②对每个当前 MBD 数据集  $u$ ,搜索规则数据库,找出该 MBD 数据集支持的所有关联规则集合  $R_u$ ,且关联规则前项的所有工程注释项出现在当前 MBD 数据集  $u$  已经添加的工程注释项中.③将关联规则集合  $R_u$  右部的所有工程注释项加入候选推荐集  $P_u$ .④从候选推荐集  $P_u$  删除当前 MBD 数据集已经添加的工程注释项.⑤对候选推荐集  $P_u$  中所有候选项根据置信度值进行排序,如果一个项在多条关联规则中出现,则选择置信度值最高的关联规则作为排序标准.⑥从候选推荐集  $P_u$  中选择置信度最高的前  $N$  个项作为推荐结果返回.

## 3 系统实现与应用

### 3.1 系统功能框架

基于关联规则的 MBD 数据集定义系统主要

由对工程注释项进行管理的集成标准管理模块,离线关联规则挖掘模块、在线 MBD 数据集定义模块组成.图 3 为系统功能框架.

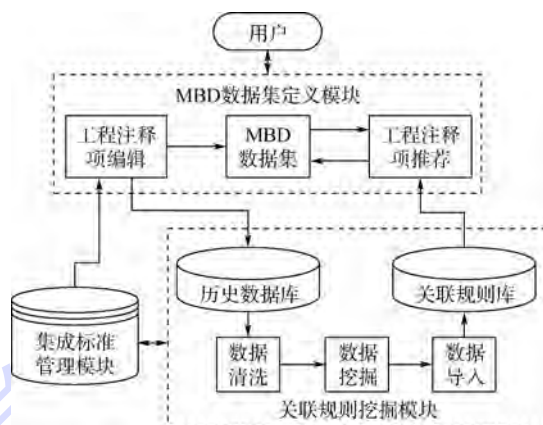


图 3 MBD 数据集定义系统框架

Fig. 3 Frame of MBD dataset definition system

#### 1) 集成标准管理模块.

集成标准管理模块管理产品研制过程中所有设计、工艺、制造和检验的技术要求及相关标准,以及相关工程注释项,任何授权的单位和研制人员都能够进行检索,进而保证产品研制过程中不同研制单位生成 MBD 数据集可以被数字化设备有效的读取和识别,也为实现工程注释项挖掘和推荐的前提.同时,在 CATIA 中开发与集成标准管理模块的接口,使得设计人员在 CATIA 可以调用集成标准管理模块中工程注释项,完成工程注释项编辑.集成标准管理模块主界面如图 4 所示.

#### 2) 关联规则挖掘模块

由于关联规则是以大量 MBD 创建历史记录数据为基础进行分析,并且采用关联规则挖掘生成频繁项集的过程非常耗时,因此采用离线处理方法对历史记录进行挖掘.在长期使用过程中,企业会根据自身实际情况会对自己的产品研制体系进行变更、废止或更新一部分工程注释项,因此首先要对 MBD 创建历史记录中数据进行清洗,去除一些无意义和噪声数据.然后再对清洗后的数据采用关联规则算法对处理过的数据进行挖掘,进而生成强关联规则.最后将获取的强关联规则导入关联规则数据库中.关联规则挖掘模块用户界面如图 5 所示.

对于关联规则存储一般包含 5 个部分:规则前项、规则后项、支持度、置信度和规则生成时间.工程注释项推荐过程,也是 MBD 数据集中当前工程注释项与规则前项匹配,获取规则后项过程.表 5 为关联规则表结构.



图 4 集成标准管理模块主界面

Fig.4 Main interface of integrated standard management module

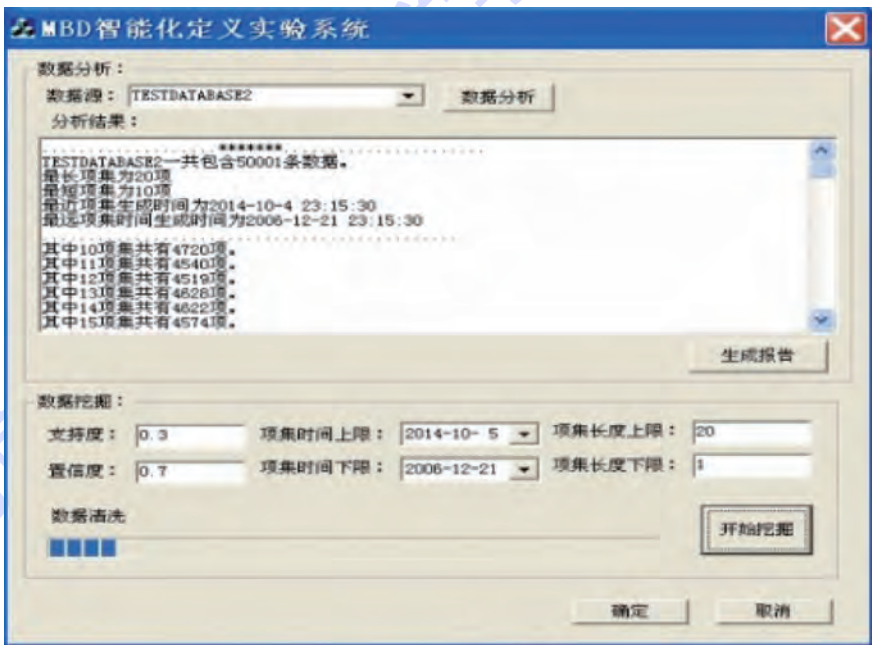


图 5 关联规则挖掘模块

Fig.5 Association rule mining module

表 5 关联规则表结构

Table 5 Structure of association rules table

字段名	描述
Lcondition	规则的前项
Lconclusion	规则的后项
Lsupport	规则的支持度
Lconfidence	规则的置信度
Ltime	规则生成时间

### 3) MBD 数据集定义模块.

MBD 数据集定义模块包含 MBD 数据集工程注释项编辑及推荐功能. 工程注释项编辑功能可以通过添加或删除相关工程注释信息完成 MBD 数据集构建. 工程注释项推荐功能通过读取当前 MBD 数据集已经添加的工程注释项, 以当前 MBD 数据集中工程注释项非空子集作为规则前

项, 以规则库中关联规则后项为推荐内容, 生成推荐序列, 进而显示在工程注释项编辑界面中. 图 6 为系统工程注释项的推荐界面.

### 3.2 应用验证

本文将系统部署某航天企业, 利用该企业现有 MBD 构建历史记录为数据源, 进行关联规则挖掘, 获取强关联规则, 并以某型号支架体 MBD 数据集构建为例, 对系统有效性进行验证.

#### 1) 关联规则挖掘.

统计该企业于此相关工程注释项共计 134 条, 在 MBD 数据集构建历史记录中选择相关历史数据记录 1 000 条, 设置支持度为 0.1, 置信度为 0.3, 并以此 1 000 条数据为基础进行关联规则挖掘. 图 7 为系统关联规则挖掘的结果报告.

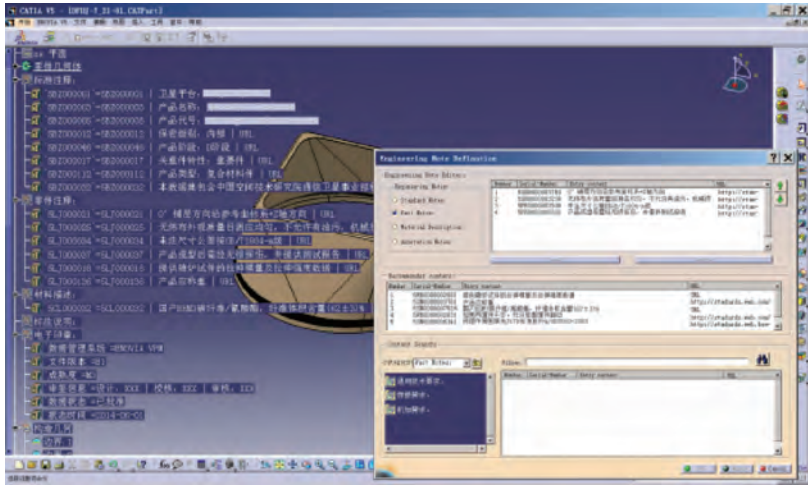


图6 工程注释项的推荐

Fig. 6 Recommendation of engineering note items

```

*****
TESTDATABASE2一共包含1000条数据。
最长项集为12项
最短项集为4项
最近项集生成时间为2014-12-4 10:23:34
最远项集生成时间为2014-9-21 14:15:30
-----
其中4项集共有16项。
其中5项集共有59项。
其中6项集共有116项。
其中7项集共有185项。
其中8项集共有201项。
其中9项集共有245项。
其中10项集共有165项。
其中11项集共有49项。
其中12项集共有14项。
-----
数据挖掘已完成
支持度sup = 0.1,置信度conf = 0.3
挖掘一共耗时0分:1秒
共生成479条规则
规则库中新插入479条规则
规则库中更新0条规则

```

图7 关联规则挖掘结果报告

Fig. 7 Result report of association rule mining

### 2) 工程注释项推荐.

该支架体主要由4块蜂窝夹层复合材料板,2根支撑杆以及若干连接件组成.以该支架体为验证对象,对系统推荐有效性进行评价.设完成当前编辑中MBD数据集一共需添加 $n$ 项工程注释项,在系统当前刷新中,数据集中已包含工程注释项数目为 $m$ ,推荐给用户的工程注释项数目为 $a$ ,其中包含有效推荐项数目为 $b$ ,则当前系统推荐效率即有效推荐项占系统给出推荐项百分比 $\eta = a/b \times 100\%$ ,推荐准确率即系统当前刷新推荐有效项占数据集仍然缺少工程注释项百分比 $R = b/(n - m) \times 100\%$ .该支架体零件MBD数据集所包含工程注释项均在7~10之间,取1~8为数据统计区间,计算工程注释项推荐效率及其准确率,求平均值,分析结果统计如图8所示.

如图8可知,系统推荐的准确性随当前所编辑的MBD数据集中包含的工程注释项的增加而增加.而当MBD数据集的编辑即将完成,在系统每次推荐工程注释项数目不变条件下,包含有效项随之减少,推荐效率降低.

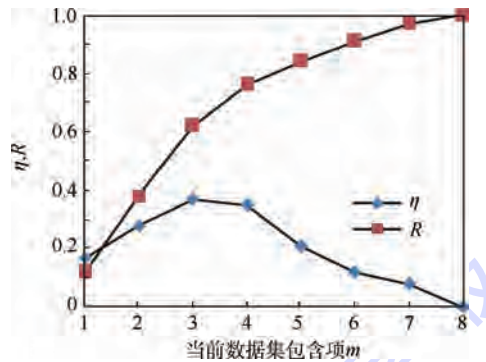


图8 推荐效率及准确率统计

Fig. 8 Statistics of recommendation efficiency and accuracy rate

## 4 结论

本文从应用角度出发,通过对MBD数据集创建过程的历史记录进行关联规则挖掘,获取工程注释项间潜在的关联关系,从而实现MBD创建过程中相关工程注释项的推荐,实际应用中表明:

- 1) 其相较于传统的MBD定义方法,在选择注释项准确性及其效率上都有所提高,具有很好的工程可操作性.
- 2) 本文所采用的单维单层次挖掘方法在准确性和效率上还有待于改善和提高,后续的研究工作可以尝试采用分层多维度关联挖掘的方法,以提高挖掘质量和效率.

此外,该方法不仅可以用于MBD数据集的定义过程,也可以利用关联规则库中工程注释项间关联关系及其关联强度实现MBD数据集正确性和完整性检查,为提高MBD建模质量提供了另一种解决思路.

### 参考文献 (References)

[1] Alemanni M, Destefanis F, Vezzetti E. Model-based definition

- design in the product lifecycle management scenario[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 52(1-4): 1-14.
- [2] 范玉青. 基于模型定义技术及其实施[J]. 航空制造技术, 2012(6): 42-47.  
Fan Y Q. Model based definition technology and its practices [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(6): 42-47 (in Chinese).
- [3] Camba J, Contero M, Johnson M, et al. Extended 3D annotations as a new mechanism to explicitly communicate geometric design intent and increase CAD model reusability[J]. Computer-Aided Design, 2014, 57(1): 61-73.
- [4] Zhang H J, Zhang S, Yan Q. Study on the archives management system of aviation products based on MBD[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 321-324: 2396-2399.
- [5] Wan N, Mo R, Liu L, et al. New methods of creating MBD process model: On the basis of machining knowledge[J]. Computers in Industry, 2014, 65(4): 537-549.
- [6] Park D H, Kim H K, Choi I Y, et al. A literature review and classification of recommender systems research[J]. Expert Systems with Applications, 2012, 39(11): 10059-10072.
- [7] Clark B, Gerald B, David S, et al. Model based definition, AIAA-2010-3138[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [8] 冯国成, 梁艳, 于勇, 等. 基于模型定义的数据组织与系统实现[J]. 航空制造技术, 2011(9): 62-66.  
Feng G C, Liang Y, Yu Y, et al. Data organization and system implementation of model based definition[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(9): 62-66 (in Chinese).
- [9] Agrawal R, Imieliński T, Swami A. Mining association rules between sets of items in large databases[C] // Proceedings of the 1993 ACM SIGMOD. Washington, D. C.: ACM Press, 1993: 207-216.
- [10] Bobadilla J, Ortega F, Hernando A, et al. Recommender systems survey[J]. Knowledge-Based Systems, 2013, 46(1): 109-132.
- [11] 高建焯. 个性化推荐系统技术与应用[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010.  
Gao J H. Technology and application of personalized recommender systems[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2010 (in Chinese).
- [12] 鲍玉斌, 王大玲, 于戈. 关联规则和聚类分析在个性化推荐中的应用[J]. 东北大学学报: 自然科学版, 2008, 24(12): 1149-1152.  
Bao Y B, Wang D L, Yu G. Application of association rules and clustering analysis to personalized recommendation[J]. Journal of Northeastern University: Natural Science, 2008, 24(12): 1149-1152 (in Chinese).
- [13] Han J W. Mining frequent patterns without candidate generation[C] // Proceedings of the 2000 ACM SIGMOD International Conference on Management of Data. Washington, D. C.: ACM Press, 2000: 1-12.
- [14] 莫同, 褚伟杰, 李伟平, 等. 一种基于扩展 FP-TREE 的服务推荐方法[J]. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2013, 41(增刊 II): 81-87.  
Mo T, Zhu W J, Li W P, et al. A service recommended method based on extended FP-TREE[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2013, 41(Suppl. II): 81-87 (in Chinese).
- [15] Lin W, Alvarez S A, Ruiz C. Efficient adaptive-support association rule mining for recommender systems[J]. Data Mining and Knowledge Discovery, 2002, 6(1): 83-105.

## Research and implementation of MBD dataset definition based on association rules

WANG Hong<sup>1</sup>, YU Yong<sup>\*1</sup>, YIN Pu<sup>2</sup>, ZHAO Gang<sup>1,3</sup>, WANG Wei<sup>1</sup>

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

2. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

3. Beijing Engineering Technological Research Center of High-efficient & Green CNC Machining Process and Equipment, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** A model based definition (MBD) dataset definition method based on the association rules was proposed to meet the requirement of product full three dimensional digitalization development. Firstly, this method thoroughly decomposed all the design, manufacturing and inspection standards used in the product's development process. All the standard operation method, order and requirement (engineering note items) of all the standards were uniformly encoded, managed and released by the computer. Secondly, the association rule was utilized to mine the MBD dataset's creation history records, by which the potential association relationships among engineering note items can be revealed. Finally, based on the association relationships among engineering note items, the proper engineering note items can be pushed out as needed in the process of MBD creation. The proposed method uses the association rule theory in data mining as its basis, exploiting the helpful knowledge and experiences obtained from MBD dataset's creation history, thus is capable of improving the MBD dataset's creation efficiency by engineering note items recommendation.

**Key words:** association rules; model based definition (MBD) dataset; engineering note items; data mining; recommendation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0831



# 多机械臂的分布式自适应迭代学习控制

孙继鹏<sup>1</sup>, 孟德元<sup>\*1,2</sup>, 杜明骏<sup>2</sup>, 左宗玉<sup>1,2</sup>

(1. 北京航空航天大学 第七研究室, 北京 100191; 2. 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:** 针对拓扑结构为无向连通的多机械臂系统, 提出了一种自适应与迭代学习相结合的分布式控制协议来实现整个系统对给定期望参考轨迹的一致性跟踪. 通过引入一个适当的自适应迭代学习参数, 所提自适应迭代学习控制协议能够克服机械臂系统中的干扰和模型不确定性, 并且每个机械臂的自适应迭代学习控制(AILC)律仅需要利用其与邻居机械臂的相对交互信息. 进一步, 在只有一部分机械臂具有期望参考轨迹信息的前提下, 该控制协议可以实现整个系统对期望参考轨迹的跟踪, 同时能够保证轨迹跟踪误差与控制输入的有界性. 此外, 利用李亚普诺夫分析方法证实了所得结论的正确性, 并且通过一个实例验证了所提自适应迭代学习控制协议的有效性.

**关键词:** 多机械臂系统; 一致性; 分布式协议; 自适应控制; 迭代学习控制

**中图分类号:** TP273

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)12-2384-07

随着工业现场任务的复杂化和多样化, 单一的机械臂已经满足不了实际工况需求. 如机械臂搬运重物, 对于这样的任务也许可以设计一个能力非常强的机械臂来完成, 但若采用多个机械臂合作完成搬运任务, 可大大降低系统的复杂性和成本; 并且对于可分解的任务, 多机械臂系统可以并行完成不同的子任务, 从而提升工作效率<sup>[1]</sup>. 由于机械臂系统在实际中的巨大应用前景, 因此研究多机械臂协调控制具有重要理论研究和实际应用价值. 多机械臂系统的一致性作为一类最基本的控制问题, 是本文研究的重点.

从组成的个体来看, 机械臂具有一定的局部感知能力、自治运动能力和对环境做出反应的能力. 由于多机械臂系统与多智能体系统有着相同的结构特点, 这样借助于多智能体的研究方法来解决多机械臂系统的协调控制问题可以简化问题

的复杂性, 能够设计出高效可行的系统控制协议.

对于多智能体的一致性, 文献[2-4]研究了多智能体系统一致性问题, 形成了多智能体系统一致性理论的框架, 为解决多机械臂一致性问题提供理论支持. 文献[5-8]通过对领航机器人的控制使整个系统跟随它达到一致性, 这种方法往往需要所有智能体都具有期望位置识别信息. 但在实际应用中并不是系统中的每个个体都能具有期望的位置信息, 因此运用文献[9-12]中的协调方法, 可以在只有一部分智能体具有期望轨迹信息的前提下使系统达到期望轨迹和一致性.

近年来, 科研工作者在多机械臂系统的协调控制问题上取得了许多研究成果: Su<sup>[13]</sup>提出了一种自主式的机器人基座坐标系的标定方法; Kosuge等<sup>[14]</sup>提出了一种主从式的协调方法; 然而在大多数情况下, 机械臂动力学模型中

收稿日期: 2014-12-29; 录用日期: 2015-04-03; 网络出版时间: 2015-07-14 01:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150714.1043.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61473010, 61203022); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-SXXY-010)

作者简介: 孙继鹏(1990—), 男, 黑龙江大庆人, 硕士研究生, sunjproma@163.com

\* 通讯作者: 孟德元(1982—), 男, 山东曲阜人, 讲师, dymeng@buaa.edu.cn, 主要研究方向为迭代学习控制、多智能体协调控制等.

**引用格式:** 孙继鹏, 孟德元, 杜明骏, 等. 多机械臂的分布式自适应迭代学习控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2384-2390. Sun J P, Meng D Y, Du M J, et al. Distributed adaptive iterative learning control for multiple robot manipulators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2384-2390 (in Chinese).

的参数是很难被精确测定的,比如系统的哥氏力、转轴的转动惯量等.因此这些控制方法在实际应用中受到了很大的限制.2006年,Tayebi和Islam<sup>[15]</sup>针对单个机械臂提出了一种自适应迭代学习控制律(Adaptive Iterative Learning Control, AILC),实现了单个机械臂系统的轨迹跟踪问题.2008年,Chien和Tayebi<sup>[16]</sup>进一步提出了一种具有双参数开关结构的自适应迭代学习控制律,在实现轨迹跟踪的同时保证了跟踪误差与控制输入的有界性.这种AILC方法可以在机械臂动力学方程参数不能被精确测定的前提下使其达到期望轨迹,而不需要了解机械臂的过多先验信息.

文献[17]基于多智能体一致性的协调控制及单一机械臂的控制方法,针对具有无向连通图拓扑结构的多机械臂系统,提出的AILC使得整个系统达到一致性.然而该方法在对自适应不确定参数的迭代学习过程中只用到了一个机器人自身的状态信息,而并没有考虑到与周围相关邻居机器人的关系.因此在文献[16]的基础上本文对其控制协议进行了改进,在迭代学习过程中,同时运用了一个机器人和其相关邻居机器人的状态信息,使其具有更好的性能.

## 1 问题描述

设  $G = (V, E, A)$  为具有  $n$  个节点的网络所对应的拓扑图,其中  $V = \{v_i \mid i = 1, 2, \dots, n\}$  表示由有限个顶点或节点组成的集合;  $E \subseteq \{(v_i, v_j) \mid v_i, v_j \in V\}$  为边的集合,  $e_{ij} = (v_i, v_j) \in E$  称为边;  $A = [a_{ij}] \in \mathbf{R}^{n \times n}$  表示权重矩阵,其中  $a_{ij}$  表示连接权重,  $a_{ij} > 0 \Leftrightarrow (v_j, v_i) \in E$ . 若节点出现重复,则定义其连接权重为 0,即  $a_{ii} = 0, \forall i = 1, 2, \dots, n$ . 若图  $G$  存在一个节点有达到所有其他节点的有向路径,则成图  $G$  包含一棵生成树. 当  $a_{ij} = a_{ji}, \forall i, j$  时,图  $G$  表示无向图. 若无向图  $G$  中任意两个不同节点都可以通过有向路径连接起来,则称图  $G$  为连通的.

根据文献[3],  $L = [l_{ij}] \in \mathbf{R}^{n \times n}$  表示图  $G$  的 Laplacian 矩阵,其元素  $l_{ij}$  可定义为

$$l_{ij} = \begin{cases} \sum_{j=1, j \neq i}^n a_{ij} & j = i \\ -a_{ij} & j \neq i \end{cases}$$

进一步,可得 Laplacian 矩阵  $L$  可表示为

$$L = \Delta - A$$

其中:  $\Delta = \text{diag}(\Delta_{11}, \Delta_{22}, \dots, \Delta_{nn})$

$$\Delta_{ii} = \sum_{j=1, j \neq i}^n a_{ij}$$

考虑拓扑结构由无向图  $G$  表示的多机械臂系统,并且其第  $i$  个机械臂的动力学方程<sup>[15]</sup>为

$$M_i(q_{i,k}(t))\ddot{q}_{i,k}(t) + C_i(q_{i,k}(t), \dot{q}_{i,k}(t))\dot{q}_{i,k}(t) + G_i(q_{i,k}(t)) = \tau_{i,k}(t) + d_{i,k}(t)$$

其中:  $i = 1, 2, \dots, n$  为各机器人的编号;  $k = 1, 2, \dots$  为迭代次数;  $t \in [0, T]$  为时间变量;  $q_{i,k}(t)$  为  $m$  维状态向量;  $\dot{q}_{i,k}(t)$  为  $m$  维速度向量;  $\ddot{q}_{i,k}(t)$  为  $m$  维加速度向量;  $M_i(q_{i,k}(t))$  为  $m \times m$  维惯性矩阵;  $C_i(q_{i,k}(t), \dot{q}_{i,k}(t))$  为  $m \times m$  维哥氏力和向心力矩阵;  $G_i(q_{i,k}(t))$  为  $m$  维重力矩向量;  $\tau_{i,k}(t)$  为  $m$  维输入向量;  $d_{i,k}(t)$  为  $m$  维未知的外部干扰.

为了便于分析,引入向量:

$$q_k(t) = [q_{1,k}^T(t) \quad q_{2,k}^T(t) \quad \dots \quad q_{n,k}^T(t)]^T$$

$$\dot{q}_k(t) = [\dot{q}_{1,k}^T(t) \quad \dot{q}_{2,k}^T(t) \quad \dots \quad \dot{q}_{n,k}^T(t)]^T$$

$$\tau_k(t) = [\tau_{1,k}^T(t) \quad \tau_{2,k}^T(t) \quad \dots \quad \tau_{n,k}^T(t)]^T$$

$$M(q_k(t)) =$$

$$\text{diag}(M_1(q_{1,k}(t)), M_2(q_{1,k}(t)), \dots, M_n(q_{1,k}(t)))$$

$$C(q_k(t), \dot{q}_k(t)) =$$

$$\text{diag}(C_1(q_{1,k}(t), \dot{q}_{1,k}(t)), C_2(q_{2,k}(t), \dot{q}_{2,k}(t)), \dots,$$

$$C_n(q_{n,k}(t), \dot{q}_{n,k}(t)))$$

$$G(q_k(t)) =$$

$$[G_1^T(q_k(t)) \quad G_2^T(q_k(t)) \quad \dots \quad G_n^T(q_k(t))]^T$$

$$d_k(t) = [d_{1,k}^T(t) \quad d_{2,k}^T(t) \quad \dots \quad d_{n,k}^T(t)]^T$$

由此,可以将整个系统的动力学方程表示为

$$M(q_k(t))\ddot{q}_k(t) + C(q_k(t), \dot{q}_k(t))\dot{q}_k(t) + G(q_k(t)) = \tau_k(t) + d_k(t) \quad (1)$$

令  $q_r(t)$  表示式(1)在有限时间  $t \in [0, T]$  内的期望参考轨迹. 假定机械臂系统组成的拓扑为无向连通,整个机械臂系统内只有一部分机械臂可以获得  $q_r(t)$  的信息. 用  $\omega_i$  来表示第  $i$  个机械臂是否可以直接获得  $q_r(t)$  的信息,即,若  $\omega_i = 0$  则表示第  $i$  个机械臂不能直接获得期望参考轨迹的位置信息,若  $\omega_i > 0$  则表示第  $i$  个机械臂可以直接获得期望参考轨迹的位置信息. 可用正定对角矩阵  $\Omega = \text{diag}(\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n)$  来表示各机械臂个体对  $q_r(t)$  的识别情况. 为了方便起见,假设  $q_r(t)$  是一个虚拟机械臂领导者  $v_0$  的轨迹,将  $v_0$  引入无向图  $G$  中得到有向图  $\bar{G}$ , 并假设:

1)  $\bar{G}$  有一个以  $v_0$  为根节点的生成树.

2)  $q_r(t), \dot{q}_r(t), \ddot{q}_r(t)$  有界,不失一般性,令  $\|q_r(t)\| \leq k_r, \|\dot{q}_r(t)\| \leq k'_r, \|\ddot{q}_r(t)\| \leq k''_r$ .

3)  $q_{i,k}(0) = q_r(0), \dot{q}_{i,k}(0) = \dot{q}_r(0), \forall k \in \mathbf{Z}^+$ .

其中:  $k_r, k'_r, k''_r$  为大于 0 的常数.

在假设 1) ~ 假设 3) 成立的前提下, 一致性控制目标为设计分布式控制律使得

$$\lim_{k \rightarrow \infty} \mathbf{q}_{i,k}(t) = \mathbf{q}_r(t)$$

$$\lim_{k \rightarrow \infty} \dot{\mathbf{q}}_{i,k}(t) = \dot{\mathbf{q}}_r(t)$$

定义位置误差  $\tilde{\mathbf{q}}_{i,k}(t)$  和速度误差  $\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t)$  分别为

$$\tilde{\mathbf{q}}_{i,k}(t) = \mathbf{q}_r(t) - \mathbf{q}_{i,k}(t)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t) = \dot{\mathbf{q}}_r(t) - \dot{\mathbf{q}}_{i,k}(t)$$

为了考察系统的稳定性以及所提出的自适应迭代学习控制方法的收敛性, 在第 2 节讨论中, 会用到  $\|\mathbf{x}(t)\|_{pe}$  的定义<sup>[15]</sup>:

$$\|\mathbf{x}(t)\|_{pe} = \begin{cases} \left( \int_0^T \|\mathbf{x}(t)\|^p dt \right)^{1/p} & p \in [1, \infty) \\ \sup_{0 \leq t \leq T} \|\mathbf{x}(t)\| & p = \infty \end{cases}$$

如果  $\|\mathbf{x}(t)\|_{pe}$  存在, 那么  $\mathbf{x}(t) \in L_{pe}$ .

除了假设与定义, 还将用到一些机械臂系统的一些基本性质<sup>[17]</sup>:

1)  $\mathbf{M}(q_k(t))$  正定有界

$$k_{m(i)}^{\min} \leq \|\mathbf{M}_i(q_k(t))\| \leq k_{m(i)}^{\max}$$

$k_{m(i)}^{\min}$  和  $k_{m(i)}^{\max}$  是未知的有界正常数.

2)  $\mathbf{x}^T [\dot{\mathbf{M}}_i(q_{i,k}) - 2\mathbf{C}_i(q_{i,k}, \dot{q}_{i,k})] \mathbf{x} = 0,$

$\forall \mathbf{x} \in \mathbf{R}^m.$

3)  $\|\mathbf{C}_i(q_{i,k}, \dot{q}_{i,k})\| \leq k_{c(i)} \|\dot{q}_{i,k}\|, \|\mathbf{d}_{i,k}\| \leq$

$k_{d(i)}$  且

$$\mathbf{G}_i(q_{i,k}) = \hat{\mathbf{G}}_i(q_{i,k}) + \Delta \mathbf{G}_i(q_{i,k})$$

$$\|\Delta \mathbf{G}_i(q_{i,k})\| \leq k_{g(i)}$$

其中,  $k_{c(i)}, k_{d(i)}$  和  $k_{g(i)}$  为未知有界正常数.

引理<sup>[17]</sup> 对于任意一个正定矩阵  $\mathbf{\Gamma} \in \mathbf{R}^{m \times m},$

$(\mathbf{L} + \mathbf{\Omega}) \otimes \mathbf{\Gamma}$  是正定的当且仅当假设 1) 成立.

## 2 多机械臂系统的一致性

### 2.1 多机械臂分布式一致性控制律

自适应迭代学习控制律设计为

$$\boldsymbol{\tau}_{i,k}(t) =$$

$$\mathbf{K}_p \left[ \sum_{j \in \mathbf{N}_i} a_{ij} (\tilde{\mathbf{q}}_{i,k}(t) - \tilde{\mathbf{q}}_{j,k}(t)) + \omega_i \tilde{\mathbf{q}}_{i,k}(t) \right] +$$

$$\mathbf{K}_D \left[ \sum_{j \in \mathbf{N}_i} a_{ij} (\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t) - \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{j,k}(t)) + \omega_i \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t) \right] +$$

$$\boldsymbol{\eta}_i(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t)) \hat{\boldsymbol{\theta}}_{i,k}(t) + \hat{\mathbf{G}}_i(\tilde{\mathbf{q}}_{i,k}(t))$$

$$(1 - \gamma) \hat{\boldsymbol{\theta}}_{i,k}(t) = -\gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_{i,k}(t) + \gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_{i,k-1}(t) +$$

$$\beta \left[ \sum_{j \in \mathbf{N}_i} a_{ij} (\boldsymbol{\eta}_i^T(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t)) \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t) -$$

$$\boldsymbol{\eta}_j^T(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{j,k}(t)) \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{j,k}(t)) +$$

$$\omega_i \boldsymbol{\eta}_i^T(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t)) \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t) \right]$$

其中:  $\mathbf{K}_p, \mathbf{K}_D$  为  $m \times m$  维正定增益矩阵,  $0 < \gamma < 1$

和  $\beta > 0$  为标量增益;  $\boldsymbol{\eta}_i(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}(t))$  为不确定性估计 (具体形式将在定理 1 的证明中给出);  $\hat{\boldsymbol{\theta}}_{i,k}(t)$  为参数估计.

经整理, 上述自适应迭代学习控制律可写成向量形式:

$$\boldsymbol{\tau}_k(t) = [(\mathbf{L} + \mathbf{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_k(t) + [(\mathbf{L} + \mathbf{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_D] \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t) + \boldsymbol{\eta}(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t)) \hat{\boldsymbol{\theta}}_k(t) + \hat{\mathbf{G}}(\tilde{\mathbf{q}}_k(t)) \quad (2)$$

$$(1 - \gamma) \hat{\boldsymbol{\theta}}_k(t) = -\gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_k(t) + \gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_{k-1}(t) + [(\mathbf{L} + \mathbf{\Omega}) \otimes \beta \mathbf{I}_m] \boldsymbol{\eta}^T(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t)) \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t) \quad (3)$$

式中:

$$\tilde{\mathbf{q}}_k(t) = [\tilde{\mathbf{q}}_{1,k}^T(t) \quad \tilde{\mathbf{q}}_{2,k}^T(t) \quad \cdots \quad \tilde{\mathbf{q}}_{n,k}^T(t)]^T \in \mathbf{R}^{nm \times 1}$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t) = [\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{1,k}^T(t) \quad \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{2,k}^T(t) \quad \cdots \quad \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{n,k}^T(t)]^T \in \mathbf{R}^{nm \times 1}$$

$$\boldsymbol{\eta}(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(t)) = \text{diag}\{\boldsymbol{\eta}_1(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{1,k}(t)), \boldsymbol{\eta}_2(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{2,k}(t)), \dots,$$

$$\boldsymbol{\eta}_n(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{n,k}(t))\} \in \mathbf{R}^{nm \times 2n}$$

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_k(t) = [\hat{\boldsymbol{\theta}}_{1,k}^T(t) \quad \hat{\boldsymbol{\theta}}_{2,k}^T(t) \quad \cdots \quad \hat{\boldsymbol{\theta}}_{n,k}^T(t)]^T \in \mathbf{R}^{2n \times 1}$$

$$\hat{\mathbf{G}}(\tilde{\mathbf{q}}_k(t)) = [\hat{\mathbf{G}}_1^T(\tilde{\mathbf{q}}_k(t)) \quad \hat{\mathbf{G}}_2^T(\tilde{\mathbf{q}}_k(t)) \quad \cdots$$

$$\hat{\mathbf{G}}_n^T(\tilde{\mathbf{q}}_k(t))]^T \in \mathbf{R}^{nm \times 1}$$

$\mathbf{I}_m$  为  $m \times m$  的单位矩阵.

容易看出, 所提自适应迭代学习控制律只需了解每个机械臂及其邻居机械臂的相对信息, 而不需要过多的先验知识.

因此, 与文献[17]中的控制律相比, 具有更好的分布式结构特点.

### 2.2 收敛性分析

下面结合单个机械臂系统自适应迭代学习控制的分析方法<sup>[15-16]</sup>, 给出所提多机械臂系统分布式自适应迭代学习控制过程的收敛性结论.

定理 1 式(1)中多机械臂系统, 假设其满足性质 1) ~ 性质 3) 的前提下. 若假设 1) ~ 假设 3) 成立, 则当采用自适应迭代控制律式(2)和式(3)时, 可以得到

$$\tilde{\mathbf{q}}_i(t), \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_i(t), \hat{\boldsymbol{\theta}}_i(t), \boldsymbol{\tau}_i(t) \in L_{\infty}[0, T]$$

证明 由假设 2)、性质 1) 和性质 3) 可得

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}^T (\mathbf{M}_i(q_{i,k}) \ddot{q}_r + \mathbf{C}_i(q_{i,k}, \dot{q}_{i,k}) \dot{q}_r + \Delta \mathbf{G}_i(q_{i,k}) - \mathbf{d}_{i,k}) \leq$$

$$\|\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}\| (k_{m(i)}^{\max} k''_r + k_{g(i)} + k_{d(i)} + k_{c(i)} \|\dot{q}_r\|)^2 +$$

$$k_{c(i)} \|\dot{q}_r\| \|\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}\| \leq \alpha_i \|\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}\|^2 + \tilde{\delta}_i \|\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_{i,k}\| \quad (4)$$

式中:

$$\alpha_i = k_{c(i)} \sup_{t \in [0, T]} \|\dot{\mathbf{q}}_r\|$$

$$\tilde{\delta}_i = k_{m(i)} k_r'' + k_{g(i)} + k_{d(i)} + k_{c(i)} \sup_{t \in [0, T]} \|\dot{\mathbf{q}}_r\|^2$$

这样存在一个正常数  $\delta_i \in \mathbf{R}$  使得

$$\tilde{\delta}_i \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\| \leq \delta_i \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\|_1 = \delta_i \dot{\mathbf{q}}_{i,k}^T \text{sgn}(\dot{\mathbf{q}}_{i,k})$$

结合式(4),可进一步得到

$$\begin{aligned} & \dot{\mathbf{q}}_{i,k}^T (\mathbf{M}_i(\mathbf{q}_{i,k}) \ddot{\mathbf{q}}_r + \mathbf{C}_i(\mathbf{q}_{i,k}, \dot{\mathbf{q}}_{i,k}) \dot{\mathbf{q}}_r + \\ & \Delta \mathbf{G}_i(\mathbf{q}_{i,k}) - \mathbf{d}_{i,k}) \leq \alpha_i \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\|^2 + \delta_i \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\|_1 = \\ & \beta_i^T(\dot{\mathbf{q}}_{i,k}) \theta_i = \dot{\mathbf{q}}_{i,k}^T \eta_i(\dot{\mathbf{q}}_{i,k}) \theta_i \end{aligned} \quad (5)$$

$$\text{式中: } \beta_i(\dot{\mathbf{q}}_{i,k}) = [ \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\|^2 \quad \|\dot{\mathbf{q}}_{i,k}\|_1 ]^T$$

$$\eta_i(\dot{\mathbf{q}}_{i,k}) = [ \dot{\mathbf{q}}_{i,k} \quad \text{sgn}(\dot{\mathbf{q}}_{i,k}) ]$$

$$\theta_i = [ \alpha_i \quad \delta_i ]^T$$

考虑如下李雅普诺夫函数:

$$\begin{aligned} V_k(t) &= \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}_k^T(t) \mathbf{M}(q_k) \dot{\mathbf{q}}_k(t) + \\ & \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{q}}_k^T(t) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_k(t) + \\ & \frac{1-\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(t) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(t) \end{aligned} \quad (6)$$

式中:  $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(t) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_k(t) - \boldsymbol{\theta}$  为参数估计误差.

运用性质 2),  $V_k(t)$  对于时间  $t$  的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_k(t) &= \dot{\mathbf{q}}_k^T \mathbf{M}(q_k) \ddot{\mathbf{q}}_k + \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}_k^T \dot{\mathbf{M}}(q_k) \dot{\mathbf{q}}_k + \\ & \dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_k + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & (1-\gamma) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(t) \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_k(t) = \\ & \dot{\mathbf{q}}_k^T (-\mathbf{M}(q_k) \ddot{\mathbf{q}}_k + \mathbf{M}(q_k) \ddot{\mathbf{q}}_r) + \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}_k^T \dot{\mathbf{M}}(q_k) \dot{\mathbf{q}}_k + \end{aligned}$$

$$\dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_k +$$

$$\begin{aligned} & (1-\gamma) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(t) \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_k(t) = \\ & \dot{\mathbf{q}}_k^T (\mathbf{M}(q_k) \ddot{\mathbf{q}}_r + \mathbf{C}(q_k, \tilde{\mathbf{q}}_k) \dot{\mathbf{q}}_r + \mathbf{G}(q_k) - \mathbf{d}_k) - \\ & \dot{\mathbf{q}}_k^T \boldsymbol{\tau}_k + \dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_k + \end{aligned}$$

$$(1-\gamma) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(t) \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_k(t) \quad (7)$$

将式(2)和式(5)代入式(7)中可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_k(t) &\leq -\dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_D] \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k - \\ & \dot{\mathbf{q}}_k^T \boldsymbol{\eta}(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \end{aligned}$$

$$(1-\gamma) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(t) \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_k(t) \quad (8)$$

运用式(3)以及  $-\gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_k + \gamma \hat{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} = -\gamma \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \gamma \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1}$ , 式(8)可以写成

$$\dot{V}_k(t) \leq -\dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_D] \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k -$$

$$\dot{\mathbf{q}}_k^T \boldsymbol{\eta}(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k +$$

$$\begin{aligned} & [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T (-\gamma \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \gamma \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} + \\ & \boldsymbol{\beta} \boldsymbol{\eta}^T(\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k) \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k) = -\dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_D] \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k - \\ & \gamma [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \\ & \gamma [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} = \\ & -\dot{\mathbf{q}}_k^T [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_D] \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k + \\ & \frac{\gamma}{4} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1}^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} - \\ & \gamma [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \cdot \\ & \left( \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k - \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} \right)^T \left( \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k - \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} \right) \leq \\ & \frac{\gamma}{4} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1}^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} \end{aligned} \quad (9)$$

由于  $\hat{\boldsymbol{\theta}}_0(t) = \boldsymbol{\theta}_{\text{ini}} (\forall t \in [0, T])$ , 可得

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_0(t) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_0(t) - \boldsymbol{\theta} = \boldsymbol{\theta}_{\text{ini}} - \boldsymbol{\theta} \equiv \bar{\boldsymbol{\theta}}_0$$

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1(0) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_1(0) - \boldsymbol{\theta} = \hat{\boldsymbol{\theta}}_0(T) - \boldsymbol{\theta} = \boldsymbol{\theta}_{\text{ini}} - \boldsymbol{\theta} \equiv \bar{\boldsymbol{\theta}}_0$$

考虑初始情况

$$V_1(0) = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}_1^T(0) \mathbf{M}(q_1) \dot{\mathbf{q}}_1(0) +$$

$$\frac{1}{2} \tilde{\mathbf{q}}_1^T(0) [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \mathbf{K}_p] \tilde{\mathbf{q}}_1(0) +$$

$$\frac{1-\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^T(0) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_1(0) =$$

$$\frac{1-\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \bar{\boldsymbol{\theta}}_0^T \bar{\boldsymbol{\theta}}_0$$

根据假设 2), 则  $V_1(0)$  有界. 由此根据式(9)

可得

$$\dot{V}_1(t) \leq \frac{\gamma}{4\beta} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_0^T(t) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_0(t) = \frac{\gamma}{4\beta} \bar{\boldsymbol{\theta}}_0^T \bar{\boldsymbol{\theta}}_0 \quad (10)$$

故有  $\dot{V}_1(t), \tilde{\mathbf{q}}_1(t), \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_1(t), \hat{\boldsymbol{\theta}}_1(t) \in L_{\infty}[0, T]$ , 因此,  $\boldsymbol{\tau}_1(t) \in L_{\infty}[0, T]$ .

**定理 2** 考虑在自适应迭代学习控制律(式(2)和式(3))作用下的多机械臂系统(式(1)). 若定理 1 中的所有条件成立, 则

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(T), \tilde{\mathbf{q}}_k(T), \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(T), \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(T) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(T), \int_0^T \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k^T \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k dt$$

有界, 且  $\lim_{k \rightarrow \infty} \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k(T) = \lim_{k \rightarrow \infty} \tilde{\mathbf{q}}_k(T) = \lim_{k \rightarrow \infty} \int_0^T \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k^T \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_k dt = 0$ .

**证明** 考虑函数

$$\begin{aligned} W_k(t) &= \int_0^t \frac{\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k dt + \\ & \frac{1-\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(T) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(T) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\Delta W_k(T) = W_k(T) - W_{k-1}(T) =$$

$$\int_0^T \frac{\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} [ \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1}^T \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k-1} ] dt +$$

$$\frac{1-\gamma}{2} [(\mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega}) \otimes \boldsymbol{\beta} \mathbf{I}]^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k^T(T) \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k(T) -$$

$$\begin{aligned} & \frac{1-\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\tilde{\theta}_{k-1}^T(T)\tilde{\theta}_{k-1}(T) = \\ & \int_0^T\frac{\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}[\tilde{\theta}_k^T\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1}^T\tilde{\theta}_{k-1}]dt + \\ & (1-\gamma)[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\int_0^T\tilde{\theta}_k^T\dot{\tilde{\theta}}_kdt + \\ & \frac{1-\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\tilde{\theta}_k^T(0)\tilde{\theta}_k(0) - \\ & \frac{1-\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\tilde{\theta}_{k-1}^T(T)\tilde{\theta}_{k-1}(T) = \\ & \int_0^T\frac{\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}[\tilde{\theta}_k^T\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1}^T\tilde{\theta}_{k-1}]dt + \\ & [(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\cdot \\ & \int_0^T\tilde{\theta}_k^T[-\gamma\tilde{\theta}_k+\gamma\tilde{\theta}_{k-1}+\beta\eta^T(\dot{\tilde{q}}_k)\dot{\tilde{q}}_k]dt = \\ & \int_0^T-\frac{\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\cdot \\ & (\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1})^T(\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1})dt + \\ & \int_0^T\tilde{\theta}_k^T\eta^T(\dot{\tilde{q}}_k)\dot{\tilde{q}}_kdt \end{aligned} \quad (12)$$

定义另一个正定的函数  $U_k$ :

$$\begin{aligned} U_k &= \frac{1}{2}\dot{\tilde{q}}_k^T M(q_k)\dot{\tilde{q}}_k + \\ & \frac{1}{2}\tilde{q}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\tilde{q}_k \end{aligned}$$

则

$$V_k = U_k + \frac{1-\gamma}{2}[(L+\Omega)\otimes\beta I]^{-1}\tilde{\theta}_k^T(t)\tilde{\theta}_k(t)$$

并且  $U_k$  对于时间  $t$  的导数满足

$$\dot{U}_k \leq -\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_k - \dot{\tilde{q}}_k^T\eta(\dot{\tilde{q}}_k)\tilde{\theta}_k \quad (13)$$

对式(13)两边同时积分得

$$\begin{aligned} U_k(T) - U_k(0) &\leq \\ & -\int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt - \\ & \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T\eta(\dot{\tilde{q}}_k)\tilde{\theta}_kdt \end{aligned}$$

由假设3)有  $U_k(0) = 0$ , 因此

$$\begin{aligned} & \int_0^T\tilde{\theta}_k^T\eta^T(\dot{\tilde{q}}_k)\dot{\tilde{q}}_kdt + \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T\eta(\dot{\tilde{q}}_k)\tilde{\theta}_kdt \leq \\ & -U_k(T) - \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt \end{aligned} \quad (14)$$

将式(14)代入式(12)可得

$$\begin{aligned} \Delta W_k(T) &= W_k(T) - W_{k-1}(T) \leq \\ & -U_k(T) - \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt - \\ & \int_0^T\frac{\gamma}{2\beta}(\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1})^T(\tilde{\theta}_k-\tilde{\theta}_{k-1})dt \leq \\ & -U_k(T) - \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt \leq 0 \end{aligned} \quad (15)$$

由  $W_1(T)$  有界可知  $\tilde{\theta}_k^T(T)\tilde{\theta}_k(T)$  和  $\int_0^T\tilde{\theta}_k^T(T)\tilde{\theta}_k(T)dt$  是有界的. 同时, 式(15)可变形为

$$\begin{aligned} U_k(T) + \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt \leq \\ W_{k-1}(T) - W_k(T) \leq W_1(T) \end{aligned} \quad (16)$$

由式(16)可知,  $U_k(T), \dot{\tilde{q}}_k(T), \tilde{q}_k(T), \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T\dot{\tilde{q}}_kdt$  有界, 并且式(15)也可变形为

$$\begin{aligned} W_k(T) &\leq W_1(T) - \sum_{j=2}^k U_j(T) - \\ & \sum_{j=2}^k \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt \end{aligned} \quad (17)$$

或

$$\begin{aligned} \sum_{j=2}^k U_j(T) + \sum_{j=2}^k \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T[(L+\Omega)\otimes K_D]\dot{\tilde{q}}_kdt \leq \\ W_1(T) - W_k(T) \leq W_1(T) \end{aligned} \quad (18)$$

综上, 由式(15)~式(17)可得

$\dot{\tilde{q}}_k(T), \tilde{q}_k(T), \tilde{\theta}_k(T), \tilde{\theta}_k^T(T)\tilde{\theta}_k(T), \int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T\dot{\tilde{q}}_kdt$  有界, 并且  $\lim_{k\rightarrow\infty}\dot{\tilde{q}}_k(T) = \lim_{k\rightarrow\infty}\tilde{q}_k(T) = \lim_{k\rightarrow\infty}\int_0^T\dot{\tilde{q}}_k^T\dot{\tilde{q}}_kdt = 0$ , 定理得证. 证毕

### 3 仿真实例

对于给出的自适应迭代学习分布式控制律式(2)和式(3), 这里将给出一个具体的实例来验证该方法的有效性.

考虑一个由4个机械臂组成的系统, 其中每个机械臂具有相同的动力学特性, 即4个机械臂的  $M$  矩阵、 $C$  矩阵、 $G$  向量彼此相同, 即

$$\begin{aligned} M &= \begin{bmatrix} m_1l_{c1}^2 + m_2(l_1^2 + l_{c2}^2 + 2l_1l_{c2}\cos q_2) + I_1 + I_2 & m_2(l_{c2}^2 + 2l_1l_{c2}\cos q_2) \\ m_2(l_{c2}^2 + 2l_1l_{c2}\cos q_2) & m_2l_{c2}^2 + I_2 \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} h\dot{q}_2 & h\dot{q}_1 + h\dot{q}_2 \\ -h\dot{q}_1 & 0 \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} (m_1l_{c1} + m_2l_1)g\cos q_1 + m_2l_{c2}g\cos(q_1 + q_2) \\ m_2l_{c2}g\cos(q_1 + q_2) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

各机械臂的机构参数为

$$m_1 = m_2 = 1 \text{ kg} \quad l_1 = l_2 = 0.5 \text{ m}$$

$$l_{c1} = l_{c2} = 0.25 \text{ m} \quad I_1 = I_2 = 0.1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

第  $i$  个机械臂的干扰设为

$$d_{i,k}(t) = [\text{rand}(k) \sin t \text{ rand}(k) \sin t]^T$$

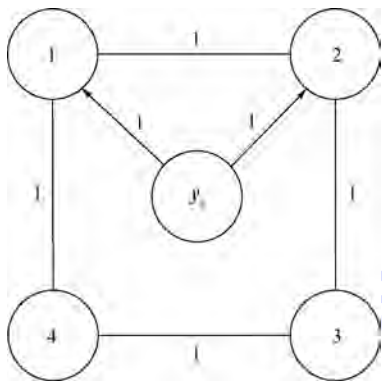
$\text{rand}(k)$  为  $0 \sim 1$  之间的一个随机数. 设各机械臂

的期望参考轨迹为

$$q_i(t) = [\sin(2\pi t) \cos(2\pi t)]^T$$

取  $K_D = K_P = 20 \times I_{2 \times 2}, \beta = 20, \gamma = 0.5$ .

此外, 4 个机械臂的拓扑结构如图 1 所示.



$y_r$ —参考轨迹.

图 1 机械臂系统的拓扑结构

Fig. 1 Topology structure of robot manipulators

可以看出, 机械臂 1 和机械臂 2 可识别期望轨迹信息, 机械臂 3 和机械臂 4 不能识别期望轨迹信息. 因此,

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & & & \\ & 1 & & \\ & & 0 & \\ & & & 0 \end{bmatrix}$$

对系统进行 50 次自适应迭代之后, 在式(2)和式(3)的自适应迭代学习控制协议作用下, 所有机械臂的位置如图 2 所示以及整个机械臂系统的跟踪误差曲线如图 3 所示.

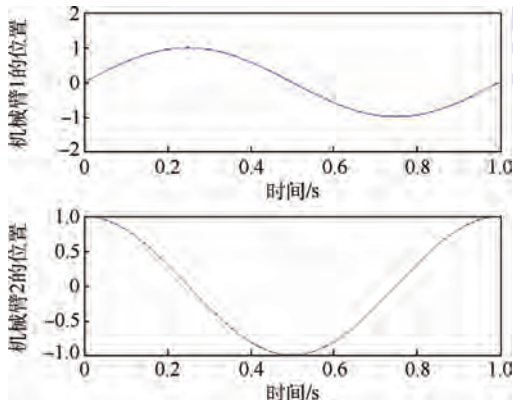


图 2 机械臂的位置

Fig. 2 Position of robot manipulators

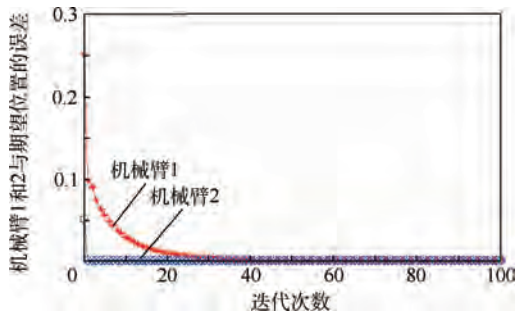


图 3 跟踪误差

Fig. 3 Tracking errors

从图 2 和图 3 可以看出, 所有机械臂在进行 50 次迭代学习之后, 位置达到了期望轨迹. 特别地, 从图 3 知, 随着迭代次数的增加, 多机械臂系统的跟踪误差不断减小.

## 4 结 论

本文针对基于连通拓扑结构的多机械臂系统一致性问题, 得到了一种分布式的自适应控制与迭代学习控制相结合的控制协议, 能够使得多个机械臂实现一致性跟踪. 该协议优点为:

- 1) 只须有限次迭代, 每个机械臂能够趋近于期望轨迹. 相较于已有的控制协议<sup>[17]</sup>, 具有更好的分布式结构.
- 2) 不需要精确的系统参数, 克服多个运动机械臂难以精确建模的难题, 便于实际应用.

## 参考文献 (References)

[1] 吴振彪. 工业机器人 [M]. 武汉: 华中理工大学出版社, 2004: 6-10.  
Wu Z B. Industrial robot [M]. Wuhan: Huazhong Institute of Technology Press, 2004: 6-10 (in Chinese).

[2] Ren W, Beard R W. Consensus seeking in multi-agent systems under dynamically changing interaction topologies [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(5): 655-661.

[3] Olfati-Saber R, Murray R M. Consensus problems in networks of agents with switching topology and time-delays [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2004, 49(9): 1520-1533.

[4] Olfati-Saber R. Ultrafast consensus in small-world networks [C] // Proceedings of the 2005 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, 4: 2371-2378.

[5] Hong Y G, Hu J P, Gao L X. Tracking control for multi-agent consensus with an active leader and variable topology [J]. Automatica, 2006, 42(7): 1177-1182.

[6] Hu J P, Hong Y G. Leader-following coordination of multi-agent systems with coupling time delays [J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2007, 374(2): 853-863.

[7] Ni W, Cheng D Z. Leader-following consensus of multi-agent systems under fixed and switching topologies [J]. Systems & Control Letters, 2010, 59(3-4): 209-217.

[8] Zhang H W, Frank L. Optimal design for synchronization of coop-

- erative systems; State feedback, observer and output feedback [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2011, 56(8): 1948-1952.
- [9] Ren W. Multi-vehicle consensus with a time-varying reference state[J]. Systems & Control Letters, 2007, 56(7-8): 474-483.
- [10] Liu S, Xie L H, Lewis F L. Synchronization of multi-agent systems with delayed control input information from neighbors[J]. Automatica, 2011, 47(10): 2152-2164.
- [11] Li J, Li J. Adaptive iterative learning control for consensus of multi-agent systems[J]. IET Control Theory and Applications, 2013, 7(1): 136-142.
- [12] Meng D Y, Jia Y M. Iterative learning approaches to design finite-time consensus protocols for multi-agent systems[J]. Systems & Control Letters, 2012, 61(1): 187-194.
- [13] Su J B. Base calibration for dual robot system[J]. Control Theory & Applications, 1998, 15(4): 575-582.
- [14] Kosuge K, Ishikawa J, Furuta K, et al. Control of single master multi-slave manipulator system using VIM[C] // Proceeding of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1990: 1172-1177.
- [15] Tayebi A, Islam S. Adaptive iterative learning control for robot manipulators: Experimental results [J]. Control Engineering Practice, 2006, 14(7): 843-851.
- [16] Chien C J, Tayebi A. Further results on adaptive iterative learning control of robot manipulators [J]. Automatica, 2008, 44(3): 830-837.
- [17] 孙继鹏, 孟德元. 多机器人手臂系统一致性的自适应迭代学习控制[C] // 第十届中国智能系统会议(CISC'14). 北京: 智能空天系统专业委员会, 2014: 346-351.
- Sun J P, Meng D Y. Adaptive iterative learning control for consensus tracking of multi-manipulator systems [C] // The 10th Chinese Intelligent System Conference (CISC'14). Beijing: Society of Intelligent Aerospace Systems, 2014: 346-351 (in Chinese).

## Distributed adaptive iterative learning control for multiple robot manipulators

SUN Jipeng<sup>1</sup>, MENG Deyuan<sup>\*1,2</sup>, DU Mingjun<sup>2</sup>, ZUO Zongyu<sup>1,2</sup>

(1. The Seventh Research Division, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

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

**Abstract:** A hybrid adaptive and iterative learning method was proposed to obtain distributed control protocols for multiple manipulator systems with undirected interaction topology to achieve consensus tracking of the specified desired reference trajectory. By introducing an appropriate adaptive iterative learning parameter, the proposed adaptive iterative learning control (AILC) protocol can overcome the effects of disturbances and model uncertainties of manipulators, where the AILC law of each manipulator needs only the relative information between it and its nearest neighbors. Moreover, it is shown that all manipulators can be rendered to achieve the perfect tracking of the desired reference trajectory though its information can be accessed by only a portion of manipulators, where the boundedness of both the tracking error and the control input can be simultaneously guaranteed. In addition, the Lyapunov analysis method is employed to validate the obtained results, and the effectiveness of the proposed AILC protocol is illustrated through an example.

**Key words:** multiple manipulator systems; consensus; distributed protocol; adaptive control; iterative learning control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0001

# 基于PD的半导体激光器温度控制系统设计方法

陈熙<sup>1,2</sup>, 全伟<sup>\*1,2</sup>

(1. 北京航空航天大学“惯性技术”重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学“新型惯性仪表与导航系统技术”国防重点学科实验室, 北京 100191)



**摘 要:** 半导体激光器常用于抽运与检测激光光源用于原子物理实验与量子科学仪器的研究, 而半导体激光器的各特性参数, 如阈值电流、峰值波长、输出功率、使用寿命等, 均与温度相关, 因此对其进行温度控制很重要. 根据激光器输出功率与温度之间的关系, 提出一种基于光电二极管(PD)的激光器温度控制系统, 通过激光管内部集成的PD所获得的激光器光功率, 进而得出激光器发光芯片温度, 与热敏电阻相结合, 以半导体制冷芯片为执行器, 构成双闭环控制系统, 可实现高精度长期稳定激光器温度控制, 稳定度优于 $\pm 5$  mK, 能够满足原子物理实验与研究对半导体激光器的要求.

**关键词:** 半导体激光器; 原子物理; 温度控制; 光电二极管(PD); 长期稳定性

**中图分类号:** TN248.4

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)12-2391-06

半导体激光器由于体积小、效率高而在通信、医疗、国防及科研领域有十分广泛的应用, 特别是由于其波段覆盖广, 可实现从紫外到红外波段的覆盖, 可满足原子物理领域研究中对激光器波长的要求, 因此已代替了传统的染料激光器与其他类型的激光器, 成为原子物理实验中最为常用的抽运与检测激光光源<sup>[1-2]</sup>. 由于半导体激光器的诸多特性, 如输出功率<sup>[3]</sup>、中心波长<sup>[4]</sup>、阈值电流<sup>[5]</sup>、寿命等均与温度相关, 对于原子物理方面的应用, 需要对功率与频率精确控制, 尤其是激光器的功率与频率的长期稳定性, 对实验的效果有极大影响. 而激光器峰值波长会随温度的升高向长波长范围移动, 对于可见光波长范围约为 $0.2$  nm/°C<sup>[6]</sup>, 对于红外波长范围约为 $0.3$  nm/°C<sup>[7]</sup>, 因此对激光器进行高精度、长期稳定的温度控制至关重要.

半导体激光器温度控制系统一般采用热敏电

阻、热电偶、热电阻及集成温度传感器作为温度传感器, 采用比例-积分-微分控制器(PID)或其他控制算法温度进行控制, 以半导体制冷芯片(Thermoelectric Cooler, TEC)作为执行器, 通过改变流过半导体制冷芯片的电流的大小与方向, 实现对激光器温度的控制. 高精度长期稳定的温度控制系统多用模拟电路实现<sup>[1]</sup>, 以运算放大器构成模拟PID控制电路, 通过调节阻容值实现比例、微分、积分系数, 此外也可以通过数字控制系统实现<sup>[8-11]</sup>, 采用数字处理器实现如自适应PID、模糊控制算法等温度控制算法.

但是在目前的温度控制系统中, 温度传感器测量的均是与激光器发光芯片相接触的热沉的温度, 由于热量在传导的过程中所出现的损耗与热阻的影响, 使温度传感器检测到的温度与激光器实际温度有一定的偏差, 并且由于热传导需要时间, 系统响应慢, 难以实现温度控制稳定性与可靠

收稿日期: 2015-01-04; 录用日期: 2015-04-03; 网络出版时间: 2015-05-22 15:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150522.1531.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61374210, 61227902); 中央高校基本科研业务费专项资金(30371001)

作者简介: 陈熙(1990—), 女, 山东济宁人, 硕士研究生, chenxi.cug@gmail.com

\* 通讯作者: 全伟(1977—), 男, 山东临沂人, 副教授, quanwei@buaa.edu.cn, 主要研究方向为量子科学仪器.

**引用格式:** 陈熙, 全伟. 基于PD的半导体激光器温度控制系统设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2391-2396.

Chen X, Quan W. Design method of a PD-based temperature control system for laser diode [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2391-2396 (in Chinese).

性的进一步提高.因此,本文提出一种基于PD的激光器温度控制系统,通过集成于激光管内部的光电二极管,利用激光器功率与温度之间的关系,实现对半导体激光器温度的控制,并与传统的温度传感器测量热沉温度进行温度控制的方法相结合,增加PD电流反馈闭环,最终实现对半导体激光器长期稳定、高精度、可靠的控制.

## 1 基于PD的温度控制原理

### 1.1 激光器温度与功率映射关系

半导体激光器阈值以上的输出光功率与外微分量子效率、阈值电流存在函数关系<sup>[12]</sup>:

$$P = \eta_d \frac{h\nu}{e} (I - I_{th}) \quad (1)$$

式中: $P$ 为激光器输出光功率; $\eta_d$ 为外微分量子效率; $I_{th}$ 为阈值电流; $\frac{h\nu}{e}$ 为常数, $h$ 为普朗克常数, $\nu$ 为频率, $e$ 为单位电荷量; $I$ 为注入电流.阈值电流与外微分量子效率均与温度相关.

半导体激光器阈值电流随温度( $T$ )升高而升高,二者呈指数关系<sup>[13]</sup>,即

$$I_{th}(T) = I_0 \exp(T/T_0) \quad (2)$$

式中: $I_0$ 为特征电流; $T_0$ 为特征温度,其值取决于激光器的材料与器件结构,特征电流与特征温度均由经验获得.

半导体激光器外微分量子效率随温度的升高而下降<sup>[14]</sup>,其表达式为

$$\eta_d = \eta_i \frac{\frac{1}{2L} \cdot \frac{1}{R_1 R_2}}{\frac{1}{2L} \ln\left(\alpha_{fc} + \frac{1 - \Gamma}{\Gamma} \alpha_{out}\right)} \quad (3)$$

式中: $\eta_i$ 为内量子效率; $L$ 为激光器谐振腔腔长; $R_1$ 与 $R_2$ 为两个反射面的反射率; $\alpha_{fc}$ 为自由载流子吸收损耗; $\Gamma$ 为限制因子; $\alpha_{out}$ 为光子溢出有源层的损耗.随温度升高,自由载流子吸收损耗与光子溢出有源层的损耗均增加.外微分量子效率随温度升高而减小,两者呈指数关系<sup>[14]</sup>:

$$\eta_d(T) = c_1 \exp\left(-\frac{T}{c_2 T_0}\right) \quad (4)$$

式中: $c_1$ 与 $c_2$ 均为与激光器结构有关的常数.

因此,在注入电流恒定的条件下,将式(2)与式(4)代入式(1)中,可得功率与温度的关系为

$$P(T) = c_1 \exp\left(-\frac{T}{c_2 T_0}\right) \cdot \frac{h\nu}{e} \cdot \left(I - I_0 \exp\left(\frac{T}{T_0}\right)\right) \quad (5)$$

式(5)对温度进行求导,可得 $\frac{\partial P}{\partial T} < 0$ ,可知激光器

输出功率随温度的升高而下降.

在实际工程中,激光器注入电流难免会存在微小波动,按电流纹波小于 $1.5 \mu\text{A}$ ,激光器阈值以上斜率效率为 $0.5 \text{ mW/mA}$ 估算,则电流变化引起的功率变化导致的PD电流变化最终使温度波动在 $\pm 0.78 \text{ mK}$ 之内,这和激光器工作时的温度波动幅度相比是一个小量,在此假设在激光器中注入的电流恒定,改变激光器温度,通过功率计测得激光器输出功率,可得到激光器输出功率与温度的关系,如图1所示.

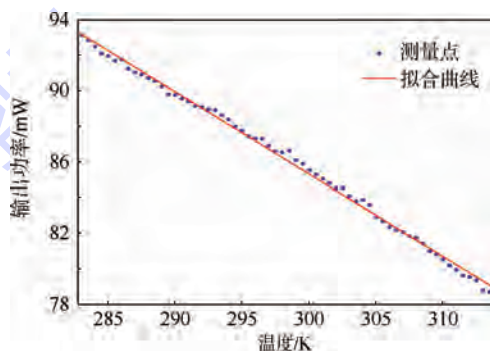


图1 激光器输出功率与温度的关系

Fig. 1 Relation between laser output power and temperature

通过对曲线进行拟合可获得激光器温度与功率的映射关系,为两个指数相减,其曲线拟合结果为

$$P(T) = 97.21e^{-0.0041917T} - 0.186e^{0.0071747T} \quad (6)$$

也可近似视为激光器输出功率与温度之间具有线性关系:

$$P(T) = -0.4774T + 229.6 \quad (7)$$

### 1.2 温度与PD输出电流映射关系

大多数的半导体激光管中都集成有光电二极管,光电二极管位于激光管内封装的背侧,可对激光器输出光功率进行监测,其输出的背向电流的大小与激光器输出的功率成正比.对PD电流与激光器光功率进行测量,其测量结果如图2所示.

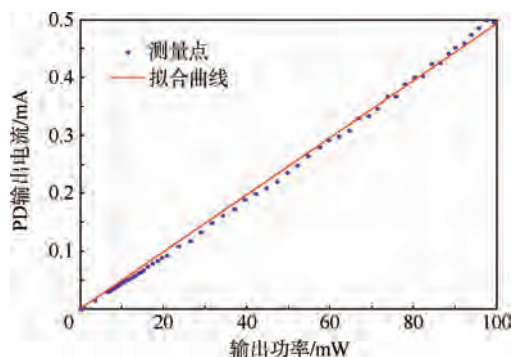


图2 激光器内部集成PD输出电流与功率的关系

Fig. 2 Relation between internal integrated PD output current and output power

对 PD 输出电流与激光器功率的关系进行曲线拟合,其曲线拟合结果为

$$I_{PD}(P) = 0.004925P \quad (8)$$

式中: $I_{PD}$ 为 PD 输出电流, mA。由拟合结果可知,集成于激光管内部的光电二极管的响应率为  $4.9 \mu\text{A}/\text{mW}$ 。

PD 输出电流激光器输出功率成正比,而激光器输出功率与温度成反比关系,因此可得出激光器温度与光电二极管输出电流具有反比关系,由式(6)拟合结果与式(7)可得出 PD 电流与温度的关系:

$$I_{PD}(T) = -0.002351T + 1.131 \quad (9)$$

测量特定温度时 PD 输出电流,实测数据满足式(8)中 PD 电流与温度的关系,其结果如图 3 所示。

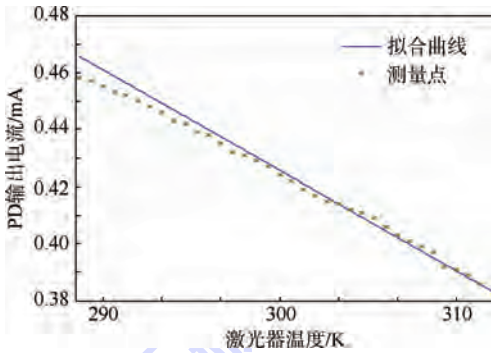


图 3 PD 输出电流与激光器温度的关系

Fig. 3 Relation between PD output current and laser temperature

由图 3 可知,实测数据与理论推导式(8)相符,因此可基于以上半导体激光器温度与 PD 电流的关系,引入 PD 电流反馈对激光器温度进行控制。

## 2 基于 PD 的温度控制系统设计

### 2.1 系统总体方案

基于 PD 的激光器温度控制系统,在以传统的负温度系数(NTC)热敏电阻作为温度传感器测温的基础上,增加 PD 电流反馈,通过激光管内部集成的 PD 获得激光器温度。NTC 测量的是与激光器发光芯片相接触的热沉的温度,由于热量在传导的过程中所出现的损耗与热阻的影响,以及热传导

的时间,使测量到的温度与激光器实际温度有一定的偏差,并且系统响应慢,集成于激光管内部的 PD 将激光器谐振腔后镜面的反射光转换为光电流,可反映激光器输出功率,由此获得激光器温度,PD 信号对温度变化响应比 NTC 快,将 PD 电流作为反馈引入系统,增加一个闭环,可实现系统长期稳定可靠控制,同时还起到对 NTC 监控的作用。

基于 PD 的激光器温度控制系统由 4 个子系统构成,分别为温度测量子系统、PD 温度反馈子系统、温度控制子系统、温控执行器子系统,其系统总体结构如图 4 所示。

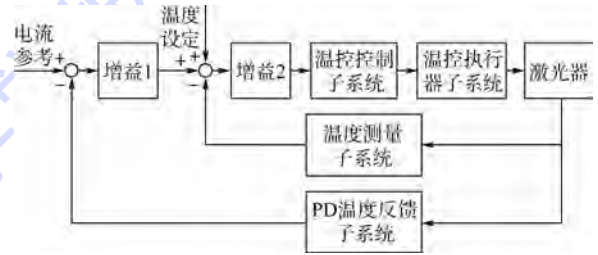


图 4 温控系统总体框图

Fig. 4 General block diagram of temperature control system

### 2.2 温度测量子系统

常用的温度传感器有热电偶、热电阻、热敏电阻、集成温度传感器,其中热电偶测量范围宽,但测量精度低;热电阻线性度较好,测量灵敏度也较高;热敏电阻测量范围虽然较窄,但测量灵敏度最高,尤其是在  $0 \sim 80^\circ\text{C}$  范围内,阻值为  $10 \text{ k}\Omega$  的热电阻 Pt 与  $10 \text{ k}$  的 NTC 热敏电阻相比较,虽然热敏电阻线性度相对于热电阻较差,但其测量灵敏度远远高于热电阻;集成温度传感器输出随温度线性变化,但测量灵敏度较低。几类温度传感器特点的比较如表 1 所示。

激光器温度控制系统所要求的温度控制范围不宽,但对控制灵敏度与稳定性要求高,因此选用高灵敏度的 NTC 热敏电阻进行温度采集。

采用温度传感器对半导体激光器的温度测量是通过测量与激光器发光芯片所接触的热沉的温度来实现,而温度作为一个变化缓慢的物理量,若按照传统的方法采用一个 NTC 对热沉温度进行测量,可能会由于系统未达到热平衡而导致温度测量

表 1 几种温度传感器性能比较

Table 1 Performace comparison of several temperature sesnors

传感器	测量范围/ $^\circ\text{C}$	灵敏度	精度/ $\text{K}$	输出形式
热电偶	$-270 \sim 1800$	$10 \mu\text{V}/\text{K}$	$\pm 0.5$	电压
热电阻	$-250 \sim 900$	$0.00385 \Omega/\text{K}$	$\pm 0.01$	电阻
热敏电阻	$-100 \sim 150$	几 $\Omega/\text{K}$	$\pm 0.01$	电阻
集成温度传感器	$-55 \sim 150$	$1 \mu\text{A}/\text{K}$ (AD592)	0.5	电流

与激光器发光芯片温度之间的误差较大,不利于准确的温度控制,因此采用4个参数完全相同的NTC,使其与热沉接触,均匀分布于激光管四周,当其阻值相同时,则说明系统达到热平衡,此时NTC测量的温度可视为最接近激光管发光芯片的温度.

### 2.3 PD温度反馈子系统

同时温度控制系统除NTC外,采用PD对激光器温度进行控制,PD输出的光电流会随激光器温度的变化而变化,二者之间成近似的线性关系,而由于PD的输出为电流,应通过电压-电流转换电路,将其转换为电压值,从而输入温度控制子系统,实现对激光器温度的控制.

### 2.4 温度控制执行器

激光器温度控制系统中采用半导体制冷芯片TEC作为温度控制的执行器,TEC根据帕尔贴效应工作,通电时会有温度梯度的产生,从而产生热端与冷端.在温度控制系统中,TEC的冷端与激光器的热沉相接触,热面与更大的热沉接触从而将热量转移到环境中.

根据TEC的物理原理<sup>[15]</sup>,TEC可从激光器带走的热量以及TEC热端需被耗散的热量可分别表示为

$$Q_c = \alpha I_{TEC} T_c - K(T_H - T_c) - \frac{1}{2} I_{TEC}^2 R_{TEC} \quad (10)$$

$$Q_H = \alpha I_{TEC} T_H - K(T_H - T_c) + \frac{1}{2} I_{TEC}^2 R_{TEC} \quad (11)$$

式中: $T_H$ 为TEC热端的温度; $T_c$ 为TEC冷端的温度,即与激光器相接触的热沉的温度; $I_{TEC}$ 为流过TEC的电流; $\alpha$ 为微分塞贝克系数; $K$ 为两个端面的热导; $R_{TEC}$ 为TEC等效电阻.

在温度控制系统中,采用两片20W的TEC串联,在室温为22℃条件下,对TEC电流与TEC冷端温度进行测量,获得稳态时TEC驱动电流与激光器温度的关系,如图5所示.

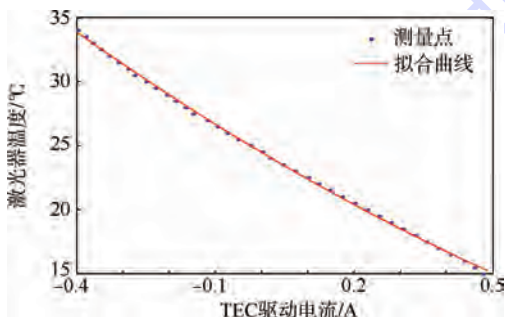


图5 激光器温度与TEC驱动电流的关系

Fig.5 Relation between laser temperature and TEC drive current

$I_{TEC}$ 曲线拟合结果为

$$T(I_{TEC}) = 5.186 I_{TEC}^2 - 21.46 I_{TEC} + 24.47 \quad (12)$$

$T$ 和 $I_{TEC}$ 也可近似视为具有线性关系:

$$T(I_{TEC}) = -21.3 I_{TEC} + 24.87 \quad (13)$$

由于TEC工作需要较大的电流,因此应将进行温度控制后的信号通过驱动电流,从而使TEC工作.此外,TEC根据其电流方向不同可实现制冷与加热,因此其启动电路应具有双向大电流的输出.

### 2.5 温度控制系统

本文所设计的基于PD的半导体激光器温度控制系统采用NTC电阻-PD电流的双闭环控制,PD电流环为外环,NTC电阻环为内环,外环的误差信号为内环的输入.当温度变化时,激光器输出功率随之变化,集成于激光管内部的PD电流与设定的电流参考值产生偏差,误差信号经转换后作为NTC电阻内环的输入信号,由于NTC测量的温度为与发光芯片接触的热沉的温度,并考虑到系统达到热平衡的时间,一段时间后,NTC测量值与设定温度出现偏差,PD误差信号与NTC误差信号之和输入PID环节,对激光器温度进行PID控制.其控制回路结构框图如图6所示.图中,比例环节 $G_1$ 为PD的电流的差值转换为电压值的比例系数;比例环节 $G_2$ 为NTC的阻值转换为电压值的系数.

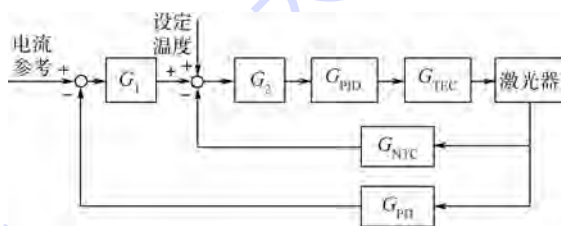


图6 温度控制系统框图

Fig.6 Block diagram of temperature control system

本文系统采用PID对温度进行控制,其传递函数为

$$G_{PID} = K_p + \frac{K_i}{\tau_1 s + 1} + \frac{K_D s}{\tau_2 s + 1} \quad (14)$$

式中: $s$ 为拉氏变换复变量; $K_p$ 在0.09~10范围内可调; $K_i$ 在0.09~10范围内可调; $\tau_1$ 在0.1~10.1s范围内可调; $K_D$ 在0~1范围内可调; $\tau_2$ 在0~0.01s范围内可调.

半导体制冷芯片TEC可视为一个惯性环节

$$G_{TEC} = \frac{K_{TEC}}{\tau_2 s + 1}, K_{TEC} \text{为TEC的比例系数,NTC检测}$$

到的温度为系统达到热平衡时的温度,而系统需

要一定时间才可达到热平衡,因此应将 NTC 的温度测量为一个惯性环节  $G_{NTC} = \frac{K_{NTC}}{\tau_3 s + 1}$ , PD 输出电流随温度的变化与 NTC 相比较快,因此可将其视为比例环节  $G_{PD} = K_{PD}$ .

### 3 测试及结果分析

根据第 1 节基于 PD 的温度控制原理,设计半导体激光器温度控制系统,其实物图如图 7 所示. 针对波长为 850 nm, 功率为 100 mW 内部集成有 PD 的激光器,对其 PID 控制进行整定,其传递函数为

$$G_{PID} = 7.11 + \frac{4.76}{2.37s + 1} + \frac{0.0027}{0.0022s + 1} \quad (15)$$

对基于 PD 的半导体激光器温度控制系统的温控稳定性进行测试.

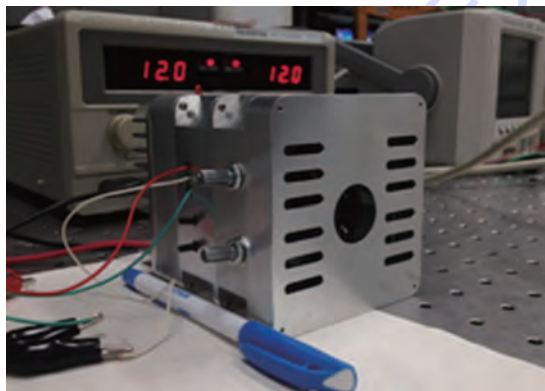


图 7 基于 PD 的激光器温控系统实物

Fig. 7 Actual PD-based laser temperature control system

设定激光器温度为 18.33℃, 注入电流为 64.64 mA, 此时激光器波长为 850 nm, 输出功率为 20 mW. 每隔 5 min 进行一次测量, 共测量 2 h, 测量热敏电阻 NTC 两端电压值, 计算得 NTC 阻值, 从而得出激光器温度值. 半导体激光器在 2 h 内温度控制的稳定度测量结果如图 8 所示.

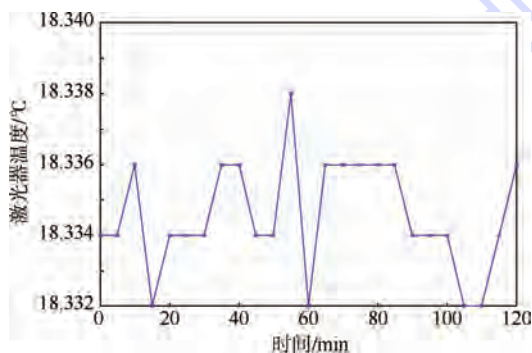


图 8 激光器温度 2 h 稳定性测试结果

Fig. 8 Test results of 2 h stability of laser temperature

由图 8 可得, 基于 PD 的半导体激光器温度控制系统的温度控制稳定度优于  $\pm 5$  mK, 可满足原子物理实验与量子科学仪器对半导体激光器的要求.

### 4 结论

本文分析了半导体激光器功率与温度的关系, 提出了一种基于 PD 的激光器温度控制方法.

1) 半导体激光器输出功率随温度变化, 而集成于激光器内部的 PD 光电流随激光器输出功率变化, 因此在激光器温度控制系统中引入 PD 反馈.

2) 基于 PD 的半导体激光器温度控制系统 2 h 稳定度优于  $\pm 5$  mK, 可实现长时间稳定可靠的控制.

该基于 PD 的激光器温度控制系统是在注入电流恒定的假设条件下进行的, 实际中电流也存在微小波动, 这会引起功率波动进而导致温度波动, 虽然这波动幅值相比激光器工作时的温度波动幅度相比是一个小量, 但对高精度温控也会带来一定影响, 这也是下一步将研究要考虑的内容.

### 参考文献 (References)

- [1] Wieman C E, Hollberg L. Using diode lasers for atomic physics [J]. Review of Scientific Instruments, 1991, 62(1): 1-20.
- [2] Allred J C, Lyman R N, Kornack T W, et al. High-sensitivity atomic magnetometer unaffected by spin-exchange relaxation [J]. Physical Review Letters, 2002, 89(13): 130801.
- [3] Mitani S M, Alias M S, Yahya M R, et al. Temperature effect on gain and threshold current of GaInNAs-based 1.3  $\mu$ m semiconductor laser [C] // Proceedings of IEEE International Symposium on Industrial Electronics, ISIE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 2208-2211.
- [4] Schetzen M. Analysis of the single-mode laser-diode linear model [J]. Optics Communications, 2009, 282(14): 2901-2905.
- [5] Park G, Huffaker D L, Zou Z, et al. Temperature dependence of lasing characteristics for long-wavelength (1.3- $\mu$ m) GaAs-based quantum-dot lasers [J]. IEEE Photonics Technology Letters, 1999, 11(3): 301-303.
- [6] 徐秀芳, 胡晓东. 半导体激光器的功率稳恒控制技术 [J]. 光子学报, 2001, 30(6): 761-764.  
Xu X F, Hu X D. The power steadiness and control technology of semiconductor laser [J]. Acta Photonica Sinica, 2001, 30(6): 761-764 (in Chinese).
- [7] Sun H. Laser diode beam basics, manipulations and characterizations [M]. Berlin: Springer, 2012: 13-14.
- [8] 陈晨, 党敬民, 黄渐强, 等. 高稳定, 强鲁棒性 DFB 激光器温度控制系统 [J]. 吉林大学学报: 工学版, 2013, 43(4): 1004-1010.

- Chen C, Dang J M, Huang J Q, et al. DFB laser temperature control system with high stability and strong robustness [J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2013, 43(4):1004-1010 (in Chinese).
- [9] 李栋, 李曼, 耿宏伟. 高性能半导体激光器温度控制单元的设计 [J]. 航空精密制造技术, 2012, 48(4):45-47.  
Li D, Li M, Geng H W. Design of temperature control unit for high-performance semiconductor laser [J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2012, 48(4):45-47 (in Chinese).
- [10] 汪灵, 叶会英, 赵闻. 半导体激光器温度控制系统设计与算法仿真 [J]. 仪表技术与传感器, 2013(5):95-98.  
Wang L, Ye H Y, Zhao W. Design and simulation algorithm of temperature control system of diode laser [J]. Instrument Technique and Sensor, 2013(5):95-98 (in Chinese).
- [11] 高平东, 张法全. 高精度半导体激光器温控系统的设计与实现 [J]. 激光技术, 2014, 38(2):270-273.  
Gao D P, Zhang F Q. Design and implementation of high precision temperature control system for semiconductor lasers [J]. Laser Technology, 2014, 38(2):270-273 (in Chinese).
- [12] Coldren L A, Corzine S W, Mashanovitch M L. Diode lasers and photonic integrated circuits [M]. New Jersey: John Wiley & Sons, 2012:62-63.
- [13] Pankove J I. Temperature dependence of emission efficiency and lasing threshold in laser diodes [J]. IEEE Journal of Quantum Electronics, 1968, 4(4):119-122.
- [14] 单成玉. 温度对半导体激光器性能参数的影响 [J]. 吉林师范大学学报:自然科学版, 2003, 24(4):95-97.  
Shan C Y. Temperature's effect on semiconductor laser performance parameter [J]. Journal of Jilin University: Natural Science Edition, 2003, 24(4):95-97 (in Chinese).
- [15] Lineykin S, Ben-Yaakov S. PSPICE-compatible equivalent circuit of thermoelectric cooler [C] // Proceedings of IEEE 36th Power Electronics Specialists Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005:608-612.

## Design method of a PD-based temperature control system for laser diode

CHEN Xi<sup>1,2</sup>, QUAN Wei<sup>\*1,2</sup>

(1. Science and Technology on Initial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Fundamental Science on Novel Instrument & Navigation System Technology Laboratory,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Semiconductor lasers are widely used as pump and probe laser light source in atomic physics and quantum science equipment researches. The characteristics of the laser diodes, such as threshold current, wavelength, output power, lifetime, are temperature dependent, therefore it is vitally important to control the temperature of semiconductor lasers. Based on the relation between laser temperature and the output power, a photodiode (PD) based laser temperature control system was proposed. The light power of lasers can be acquired by the monitor photodiode in the laser package and then the laser junction temperature can be obtained by the relation between the power and the temperature. A double close loop control system was designed using the photodiode integrated with the temperature sensor and the thermoelectric coolers as the actuator. The test result indicates that the long-term stability of the photodiode-based laser diode temperature control system can realize better than  $\pm 5$  mK and meet the requirement of semiconductor lasers for the experiment and study of atomic physics.

**Key words:** semiconductor laser; atomic physics; temperature control; photodiode (PD); long-term stability

北京航空航天大学学报  
2015 年 第 41 卷 总目次  
(总第 263 期 ~ 总第 274 期)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 1 期(总第 263 期)

6100	空气耦合超声检测中脉冲压缩方法的参数选优 .....	周正干, 马保全, 孙志明, 周晖, 黄姿禹, 刘晶晶(1)
6101	基于 Riccati 方程解的高增益未知输入观测器设计 .....	朱芳来, 张永军(8)
6102	基于 FPGA 的高效机载视频采集及预处理方法 .....	姜宏旭, 李辉勇, 刘亭杉, 段沐毅, 张萍(14)
6103	低噪声风力机翼型设计方法及实验分析 .....	汪泉, 陈进, 程江涛, 王君, 孙金凤, 游颖(23)
6104	基于广义线性模型的固体推进剂贮存寿命评估 .....	洪东跑, 王英华, 管飞, 马小兵(29)
6105	任意波形失真度的一种评价方法 .....	孙璟宇, 王中宇, 梁志国(33)
6106	加速度作用下环路热管工作特性实验 .....	谢永奇, 于印, 解立焱, 高红霞, 余建祖(38)
6107	具有校正项的 K 分布形状参数的 V-估计器 .....	李大朋(45)
6108	摩擦力作用下电液伺服系统非线性动力学行为 .....	朱勇, 姜万录, 郑直(50)
6109	一种变体飞行器的动力学建模与动态特性分析 .....	张杰, 吴森堂(58)
6110	基于连续蚁群算法的 Bayesian 方位估计快速方法 .....	焦亚萌, 黄建国, 韩晶(65)
6111	基于 JPL 星历的月基 SAR 多普勒参数估算方法 .....	丁翼星, 郭华东, 刘广(71)
6112	针对机动目标的改进 UFIR 跟踪算法 .....	付锦斌, 孙进平, 卢松涛, 张耀天(77)
6113	超低空空投拉平阶段混合迭代滑模控制 .....	刘日, 孙秀霞, 董文瀚(83)
6114	层次测试性模型的评估方法 .....	尹园威, 尚朝轩, 马彦恒, 李刚(90)
6115	基于约束边长 FART-Q 的智能决策算法 .....	周亚楠, 龚光红(96)
6116	基于数据链的空战对抗建模及增援决策分析 .....	牛德智, 陈长兴, 徐浩翔, 李永宾, 王卓, 陈强(102)
6117	基于 ASIFT 的离线签名认证方法 .....	唐有宝, 卜巍, 张恩泽, 郭向前(110)
6118	基于视频内容关联密钥加密算法 .....	王玮, 黄浩, 谢长生, 韩林(117)
6119	基于舵机指令前馈的电液负载模拟器同步控制 .....	韩松杉, 焦宗夏, 尚耀星, 汪成文(124)
6120	蜂蝇悬停和前飞时的动稳定性 .....	许娜, 孙茂(133)
6121	机载空分装置富氮气体流量及影响因素 .....	邵垒, 刘卫华, 冯诗愚, 古远康, 刘维璠(141)
6122	螺旋桨/大柔性机翼静气动弹性快速分析方法 .....	谢长川, 张利娟, 刘焱, 杨超(147)
6123	基于经验小波变换的目标加速度估计算法 .....	陈浩, 郭军海, 齐巍(154)
6124	双机协同无源目标跟踪轨迹优化 .....	冉华明, 周锐, 吴江, 董卓宁(160)
6125	多无人机协同搜索区域分割与覆盖 .....	于驹男, 周锐, 夏洁, 车军(167)
6126	iGPS 测量不确定度空间分布分析方法 .....	孙涪龙, 赵罡, 王伟, 陈磊(174)
6127	X 型尾翼临近空间飞艇隐身特性仿真 .....	肖厚地, 刘龙斌, 吕明云(181)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 2 期(总第 264 期)

6128	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)
6129	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)
6130	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)
6131	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)
6132	管道喷涂机器人:结构与位姿调整 .....	陈友东, 季旭东, 汤伟(209)
6133	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)
6134	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)

6135	UKF 参数估计在三体 Lambert 问题中的应用 .....	张洪礼, 罗钦钦, 韩潮 (228)
6136	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)
6137	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)
6138	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)
6139	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)
6140	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)
6141	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)
6142	组合卫星导航系统的快速选星方法 .....	霍航宇, 张晓林 (273)
6143	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)
6144	基于信道估计自适应算法的 AVLC 重发机制仿真 .....	郜林 (289)
6145	磁轴承 PWM 开关功放电流实时降噪 .....	汤恩琼, 房建成, 韩邦成 (296)
6146	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)
6147	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)
6148	无自由参数型混合格式 .....	王来, 吴颂平 (318)
6149	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)
6150	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)
6151	高超声速热流计算湍流模型性能评估 .....	张翔, 阎超 (337)
6152	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)
6153	考虑维修效能的修理级别优化 .....	樊九九, 郭霖瀚, 杨懿, 马麟 (351)
6154	拦截弹道快速设计方法 .....	王备, 周韬, 董长虹 (358)
6155	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)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 3 期 (总第 265 期)

6156	整体次加筋壁板屈曲载荷近似计算方法 .....	徐元铭, 李松泽 (369)
6157	LZMA 压缩算法 FPGA 硬件实现 .....	李冰, 张林, 刘勇 (375)
6158	基于 MSER 的无人机图像建筑区域提取 .....	丁文锐, 康传波, 李红光, 刘硕 (383)
6159	基于程序变异的 Simulink 模型测试方法 .....	周艺斌, 殷永峰, 李晓丹, 王明威 (391)
6160	具有变胞功能的自主移动制孔机构 .....	王珉, 王谢苗, 陈文亮, 丁力平 (398)
6161	轴向柱塞泵/滑靴副润滑磨损的影响因素分析 .....	马纪明, 李齐林, 任春宇, 陈娟 (405)
6162	基于四元数表示法的机器人基坐标系标定方法 .....	王伟, 刘立冬, 王刚, 贡超 (411)
6163	Tong 检测算法性能分析及参数设置 .....	朱云龙, 丑武胜, 杨东凯 (418)
6164	多用户协作式界面 .....	杨强, 刘杰, 邹雨, 秦永强, 喻纯, 史元春 (424)
6165	飞机载荷谱实测数据双缓冲视景仿真系统设计 .....	田兆锋, 闫楚良 (431)
6166	高精度多维限制器的性能分析 .....	孙迪, 阎超, 于剑, 屈峰, 华俊 (437)
6167	基于改进多目标遗传算法的舰尾紊流模拟方法 .....	陶杨, 韩维 (443)
6168	基于响应面方法的印制电路板模型修正 .....	徐飞, 李传日, 姜同敏 (449)
6169	轮盘概念设计中拓扑和形状同时优化方法 .....	范俊, 尹泽勇, 王建军, 米栋, 闫成 (456)
6170	基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术 .....	陈锋, 刘越, 王涌天 (466)
6171	非晶带材磁性卷取辊吸附特性数值模拟 .....	宋言明, 杨洋 (472)
6172	刀具编码的激光自适应标刻技术 .....	徐琅, 何卫平, 万敏, 李卫东, 雷蕾 (479)
6173	基于数字滤波器的伺服系统谐振抑制方法 .....	王建敏, 吴云洁, 刘佑民, 张武龙 (485)
6174	近前视弹载 SAR 的改进后向投影成像算法 .....	叶晓明, 张国峰, 胡晓光, 陈瑞国, 孙艳鹤 (492)
6175	信息提供下的公交管制策略 .....	刘大龙, 田琼 (502)
6176	箱式动力结构的振动传递特性分析 .....	高维金, 王亮, 刘永光 (509)

- 6177 利用气动力的大气制动过程中近心点高度控制 ..... 季英良, 朱宏玉, 杨博(517)
- 6178 薄板的后屈曲损伤分析与疲劳寿命预估 ..... 肖浩, 胡伟平, 张森, 孟庆春(523)
- 6179 基于 IFA-ELM 的航空发动机自适应 PID 控制新方法 ..... 焦洋, 李秋红, 李业波(530)
- 6180 基于非稳态间断刹车的刹车盘寿命计算 ..... 周彬, 李曙林, 常飞, 石晓朋, 尹俊杰(538)
- 6181 基于蒙特卡罗模拟的航空发动机故障风险预测 ..... 赵洪利, 刘宇文(545)
- 6182 基于 Fokker F27 机群载荷谱损伤分散性计算分析 ..... 李唐, 贺小帆, 刘文琰(551)
- 6183 基于 L2 范数最小化联合模型的目标跟踪算法 ..... 王蒙, 吴毅, 邓健康, 刘青山(559)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 4 期(总第 266 期)

- 6184 曲线片型加筋壁板的稳定性优化设计 ..... 徐元铭, 王东(567)
- 6185 基于石墨烯膜的光纤 Fabry-Perot 腔干涉特性分析 ..... 李成, 郭婷婷, 肖俊, 樊尚春, 靳伟(574)
- 6186 具有方向特性的 X 角点的亚像素检测定位 ..... 孟偲, 薛姣(580)
- 6187 超高频脉冲电弧焊接熔池金属流动行为 ..... 杨明轩, 杨舟, 从保强, 王强, 齐铂金(589)
- 6188 高超声速气动热数值计算壁面网格准则 ..... 张智超, 高振勋, 蒋崇文, 李椿萱(594)
- 6189 空间科学任务协同设计论证平台 ..... 邓丽, 韩潮, 曹晋滨, 宋友(601)
- 6190 基于脉冲激光定位的 SRAM 单粒子闩锁事件率预估 ..... 余永涛, 韩建伟, 封国强, 蔡明辉(609)
- 6191 基于大涡模拟的平流层浮空器气动特性分析 ..... 王裕夫, 陶国权, 刘东旭, 武哲(616)
- 6192 基于压缩感知的 DSSS 信号双阶段捕获方法 ..... 程艳合, 杨文革(624)
- 6193 过渡状态下材料断裂韧性的计算方法 ..... 高潮, 何宇廷, 崔荣洪, 伍黎明(632)
- 6194 面向机身柔性装配的在线编程技术 ..... 武锋锋, 李东升, 王亮(641)
- 6195 基于单幅立式靶靶图像的单目深度信息提取 ..... 黄小云, 高峰, 徐国艳, 丁能根, 邢龙龙(649)
- 6196 基于流动控制的水下航行体流体动力特性分析 ..... 张孝石, 王聪, 曹伟, 赵成功(656)
- 6197 Loop 细分曲面精加工刀具轨迹生成 ..... 陈甜甜, 赵罡(663)
- 6198 基于显著特性的保持边缘滤波算法 ..... 冯策, 戴树岭, 赵帅和(669)
- 6199 基于修正 M-K 模型的铝合金板材成形极限图预测 ..... 杨希英, 郎利辉, 刘康宁, 蔡高参, 郭禅(675)
- 6200 基于负载特征聚类的节能资源调度算法 ..... 夏庆新, 兰雨晴, 唐甜, 肖利民(680)
- 6201 力约束管材自由胀形试验研究与材料性能测试 ..... 程鹏志, 郎利辉, 葛宇龙, 阮尚文, 王韬, 武海(686)
- 6202 氯盐对碱激发矿渣净浆强度影响试验 ..... 程寅, 黄新(693)
- 6203 基于涡方法生成大涡模拟进口条件的数值计算 ..... 谢宝林, 邵亮(701)
- 6204 偏置弹簧对 SMA 驱动器输出性能影响规律 ..... 杨宝锋, 张小勇, 闫晓军(707)
- 6205 基于时空关联图模型的视频监控目标跟踪 ..... 张诚, 马华东, 傅慧源(713)
- 6206 抗代间污染攻击的网络编码签名方案 ..... 彭天丽, 尚涛, 刘建伟(721)
- 6207 矩的显式积分算法研究与应用 ..... 付子豪, 龚光红(727)
- 6208 基于局部径向二值模式的三维人脸识别 ..... 刘青, 孙军华(732)
- 6209 电磁航天器编队动力学建模与运动规划方法 ..... 邵龙飞, 师鹏, 赵育善(737)
- 6210 基于分段非线性 Arrhenius 的贮存寿命评估方法 ..... 周洁, 姚军, 宋燕(744)
- 6211 基于多尺度梯度及深度神经网络的汉字识别 ..... 潘炜深, 金连文, 冯子勇(751)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 5 期(总第 267 期)

- 6212 5A06 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及膜层电化学性能 ..... 刘建华, 高庆娜, 李英东, 李松梅, 于美(757)
- 6213 电缆长度辅助的光纤陀螺测斜仪组合测量方法 ..... 张春熹, 林铁, 王璐, 李先慕, 徐美宝(764)

6214	基于光学微腔模式劈裂的角速率测量方法 .....	杨照华, 韩晓伟, 杨旭 (770)
6215	Euler 方程的分裂型通量分裂双时间步隐式方法 .....	董海涛, 陈喆, 刘福军 (776)
6216	飞翼布局无人机进排气影响及机理分析 .....	郁新华, 陶于金, 张琳, 高丽敏 (786)
6217	多电飞机电气负载引起的电磁干扰 .....	肖春燕, 高帅 (793)
6218	基于动态规划的飞机多交点装配离散公差优化 .....	谭昌柏, 匡衡 (802)
6219	基于模糊聚类的模态参数全因素自动验证方法 .....	周思达, 周小陈, 刘莉, 杨武 (811)
6220	基于 Esterel 的代码自动生成方法 .....	何炎祥, 喻涛, 刘健博, 徐超 (817)
6221	拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计 .....	李轶, 赵继广, 闫梁, 白国玉 (825)
6222	含单边非完整约束飞机滑跑的建模与仿真方法 .....	徐梓尧, 王琪 (835)
6223	复杂边界条件下的多跨梁的振动模型 .....	刘向尧, 聂宏, 魏小辉 (841)
6224	压力传感器动态校准不确定度评定 .....	李强, 王中宇, 王卓然 (847)
6225	带约束碰撞角的顺/逆轨制导律设计 .....	闫梁, 赵继广, 李轶 (857)
6226	考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法 .....	赵江, 周锐, 张超 (864)
6227	网络图中边集束优化问题 .....	姚中华, 吴玲达, 宋汉辰 (871)
6228	复合材料应用对客机 DOC 影响的分析方法 .....	尹海莲, 余雄庆 (879)
6229	胸鳍摆动推进模式机器鱼深度控制 .....	马宏伟, 毕树生, 蔡月日, 牛传猛 (885)
6230	航天器表面污染物质沉积变化和控制因子评估 .....	唐萍, 朱光武, 秦国泰, 李永平, 何玉梅 (891)
6231	二元可变后缘翼型的鲁棒优化设计 .....	郑宇宁, 邱志平, 黄仁, 苑凯华 (897)
6232	基于眼动数据的网络搜索行为预测方法 .....	卢万谔, 贾云得 (904)
6233	空战中协同干扰、探测、攻击任务分配 .....	冉华明, 周锐, 董卓宁, 车军 (911)
6234	LY12CZ 铝合金的代铬酸快速阳极氧化技术 .....	姬振江, 朱立群, 刘慧丛, 李卫平 (919)
6235	船身式水上飞机中高速静水滑行阻力估算 .....	孙建军, 马东立 (925)
6236	协同交互情境下双视图耦合的多用户身份识别 .....	杨玉辉, 王伟杰, 万华根 (930)
6237	基于多岛遗传算法的二维翼型吸气减阻优化 .....	赵德建, 王延奎, 周平, 李乾 (941)
6238	准光系统中椭球面反射镜面截取方法 .....	刘大伟, 吴正勋, 吴铮, 刘凯 (947)
6239	多因素影响下的起落架收放系统性能分析 .....	印寅, 聂宏, 魏小辉, 倪华近 (953)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 6 期 (总第 268 期)

6240	高电导率、低溶胀的碱性聚电解质膜的实现策略 .....	相艳, 司江菊 (961)
6241	时变热辐射环境下高温合金蜂窝板三维热变形测量 .....	潘兵, 江天云, 吴大方 (969)
6242	应力主轴旋转下砂土力学特性的数值模拟分析 .....	童朝霞, 王勃, 左照坤, 姚仰平 (976)
6243	CTA 影像头部骨骼组织提取算法 .....	曹春红, 艾亮, 许光星 (982)
6244	线控制动系统踏板模拟器与制动感觉评价 .....	姬芬竹, 周晓旭, 朱文博 (989)
6245	一种空间目标可见光反射特性控制技术 .....	黄晨, 王建军, 薛莉, 高昕, 宋平 (995)
6246	基于动态孔径聚焦的 L 型构件相控阵超声检测 .....	徐娜, 何方成, 周正干 (1000)
6247	有限体积内的 $K-\pi$ 相互作用和 $K^*$ 共振态 .....	周丹, 崔二亮, 陈华星, 耿立升, 沈成平 (1007)
6248	显示界面多维视觉编码综合评价模型 .....	肖旭, 完颜笑如, 庄达民 (1012)
6249	基于导纳原理的下肢外骨骼摆动控制 .....	刘隽斐, 唐志勇, 裴忠才 (1019)
6250	基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪 .....	杨立本, 章卫国, 黄得刚 (1026)
6251	有限维修能力下舰载机可修复件库存优化模型 .....	张帅, 李军亮, 吕卫民, 滕克难 (1034)
6252	基于 SIMP 法的周期性传热材料拓扑优化 .....	贾娇, 程伟, 龙凯 (1042)
6253	改性聚酰亚胺复合材料的电导机理分析 .....	雷伟群, 乌江, 彭平, 杨沛, 郑晓泉 (1049)
6254	分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响 .....	闫万方, 吴江浩, 张艳来 (1055)
6255	复合材料开孔层板压缩渐进损伤分析 .....	周睿, 关志东, 李星, 卓越 (1066)
6256	超声速横向喷流侧向控制的数值模拟 .....	李亚超, 阎超, 张翔, 孟军 (1073)

- 6257 基于本体的故障案例信息抽取方法研究 ..... 柯倩云, 李青, 孙勇(1080)
- 6258 基于视频虚拟化身的远程视频协作 ..... 刘思奇, 喻纯, 史元春(1087)
- 6259 基于证据融合的雷达反隐身性能评估方法 ..... 师俊朋, 胡国平, 王馨(1095)
- 6260 空间磁场环境模拟线圈驱动恒流源设计 ..... 张鹏飞, 齐铂金, 郑敏信, 张伟(1102)
- 6261 浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析 ..... 糜攀攀, 孟军辉, 吕明云(1108)
- 6262 旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响 ..... 刘桂桂, 林宇震, 胡好生, 王晓峰, 张弛(1117)
- 6263 基于局域性约束线性编码的人体动作识别 ..... 白琛, 孙军华(1122)
- 6264 非线性气动弹性系统反演自适应控制 ..... 刘送丹, 李道春, 向锦武(1128)
- 6265 基于 GP + GA 的陀螺仪随机误差建模分析 ..... 吕琳, 全伟(1135)
- 6266 变重力场中散体颗粒堆的安息角及接触力分布 ..... 陈辉, 赵先琼, 刘义伦(1141)
- 6267 基于学习的图像智能适配显示技术 ..... 李可, 杨奕臻, 颜波(1147)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 7 期(总第 269 期)

- 6268 基于几何方法的洲际航空编队飞行路径规划 ..... 徐肖豪, 孟令航, 赵焱飞(1155)
- 6269 基于火灾疏散安全指数的飞机客舱防火设计 ..... 张青松, 戚瀚鹏, 罗星娜(1165)
- 6270 考虑喷油润滑的附件机匣温度场分析 ..... 陈云霞, 刘王佳(1171)
- 6271 基于 PCA 和 WPSVM 的航天器电特性识别方法 ..... 李可, 刘祎, 杜少毅, 孙毅, 王浚(1177)
- 6272 三维真实地形环境下无人机救援航路规划方法 ..... 梁宵, 王宏伦, 孟光磊, 陈侠(1183)
- 6273 基于动力学递推算法的绳系卫星系统刚柔耦合多体模型 ..... 钟睿(1188)
- 6274 数字化组合测量辅助飞机装配质量检测技术 ..... 景喜双, 张鹏飞, 王志佳, 赵罡(1196)
- 6275 基于渐非凸渐凹化过程的子图匹配算法 ..... 李晶, 刘传凯, 王勇, 古楠楠, 石锐, 李琳(1202)
- 6276 考虑气动力非线性柔性飞机阵风响应分析 ..... 毕莹, 杨超, 吴志刚(1208)
- 6277 高频不稳定燃烧的声学数值仿真 ..... 初敏, 徐旭(1215)
- 6278 压力传感器激波管校准条件下的动态参数估计 ..... 李强, 王中宇, 王卓然, 燕虎(1223)
- 6279 面向空中威胁的无人机动态碰撞区建模与分析 ..... 刘畅, 王宏伦, 姚鹏, 雷玉鹏(1231)
- 6280 基于 FDTD 方法研究重力作用下瑞利波传播特性 ..... 刘宁, 李敏, 孙杰(1239)
- 6281 基于转子不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识 ..... 刘超, 刘刚(1246)
- 6282 宽高比对微小通道空气流动换热特性影响实验 ..... 刘阳鹏, 徐国强, 李海旺, 田一土(1253)
- 6283 基于微分器的轨迹线性化控制方法及其应用 ..... 邵星灵, 王宏伦, 张惠平, 张晓峰(1259)
- 6284 红外窗口材料的热辐射特性测量方法 ..... 王亚辉, 王强, 张伯川, 徐力(1269)
- 6285 航天器测试需求描述及其自动生成 ..... 高世伟, 吕江花, 乌尼日其其格, 孟祥曦, 马世龙(1275)
- 6286 抑制俯仰 II 型 PIO 的四种滤波器性能比较 ..... 卢扬, 于黎明, 付永领(1287)
- 6287 固溶时效处理对高强高韧钛合金显微组织与力学性能的影响 ..... 夏晓洁, 吴国清, 黄正, 李志燕(1294)
- 6288 基于 NUIO 的无人机作动器故障检测 ..... 张鹤, 钟麦英(1300)
- 6289 基于 POD 曲线的预警机雷达检飞概率模型 ..... 王晗, 马小兵, 赵宇(1307)
- 6290 后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响 ..... 孙朋朋, 黄章峰(1313)
- 6291 量子点与  $TiO_2$  电极参数对光阴极电子寿命及性能影响 ..... 叔琳琳, 李卫平, 耿慧芳, 刘慧丛, 朱立群(1322)
- 6292 基于三维光场的静态场景前景分割 ..... 魏巍, 老松杨, 康来, 白亮(1330)
- 6293 红外多光谱相机的图像串扰校正方法 ..... 陈慧伟, 赵慧洁, 贾国瑞(1337)
- 6294 基于四面体网格的软组织位置动力学切割仿真算法 ..... 白隽瑄, 潘俊君, 赵鑫, 郝爱民(1343)
- 6295 基于模板匹配整帧屏幕视频帧内无损编码方法 ..... 冯立新, 陶品, 温江涛, 杨士强(1353)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 8 期(总第 270 期)

- 6296 梁纵向与横向耦合非线性振动分析 ..... 邢誉峰, 梁昆(1359)

6297	联合压缩感知与干扰白化的脉冲干扰抑制方法	刘海涛, 张智美, 成玮, 张学军(1367)
6298	PANS 方法在双圆柱绕流数值模拟中的性能分析	杜若凡, 阎超, 罗大海(1374)
6299	基于涡系相交不稳定性的飞机尾流控制方法	鲍锋, 刘锦生, 朱睿, 江建华, 王俊伟(1381)
6300	无轴承异步电机无径向位置传感器控制	杨泽斌, 董大伟, 樊荣, 孙晓东, 金仁(1388)
6301	FC-AE-1553 网络传输性能评价	房亮, 赵光恒, 曹素芝(1396)
6302	TT-RMS: 时间触发网络通信表生成算法	徐晓飞, 曹晨, 郭骏, 刘忠伟(1403)
6303	多舱段载人航天器氧分压控制仿真分析	靳健, 徐进, 侯永青(1409)
6304	发动机-变量泵-变量马达驱动系统分层控制	赵立军, 魏玉莹, 刘清河, 殷承顺(1416)
6305	基于 ICT 分布的容迟网络接触模型	王海泉, 马伟建, 顾娟娟, 刘丹, 王亚(1422)
6306	纳米材料拉伸装置的设计及量化分析	岳永海, 龚琦花, 范玉尊, 康建新, 赵赫威, 张东风(1430)
6307	热电薄膜材料的制备和制冷器件的数值模拟	祝薇, 邓元, 王瑶, 高洪利, 胡少雄(1435)
6308	空气域压力对高速射弹入水流场影响	陈晨, 马庆鹏, 魏英杰, 王聪(1443)
6309	基于时间自动机的 AADL 端到端流的延迟分析	连小利, 张莉(1451)
6310	高超声速飞行器平稳滑翔弹道设计方法	胡锦涛川, 陈万春(1464)
6311	基于两层元数据与本体的异构数据共享技术	李小涛, 胡晓惠, 李斌全(1476)
6312	H <sub>2</sub> O 对空间站 5A 分子筛 CO <sub>2</sub> 去除性能影响	杨东升, 刘猛, 庞丽萍, 余青霓, 黄勇(1485)
6313	基于考虑时间效应 UH 模型的一维固结分析	胡晶, 姚仰平(1492)
6314	氮化硼纳米片作为抗原子氧腐蚀填料的应用	易敏, 沈志刚, 刘磊, 梁帅帅, 王帅(1499)
6315	基于验前信息的测试性验证试验方案确定方法	张西山, 黄考利, 闫鹏程, 孙江生, 连光耀, 王韶光(1505)
6316	本生灯预混火焰淬熄距离实验分析	黄夏, 黄勇(1513)
6317	复杂环境中 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验	张楠, 李瑞莹, 黄宁(1520)
6318	瞬态传热问题的微分求积和精细积分求解方法	金晶, 邢誉峰, 廖选平, 张海瑞, 唐念华(1526)
6319	多视场星敏感器结构参数标定方法	孙利, 江洁, 李健, 吉飞龙(1532)
6320	电脉冲除冰系统非线性等效电路分析	陈鹏, 葛红娟, 倪一洋, 徐媛媛(1539)
6321	柔片式密封数值计算及性能分析	刘健, 王之栋, 丁蕾(1546)
6322	星载电子器件用空气射流散热特性	刘亮堂, 王安良(1553)
6323	基于制造过程信息融合的产品早期失效率评估	张传良, 戴伟, 梁培东, 赵宇(1560)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 9 期(总第 271 期)

6324	漂浮基转台线性化状态反馈指向与跟踪控制	赵国伟, 王伟民, 方艺忠, 王灏宇(1567)
6325	基于混合优化算法的空间拦截轨道优化设计	高晓光, 汤洪, 端军红(1574)
6326	飞机发动机叶片缺陷的差激励涡流传感器检测	于霞, 张卫民, 邱忠超, 陈国龙, 秦峰(1582)
6327	简单高效的新型多向中继网络编码方法	吴湛击, 高翔(1589)
6328	无传感器的工业机器人负载识别方法	陈友东, 季旭东, 谷平平, 胡国栋(1595)
6329	参数化产品族递进式优化设计方法	魏巍, 冯毅雄, 程锦(1600)
6330	基于准则的大展弦比飞翼气动设计	甘文彪, 周洲, 许晓平(1608)
6331	星群协同阵列传输容量	肖振宇, 李瑶, 白文杰, 白琳(1615)
6332	基于自由尾迹/面元法的旋翼下洗干扰计算和直升机配平	吕少杰, 魏靖彪, 曹义华(1624)
6333	转子系统碰摩约束模型与振动响应分析	张力, 马艳红, 梁智超, 洪杰(1631)
6334	面铣刀正交车铣加工切屑厚度的计算方法	邱文旺, 刘强, 袁松梅(1638)
6335	捷联惯导系统最简多位置解析对准	谭彩铭, 王宇, 苏岩, 朱欣华(1645)
6336	多元线性回归在引气系统故障诊断中的应用	梁坤, 左洪福, 孙见忠, 王容辉(1651)

- 6337 三角形机翼参数化有限元网格划分与调整方法 ..... 许孟辉, 邱志平(1659)
- 6338 基于 QC-LDPC 码联合分层译码混合转发协作系统 .....  
..... 张嵩, 马林华, 唐红, 张海威, 胡星, 田雨(1666)
- 6339 机载设备雷电防护试验发生器设计 ..... 刘帅, 杨兰均, 庄伟春, 王维, 黄东, 黄易之(1673)
- 6340 含刮痕缺陷的 7050-T7451 铝合金板疲劳寿命预估 ..... 詹志新, 胡伟平, 张森, 孟庆春(1678)
- 6341 基于 EMT 采用 FEM 研究含裂纹介质中弹性波传播机制 ..... 刘宁, 李敏, 陈伟民(1686)
- 6342 基于姿态可操作度的机械臂尺寸优化方法 ..... 贾世元, 贾英宏, 徐世杰(1693)
- 6343 基于 Helly 定理的多智能体最短时间一致性 ..... 胡春鹤, 陈宗基(1701)
- 6344  $^{17}\text{F} + ^{58}\text{Ni}$  弹性散射和破裂反应实验装置的设计 .....  
..... 郑垒, 林承键, 张高龙, 贾会明, 张焕乔(1708)
- 6345 复合材料柔性电热膜固化方法与温度分布 .....  
..... 李金良, 顾轶卓, 李敏, 王绍凯, 金超, 张佐光(1714)
- 6346 基于多尺度径向基函数的时变系统辨识 ..... 刘青, 李阳(1722)
- 6347 飞翼布局飞机舵面偏转速率设计 ..... 何倩琳, 王立新(1729)
- 6348 基于任务的飞机大迎角飞行品质评定准则 ..... 侯天俊, 郭有光, 王立新(1736)
- 6349 溶液法制备 PVDF 薄膜电活性相方法 ..... 孙美玲, 邓元, 王瑶(1742)
- 6350 基于模糊滑模控制的 CAV 再入标准轨迹制导 ..... 黄康强, 赵辉, 任洋, 蔡亚伟(1749)
- 6351 MHD 控制微电离等离子体射流 ..... 罗卫东, 李锋, 孙佰刚, 赵凯, 熊溢威, 王昌胜(1758)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 10 期(总第 272 期)

- 6352 随机粗糙面的双站散射模型分析 ..... 陈昆山, 李召良, 刘玉(1765)
- 6353 带状注分布作用速调管多间隙谐振腔高频特性 .....  
..... 阮存军, 戴军, 陈姝媛, 李仁杰, 占敏(1777)
- 6354 周期结构电磁特性在高频真空器件中的应用 ..... 冯进军, 蔡军, 胡银富, 郭显平(1785)
- 6355 接收模式下加罩天线系统特性的快速电磁仿真 .....  
..... 何芒, 刘金波, 王斌斌, 徐晓文, 章传芳, 孙厚军(1792)
- 6356 双反射面信道中 6 极化 MIMO 信道特性 ..... 朴大志, 陈鹏(1801)
- 6357 基于有限元方法的场磨式电场传感器标定装置优化设计 .....  
..... 崔勇, 袁海文, 赵录兴, 胡多(1807)
- 6358 热效应布局下的缓冲器插入时序优化方法 ..... 王新胜, 韩良, 喻明艳(1813)
- 6359 电磁兼容测量天线系数温度误差修正方法 ..... 何洋, 苏东林, 李艳, 赵子华, 刘洪颐(1821)
- 6360 改进的基于本征滤波的时域宽带波束形成 ..... 王剑书, 樊养余, 杜瑞, 吕国云(1830)
- 6361 谐振式集成光学陀螺中电流调谐致强度噪声研究 ..... 邝银周, 冯丽爽, 王俊杰, 唐依创(1836)
- 6362 协同体制被动毫米波成像系统天线阵布局优化 ..... 尚晓舟, 孙鹏, 胡岸勇, 苗俊刚(1842)
- 6363 电磁多尺度和非线性效应分析 ..... 毛煜茹, 谢拥军(1848)
- 6364 有源可调微波吸收体分析与优化 ..... 戚开南, 汪勇峰, 侯新宇, 陈军文(1853)
- 6365 受限空间中天线产生的电波覆盖研究 ..... 李大伟, 王均宏, 何显时(1859)
- 6366 等效原理算法在不同等效面下的误差分析 ..... 党训旺, 李懋坤, 杨帆, 许慎恒(1867)
- 6367 飞行器雷达隐身测试评估技术及发展 ..... 肖志河, 高超, 白杨, 袁晓峰(1873)
- 6368 毫米波-太赫兹电子回旋器件的几个基础问题 ..... 杜朝海, 罗里, 刘濮鲲(1880)
- 6369 W 波段多注交错双栅行波放大器的高频特性 ..... 张慕武, 阮存军(1887)
- 6370 航空电子设备 NSEE 试验评价方法 ..... 薛海红, 王群勇, 陈冬梅, 陈宇, 阳辉, 李红军(1894)
- 6371 融合粗糙集与 D-S 证据理论的航空装备故障诊断 ..... 孙伟超, 李文海, 李文峰(1902)
- 6372 基于子目标进化的高维多目标优化算法 ..... 雷宇曜, 姜文志, 刘立佳, 马向玲(1910)
- 6373 基于带宽优化的载波跟踪算法 ..... 牟伟清, 刘荣科, 宋青平, 段瑞枫(1918)
- 6374 汉语双模情感语音数据库标注及一致性检测 ..... 景少玲, 毛峡, 陈立江, 张娜娜(1925)

- 6375 混合点状和非规则军标的在线手绘识别 ..... 邓维, 吴玲达, 张友根, 赵志鹏(1935)  
 6376 基于块平均预处理的 GNSS-R 延迟映射处理方法 ..... 王峰, 杨东凯, 李伟强, 张彦仲(1943)  
 6377 基于均方根容积粒子的 SMC-PHD 算法 ..... 刘哲, 王祖林, 徐迈, 刘景贤, 杨蓝(1950)  
 6378 基于可编程控制网关的一体化网络体系结构 ..... 刘锋, 王渝斐(1959)  
 6379 构建广义立方体感知网络安全态势 ..... 文志诚, 陈志刚(1966)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 11 期(总第 273 期)

- 6380 基于轨迹线性化控制的再入轨迹跟踪制导 ..... 沈作军, 朱国栋(1975)  
 6381 基于压电网络的四边固支板多阶共振抑制 ..... 李琳, 李俊, 易凯军(1983)  
 6382 基于滚动时域的无人机空战决策专家系统 ..... 傅莉, 谢福怀, 孟光磊, 王东政(1994)  
 6383 结构偏差对二维连续地月载荷转移系统动力学影响 ..... 齐乃明, 阳勇, 黄盘兴, 孙康, 韩冰(2000)  
 6384 气路闭环横向互联空气悬架车身高度调节 ..... 江洪, 杨勇福, 余鹏飞, 徐兴, 李美(2010)  
 6385 基于单视点调节相机模型的水下图像三维重构 ..... 魏迎梅, 康来(2017)  
 6386 含非对称摩擦平面运动刚体动力学 LCP 方法 ..... 王晓军, 王琪(2023)  
 6387 Zr 含量对 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料及钎焊接头性能的影响 ..... 郭伟, 齐丹, 杨建军, 李飞, 华永平, 虞文军(2029)  
 6388 飞机燃油测量传感器优化布局技术 ..... 袁梅, 何一强, 董韶鹏, 牛奔(2036)  
 6389 航天员受银河宇宙线辐射的剂量计算 ..... 张斌全, 余庆龙, 梁金宝, 孙越强, 杨垂柏, 张坤毅(2044)  
 6390 模拟月壤钻进取样量影响因素分析及试验研究 ..... 全齐全, 史晓萌, 唐德威, 姜生元, 邓宗全(2052)  
 6391 反演航天器在轨瞬态外热流的导热反问题 ..... 宋馨, 张有为, 刘自军(2061)  
 6392 基于 Harmony 系统工程的 IMA 应用开发 ..... 徐文, 熊智勇, 张国全(2067)  
 6393 攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇摆运动 ..... 徐思文, 邓学莹, 王延奎(2078)  
 6394 基于 LADRC 的直升机姿态解耦控制及参数整定 ..... 吴超, 王浩文, 姜辰, 张玉文, 倪先平(2085)  
 6395 基于碰撞航线的动能拦截器滑模制导律设计 ..... 杨旭, 张皎, 刘源翔(2095)  
 6396 多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计与对比分析 ..... 吕侦军, 王江峰(2103)  
 6397 模拟月壤真空试验装置设计及实现方法 ..... 张涛, 安迎和, 丁希仑(2110)  
 6398 角度测量下双机协同 standoff 目标跟踪 ..... 朱黔, 周锐, 董卓宁, 李浩(2116)  
 6399 基于可拓案例推理的故障诊断方法 ..... 文天柱, 许爱强, 孙伟超(2124)  
 6400 基于模糊神经网络的 MIMO 系统自适应解耦控制 ..... 白辰, 樊焱, 任章, 杨鹏(2131)  
 6401 地基激光清除空间碎片的策略 ..... 王成林, 张艳, 王鲲鹏(2137)  
 6402 单-厚盘转子过两阶临界转速的瞬态振动分析 ..... 刘政, 王建军(2144)  
 6403 层状 MoS<sub>2</sub>/Graphene 薄膜的制备及其电催化制氢性能 ..... 杨阳, 许顿, 吴卿永, 项民, 刁鹏(2158)  
 6404 基于动态贝叶斯网络的可修 GO 法模型算法 ..... 樊冬明, 任羿, 刘林林, 刘叔正, 樊剑, 王自力(2166)  
 6405 小攻角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响 ..... 靖振荣, 孙朋朋, 黄章峰(2177)  
 6406 胸鳍摆动推进机器鱼滚转机动控制 ..... 官昭, 蔡月日, 毕树生, 马宏伟(2184)

北京航空航天大学学报 2015 年第 41 卷第 12 期(总第 274 期)

- 6407 转静件碰摩故障定位声发射波束形成方法 ..... 何田, 叶午, 于海生, 刘文洋, 刘献栋(2191)  
 6408 基于加速系数不变原则的失效机理一致性判别 ..... 奚文骏, 王浩伟, 王瑞奇(2198)  
 6409 基于 CO<sub>2</sub> 浓度监测的飞机火警探测方法 ..... 赵建华, 方丽丽(2205)

- 6410 水下运载体航位推算系统初始位置确定方法 ..... 张延顺, 郭雅静, 黄小娟, 李春雨, 汪湛清(2211)
- 6411 基于多应力加速试验方法的智能电表寿命评估 ..... 查国清, 黄小凯, 康锐(2217)
- 6412 采用区间分析的加速退化试验评估方法 ..... 刘乐, 李晓阳, 姜同敏(2225)
- 6413 变构型多操纵面 RLV 进场着陆轨迹优化设计 ..... 郝现伟, 王勇, 杨业, 郭涛(2232)
- 6414 基于边缘信息的灰度目标跟踪算法 ..... 郑海超, 毛峡, 梁晓庚(2240)
- 6415 改进的模拟温补晶振宽温补偿方法 ..... 韩艳菊, 杨科, 郑鸿耀(2250)
- 6416 基于扩张干扰观测器的带攻击角约束制导律 ..... 张皎, 杨旭, 刘源翔(2256)
- 6417 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法 ..... 姚星宇, 王建军, 翟学(2269)
- 6418 基于动态流体扰动原理的三维滚航路规划 ..... 姚鹏, 王宏伦, 刘畅(2280)
- 6419 基于数据网格化方法的低轨辐射带建模技术 ..... 常峥, 王咏梅, 田天, 张贤国(2288)
- 6420 二维空间时间分数阶色散方程的差分方法 ..... 张英晗, 杨小远(2296)
- 6421 双电磁航天器编队构型保持自适应控制 ..... 徐增文, 师鹏, 赵育善(2302)
- 6422 鲁棒的红外小目标视觉显著性检测方法 ..... 王刚, 陈永光, 杨锁昌, 高敏, 戴亚平(2309)
- 6423 重复使用液体火箭发动机可用度的数字仿真 ..... 刘士杰, 梁国柱(2319)
- 6424 GNSS 信号模拟器通道群时延标定方法 ..... 李世光, 寇艳红, 杨军, 王伟(2328)
- 6425 基于像素间孤波的图像处理模型分析 ..... 朱自民, 刘荣强, 刘芬芬, 曹有为(2335)
- 6426 混合约束下随船备件配置优化方法 ..... 蔡芝明, 金家善, 陈砚桥(2340)
- 6427 基于禁忌搜索的动态符号执行方法 ..... 蔡军, 邹鹏, 马金鑫, 何骏(2348)
- 6428 超声速气流中液体横向射流的破碎特性 ..... 李锋, 吕付国, 罗卫东, 赵凯, 王昌胜, 熊溢威(2356)
- 6429 利用符号计算方法研究生物系统全时滞稳定性 ..... 柳君, 牛薇(2363)
- 6430 民用飞机技术出版物的源数据影响度综合评价 ..... 陈杰, 刘虎, 彭和平, 宋玉起(2370)
- 6431 基于关联规则的 MBD 数据集定义研究与实现 ..... 王宏, 于勇, 印璞, 赵罡, 王伟(2377)
- 6432 多机械臂的分布式自适应迭代学习控制 ..... 孙继鹏, 孟德元, 杜明骏, 左宗玉(2384)
- 6433 基于 PD 的半导体激光器温度控制系统设计方法 ..... 陈熙, 全伟(2391)

# JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2015 Vol. 41 Total Contents

(Sum 263 ~ Sum 274)

## Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 1 (Sum 263)

- 6100 Parameter optimization of pulse compression method in air-coupled ultrasonic testing  
 ..... ZHOU Zhenggan, MA Baoquan, SUN Zhiming, ZHOU Hui, HUANG Ziyu, LIU Jingjing(1)
- 6101 Design of high-gain unknown input observer based on Riccati equation  
 ..... ZHU Fanglai, ZHANG Yongjun(8)
- 6102 Method for airborne video capture and preprocessing based on FPGA  
 ..... JIANG Hongxu, LI Huiyong, LIU Tingshan, DUAN Miyi, ZHANG Ping(14)
- 6103 Wind turbine airfoil design method with low noise and experimental analysis  
 ..... WANG Quan, CHEN Jin, CHENG Jiangtao, WANG Jun, SUN Jinfeng, YOU Ying(23)
- 6104 Storage life assessment for solid propellant based on generalized linear model  
 ..... HONG Dongpao, WANG Yinghua, GUAN Fei, MA Xiaobing(29)
- 6105 Evaluation method for distortion of arbitrary waveform  
 ..... SUN Jingyu, WANG Zhongyu, LIANG Zhiguo(33)
- 6106 Experimental investigation on operational performance of loop heat pipe subjected to acceleration force  
 ..... XIE Yongqi, YU Yin, XIE Liyao, GAO Hongxia, YU Jianzu(38)
- 6107 V-estimator with corrective term for K-distribution shape parameter  
 ..... LI Dapeng(45)
- 6108 Nonlinear dynamic behaviors of electro-hydraulic servo system under friction  
 ..... ZHU Yong, JIANG Wanlu, ZHENG Zhi(50)
- 6109 Dynamic modeling for a morphing aircraft and dynamic characteristics analysis  
 ..... ZHANG Jie, WU Sentang(58)
- 6110 Fast Bayesian DOA estimator using continuous ant colony optimization  
 ..... JIAO Yameng, HUANG Jianguo, HAN Jing(65)
- 6111 Method to estimate the Doppler parameters of moon-borne SAR using JPL ephemeris  
 ..... DING Yixing, GUO Huadong, LIU Guang(71)
- 6112 Maneuvering target tracking with modified unbiased FIR filter  
 ..... FU Jinbin, SUN Jinping, LU Songtao, ZHANG Yaotian(77)
- 6113 Hybrid iteration sliding mode control for ultra-low altitude airdrop level off  
 ..... LIU Ri, SUN Xiuxia, DONG Wenhan(83)
- 6114 Method of testability evaluation using hierarchical testability model  
 ..... YIN Yuanwei, SHANG Chaoxuan, MA Yanheng, LI Gang(90)
- 6115 Intelligent decision-making algorithm based on bounded FART-Q  
 ..... ZHOU Yanan, GONG Guanghong(96)
- 6116 Modeling and reinforcement decision analysis in air force combat based on data link  
 ..... NIU Dezhi, CHEN Changxing, XU Haoxiang, LI Yongbin, WANG Zhuo, CHEN Qiang(102)
- 6117 Offline signature verification based on ASIFT  
 ..... TANG Youbao, BU Wei, ZHANG Enze, WU Xiangqian(110)
- 6118 Video encryption algorithm of content associated key  
 ..... WANG Wei, HUANG Hao, XIE Changsheng, HAN Lin(117)
- 6119 Synchronizing compensation control of electro-hydraulic load simulator using command signal of actuator  
 ..... HAN Songshan, JIAO Zongxia, SHANG Yaoping, WANG Chengwen(124)
- 6120 Dynamic flight stability of a model dronefly in hovering and forward flight  
 ..... XU Na, SUN Mao(133)
- 6121 Flow rate of nitrogen-rich air and influence factors for onboard air separation unit  
 ..... SHAO Lei, LIU Weihua, FENG Shiyu, GU Yuankang, LIU Weipan(141)
- 6122 Aeroelasticity quick analysis method of very propeller/flexible wing system  
 ..... XIE Changchuan, ZHANG Lijuan, LIU Yi, YANG Chao(147)
- 6123 Estimation of target's acceleration based on empirical wavelet transform  
 ..... CHEN Hao, GUO Junhai, QI Wei(154)
- 6124 Trajectory optimization of two aircrafts in collaborative passive target tracking  
 ..... RAN Huaming, ZHOU Rui, WU Jiang, DONG Zhuoning(160)
- 6125 Decomposition and coverage of multi-UAV cooperative search area  
 ..... YU Sinan, ZHOU Rui, XIA Jie, CHE Jun(167)
- 6126 Analysis method of iGPS measurement uncertainty spatial distribution  
 ..... SUN Fulong, ZHAO Gang, WANG Wei, CHEN Lei(174)
- 6127 Simulation on stealth characteristics of X-tail near space airship  
 ..... XIAO Houdi, LIU Longbin, LÜ Mingyun(181)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol.41 No.2 (Sum 264)

- 6128 Evaluation of ICCP algorithm for geomagnetic navigation based on hardware-in-the-loop simulation  
..... WANG Shicheng, LÜ Zhifeng, ZHANG Jinsheng, LU Zhaoxing(187)
- 6129 Interval data analysis based on empirical distribution function  
..... WANG Huiwen, WANG Shengshuai, HUANG Lele, WANG Cheng(193)
- 6130 Time-varying response surface method for high-temperature structural reliability analysis  
..... MA Xiaobing, REN Hongdao, CAI Yikun(198)
- 6131 Large scale uniform electromagnetic field simulation based on Helmholtz coil  
..... HUANG Songtao, ZHANG Wei, ZHANG Pengfei, QI Zewu(203)
- 6132 Pipeline spraying robot:structure and pose adjustment  
..... CHEN Youdong, JI Xudong, TANG Wei(209)
- 6133 Principle of plane display interface design based on visual search  
..... FAN Xiaoli, ZHOU Qianxiang, LIU Zhongqi, XIE Fang(216)
- 6134 Numerical simulation of individual components of pitch-damping coefficient sum  
..... XI Ke, YAN Chao, HUANG Yu, WANG Wen, YUAN Wu(222)
- 6135 Application of UKF parameter estimation in the three-body Lambert problem  
..... ZHANG Hongli, LUO Qinqin, HAN Chao(228)
- 6136 Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system  
..... FAN Dianliang, FU Yongling, GUO Yanqing, ZHOU Guozhe(234)
- 6137 Comfort evaluation for aircraft seat cushion based on finite element model  
..... LI Xianxue, DING Li, WANG Xingwei, WEI Shihua, ZHOU Qianxiang, HU Huimin(241)
- 6138 Real-time scheduling for models in computer generated forces  
..... WU Yulin, GONG Guanghong, LI Ni(246)
- 6139 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)
- 6140 Non-probabilistic reliability analysis of active control system for structural vibration  
..... LI Yunlong, WANG Xiaojun, HUANG Ren(259)
- 6141 Near field image reconstruction algorithm of synthetic aperture radiometer based on partial differential equations  
..... YAO Xianxun, SHANG Xiaozhou, MIAO Jungang, LI Zhiping(267)
- 6142 Fast satellite selection method for integrated navigation systems  
..... HUO Hangyu, ZHANG Xiaolin(273)
- 6143 Configuration and mathematical modeling for advanced three-axis centrifuge system  
..... CHANG Le, LIU Zhenghua, WEN Nuan, WU Sentang(283)
- 6144 AVLC retransmission mechanism simulation based on adaptive channel estimation algorithm  
..... GAO Lin(289)
- 6145 Real-time de-noising of PWM switching amplifier current in magnetic bearing  
..... TANG Enqiong, FANG Jiancheng, HAN Bangcheng(296)
- 6146 Accelerated image classification algorithm based on naive Bayes K-nearest neighbor  
..... ZHANG Xu, JIANG Jianguo, HONG Richang, DU Yue(302)
- 6147 Effects of delamination on compressional properties of composite laminate  
..... ZHOU Rui, GUAN Zhidong, JIA Yunchao, WANG Kailun, ZHANG Chenqian(311)
- 6148 Hybrid finite difference schemes without free parameters  
..... WANG Lai, WU Songping(318)
- 6149 Fast similar face retrieval based on mobile platform  
..... DENG Jiankang, YANG Jing, WANG Meng, LIU Qingshan(323)
- 6150 Vernier ranging method for pulse radar based on motion constraints  
..... CHEN Hao, GUO Junhai, QI Wei(331)
- 6151 Property evaluation on turbulence models calculation in hypersonic heat transfer simulation  
..... ZHANG Xiang, YAN Chao(337)
- 6152 Missile sliding mode guidance law based on extended state observer  
..... ZHANG Yao, GUO Jie, TANG Shengjing, MA Yueyue, SHANG Wei(343)
- 6153 Optimization of repair level considering maintenance effectiveness  
..... FAN Jiujiu, GUO Linhan, YANG Yi, MA Lin(351)
- 6154 Rapid design algorithm for intercept missile trajectory  
..... WANG Bei, ZHOU Tao, DONG Changhong(358)
- 6155 Morphing technology for Chinese characters based on skeleton graph matching  
..... LIU Min, ZHAN Huanian, LIANG Xiaohui, HU Jiajia(364)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol.41 No.3 (Sum 265)

- 6156 Approximate calculation method of buckling load on integral sub-stiffened panel  
..... XU Yuanming, LI Songze(369)
- 6157 FPGA hardware implementation of the LZMA compression algorithm  
..... LI Bing, ZHANG Lin, LIU Yong(375)

- 6158 Building areas extraction basing on MSER in unmanned aerial vehicle images  
..... DING Wenrui, KANG Chuanbo, LI Hongguang, LIU Shuo(383)
- 6159 Simulink model testing method based on program mutation  
..... ZHOU Yibin, YIN Yongfeng, LI Xiaodan, WANG Mingwei(391)
- 6160 Autonomous mobile drilling mechanism with metamorphic function  
..... WANG Min, WANG Xiemiao, CHEN Wenliang, DING Liping(398)
- 6161 Influence factors analysis on wear of hydraulic axial piston pump/slipper pair  
..... MA Jiming, LI Qilin, REN Chunyu, CHEN Juan(405)
- 6162 Calibration method of robot base frame by quaternion form  
..... WANG Wei, LIU Lidong, WANG Gang, YUN Chao(411)
- 6163 Performance analysis and parameter setting for Tong detection algorithm  
..... ZHU Yunlong, CHOU Wusheng, YANG Dongkai(418)
- 6164 Multi-user collaborative interface  
..... YANG Qiang, LIU Jie, ZOU Yu, QIN Yongqiang, YU Chun, SHI Yuanchun(424)
- 6165 Design of visual simulation system of aircraft flight load spectrum measured data based on double-buffering technology  
..... TIAN Zhaofeng, YAN Chuliang(431)
- 6166 Performance analysis of high accuracy multi-dimensional limiting process  
..... SUN Di, YAN Chao, YU Jian, QU Feng, HUA Jun(437)
- 6167 Carrier airwake simulation methods based on improved multi-objective genetic algorithm  
..... TAO Yang, HAN Wei(443)
- 6168 Printed circuit board model updating based on response surface method  
..... XU Fei, LI Chuanri, JIANG Tongmin(449)
- 6169 Simultaneous topology and shape optimization method in conceptual design of disk  
..... FAN Jun, YIN Zeyong, WANG Jianjun, MI Dong, YAN Cheng(456)
- 6170 Real-time drawing technique for textured surface based on multi-projector system  
..... CHEN Feng, LIU Yue, WANG Yongtian(466)
- 6171 Numerical simulation of adsorption characteristics of magnetic take-up roll for amorphous ribbon  
..... SONG Yanming, YANG Yang(472)
- 6172 Self-adaptive laser marking technology for marking code on tool  
..... XU Lang, HE Weiping, WAN Min, LI Weidong, LEI Lei(479)
- 6173 Resonance suppression method based on digital filter for servo system  
..... WANG Jianmin, WU Yunjie, LIU Youmin, ZHANG Wulong(485)
- 6174 Improved back-projection imaging algorithm for approximate forward looking missile-borne SAR  
..... YE Xiaoming, ZHANG Guofeng, HU Xiaoguang, CHEN Ruiguo, SUN Yanhe(492)
- 6175 Regulation strategies on the public transit system with information provision  
..... LIU Dalong, TIAN Qiong(502)
- 6176 Analysis on vibration transmission characteristics of box-like power structure  
..... GAO Weijin, WANG Liang, LIU Yongguang(509)
- 6177 Perigee altitude control using aerodynamic force during aerobraking  
..... JI Yingliang, ZHU Hongyu, YANG Bo(517)
- 6178 Post-buckling damage analysis and fatigue life prediction of thin plate  
..... XIAO Hao, HU Weiping, ZHANG Miao, MENG Qingchun(523)
- 6179 New adaptive PID control method based on IFA-ELM for aero-engine  
..... JIAO Yang, LI QiuHong, LI Yebo(530)
- 6180 Calculation of brake disk life based on unsteady discontinuous brake  
..... ZHOU Bin, LI Shulin, CHANG Fei, SHI Xiaopeng, YIN Junjie(538)
- 6181 Forecasting for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation  
..... ZHAO Hongli, LIU Yuwen(545)
- 6182 Calculation and analysis of the scatter of load spectrum damage based on Fokker F27 airplanes  
..... LI Tang, HE Xiaofan, LIU Wenting(551)
- 6183 Object tracking based on the joint model using L2-norm minimization  
..... WANG Meng, WU Yi, DENG Jiankang, LIU Qingshan(559)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol.41 No.4 (Sum 266)**

- 6184 Design and optimization of improving stability of curvilinear blade-stiffened panels  
..... XU Yuanming, WANG Dong(567)
- 6185 Interference characteristics analysis of optical fiber Fabry-Perot cavity with graphene diaphragm  
..... LI Cheng, GUO Tingting, XIAO Jun, FAN Shangchun, JIN Wei(574)
- 6186 Sub-pixel X-corner detection and location with directional characteristics  
..... MENG Cai, XUE Jiao(580)
- 6187 Metal molten behavior with ultra high frequency pulsed arc welding  
..... YANG Mingxuan, YANG Zhou, CONG Baoqiang, WANG Qiang, QI Bojin(589)
- 6188 Grid generation criterions in hypersonic aeroheating computations  
..... ZHANG Zhichao, GAO Zhenxun, JIANG Chongwen, LEE Chunhian(594)
- 6189 Demonstration platform for collaborative design of space science missions  
..... DENG Li, HAN Chao, CAO Jinbin, SONG You(601)

- 6190 SEL rate prediction for SRAM using pulsed laser sensitivity mapping  
..... YU Yongtao, HAN Jianwei, FENG Guoqiang, CAI Minghui(609)
- 6191 Analysis of stratospheric lighter-than-air vehicle's aerodynamic characteristics based on large eddy simulation  
..... WANG Yufu, TAO Guoquan, LIU Dongxu, WU Zhe(616)
- 6192 Two-stage acquisition algorithm for DSSS signal based on compressive sensing  
..... CHENG Yanhe, YANG Wenge(624)
- 6193 Calculation method of fracture toughness of materials at transition state  
..... GAO Chao, HE Yuting, CUI Ronghong, WU Liming(632)
- 6194 Online programming technique for flexible assembly of fuselage  
..... WU Fengfeng, LI Dongsheng, WANG Liang(641)
- 6195 Depth information extraction of on-board monocular vision based on a single vertical target image  
..... HUANG Xiaoyun, GAO Feng, XU Guoyan, DING Nenggen, XING Longlong(649)
- 6196 Hydrodynamic features of underwater vehicles based on flow control  
..... ZHANG Xiaoshi, WANG Cong, CAO Wei, ZHAO Chenggong(656)
- 6197 Tool path generation for Loop subdivision surface based finish machining  
..... CHEN Tiantian, ZHAO Gang(663)
- 6198 Edge-preserving filtering based on saliency map  
..... FENG Ce, DAI Shuling, ZHAO Shuaihe(669)
- 6199 Prediction of forming limit diagram of AA7075-O aluminum alloy sheet based on modified M-K model  
..... YANG Xiyong, LANG Lihui, LIU Kangning, CAI Gaocan, GUO Chan(675)
- 6200 Energy-saving resource scheduling algorithm based on workload characteristic clustering  
..... XIA Qingxin, LAN Yuqing, TANG Tian, XIAO Limin(680)
- 6201 Tube free bulging experiment with force-end and material properties testing  
..... CHENG Pengzhi, LANG Lihui, GE Yulong, RUAN Shangwen, WANG Tao, WU Hai(686)
- 6202 Experiment of chloride effect on strength of alkali-activated slag paste  
..... CHENG Yin, HUANG Xin(693)
- 6203 Generation of unsteady inflow conditions for compressible LES with a modified vortex method  
..... XIE Baolin, SHAO Liang(701)
- 6204 Relationship between bias spring parameters and output performances of SMA actuators  
..... YANG Baofeng, ZHANG Xiaoyong, YAN Xiaojun(707)
- 6205 Object tracking in surveillance videos using spatial-temporal correlation graph model  
..... ZHANG Cheng, MA Huadong, FU Huiyuan(713)
- 6206 Signature scheme for network coding against inter-generation pollution attacks  
..... PENG Tianli, SHANG Tao, LIU Jianwei(721)
- 6207 Explicit moment integration algorithm and its application  
..... FU Zihao, GONG Guanghong(727)
- 6208 3D face recognition based on local radial binary pattern  
..... LIU Qing, SUN Junhua(732)
- 6209 Dynamics modeling and motion programming for electromagnetic formation flight  
..... SHAO Longfei, SHI Peng, ZHAO Yushan(737)
- 6210 Storage life evaluation method based on segmented nonlinear Arrhenius model  
..... ZHOU Jie, YAO Jun, SONG Yan(744)
- 6211 Recognition of Chinese characters based on multi-scale gradient and deep neural network  
..... PAN Weishen, JIN Lianwen, FENG Ziyong(751)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 5 (Sum 267)**

- 6212 Oxidation behavior of 5A06 and 2A12 aluminum alloys in sulfuric-adipic acid and electrochemical property of anodic oxide film  
..... LIU Jianhua, GAO Qingna, LI Yingdong, LI Songmei, YU Mei(757)
- 6213 Integrated surveying method for FOG inclinometer aided by cable length  
..... ZHANG Chunxi, LIN Tie, WANG Lu, LI Xianmu, XU Meibao(764)
- 6214 Angular rate sensing based on mode splitting in an optical microresonator  
..... YANG Zhaohua, HAN Xiaowei, YANG Xu(770)
- 6215 Split-type implicit scheme using flux splitting and dual-time step for Euler equations  
..... DONG Haitao, CHEN Zhe, LIU Fujun(776)
- 6216 Influence of engine inlet and exhaust on flying wing UAV and its mechanism analysis  
..... YU Xinhua, TAO Yujin, ZHANG Lin, GAO Limin(786)
- 6217 Electromagnetic interference caused by electric load of more electric aircraft  
..... XIAO Chunyan, GAO Shuai(793)
- 6218 Discrete tolerance optimization for aircraft multi-joint assembly based on dynamic programming  
..... TAN Changbai, KUANG Heng(802)
- 6219 Fuzzy-clustering-based all-factor automatic validation approach of modal parameters of structures  
..... ZHOU Sida, ZHOU Xiaochen, LIU Li, YANG Wu(811)
- 6220 Automatic code generation method based on Esterel  
..... HE Yanxiang, YU Tao, LIU Jianbo, XU Chao(817)
- 6221 United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets  
..... LI Yuan, ZHAO Jiguang, YAN Liang, BAI Guoyu(825)

- 6222 Method for modeling and simulation of aircraft taxiing with unilateral and non-holonomic constraints  
..... XU Ziyao, WANG Qi(835)
- 6223 Vibration model for multi-span beam with arbitrary complex boundary conditions  
..... LIU Xiangyao, NIE Hong, WEI Xiaohui(841)
- 6224 Uncertainty evaluation for the dynamic calibration of pressure transducer  
..... LI Qiang, WANG Zhongyu, WANG Zhuoran(847)
- 6225 Guidance law with angular constraints for head-pursuit or head-on engagement  
..... YAN Liang, ZHAO Jiguang, LI Yuan(857)
- 6226 Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints  
..... ZHAO Jiang, ZHOU Rui, ZHANG Chao(864)
- 6227 Problems of network simplification by edge bundling  
..... YAO Zhonghua, WU Lingda, SONG Hanchen(871)
- 6228 Analysis of impact of use of composite materials on direct operating costs of airliners  
..... YIN Hailian, YU Xiongqing(879)
- 6229 Depth control of robotic fish propelled by oscillating paired pectoral fins  
..... MA Hongwei, BI Shusheng, CAI Yueri, NIU Chuanmeng(885)
- 6230 Changes of contamination deposition on spacecraft surface and evaluation of control factors  
..... TANG Ping, ZHU Guangwu, QIN Guotai, LI Yongping, HE Yumei(891)
- 6231 Robust design optimization of a two-dimensional airfoil with deformable trailing edge  
..... ZHENG Yuning, QIU Zhiping, HUANG Ren, YUAN Kaihua(897)
- 6232 Predicting web search behavior based on gaze data  
..... LU Wanxuan, JIA Yunde(904)
- 6233 Cooperative jamming-detecting-attacking task allocation in air combat  
..... RAN Huaming, ZHOU Rui, DONG Zhuoning, CHE Jun(911)
- 6234 Rapid anodizing technology replacing chromic acid for LY12CZ aluminum alloy  
..... JI Zhenjiang, ZHU Liqun, LIU Huicong, LI Weiping(919)
- 6235 Resistance evaluation for flying boats sliding at medium and high speed in calm water  
..... SUN Jianjun, MA Dongli(925)
- 6236 Multi-user identification based on double views coupling in cooperative interaction scenarios  
..... YANG Yuhui, WANG Weijie, WAN Huagen(930)
- 6237 Optimization of drag-reduction by suction using multi-island genetic algorithm  
..... ZHAO Dejian, WANG Yankui, ZHOU Ping, LI Qian(941)
- 6238 Study on the ellipsoidal reflector interception methods for quasi-optical systems  
..... LIU Dawei, WU Zhengxun, WU Zheng, LIU Kai(947)
- 6239 Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors  
..... YIN Yin, NIE Hong, WEI Xiaohui, NI Huajin(953)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 6 (Sum 268)**

- 6240 Strategies for reconciling tradeoff between conductivity and swelling in alkaline polymer electrolytes membrane  
..... XIANG Yan, SI Jiangju(961)
- 6241 3D thermal deformation measurement of superalloy honeycomb panels in time-varying thermal radiation environment  
..... PAN Bing, JIANG Tianyun, WU Dafang(969)
- 6242 Discrete element simulation of mechanical characteristics of sands under principal stress axes rotation  
..... TONG Zhaoxia, WANG Bo, ZUO Zhaokun, YAO Yangping(976)
- 6243 Head bone tissue extraction algorithm based on CTA image  
..... CAO Chunhong, AI Liang, XU Guangxing(982)
- 6244 Pedal simulator and braking feel evaluation in brake by wire system  
..... JI Fenzhu, ZHOU Xiaoxu, ZHU Wenbo(989)
- 6245 New control technology for visible light reflection characteristics of space target  
..... HUANG Chen, WANG Jianjun, XUE Li, GAO Xin, SONG Ping(995)
- 6246 Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing  
..... XU Na, HE Fangcheng, ZHOU Zhenggan(1000)
- 6247  $K-\pi$  interaction in finite volume and the  $K^*$  resonance  
..... ZHOU Dan, CUI Erliang, CHEN Huaxing, GENG Lisheng, SHEN Chengping(1007)
- 6248 Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface  
..... XIAO Xu, WANYAN Xiaoru, ZHUANG Damin(1012)
- 6249 Swing motion control of lower extremity exoskeleton based on admittance method  
..... LIU Difei, TANG Zhiyong, PEI Zhongcai(1019)
- 6250 Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control  
..... YANG Liben, ZHANG Weiguo, HUANG Degang(1026)
- 6251 Optimization of carrier-based aircraft repairable spares inventory systems under limited maintenance ability  
..... ZHANG Shuai, LI Junliang, LYU Weimin, TENG Kenan(1034)
- 6252 Topology optimization for periodic thermal conductive material using SIMP method  
..... JIA Jiao, CHENG Wei, LONG Kai(1042)
- 6253 Conduction mechanism analysis of modified polyimide composite  
..... LEI Weiqun, WU Jiang, PENG Ping, YANG Pei, ZHENG Xiaoquan(1049)

- 6254 Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft  
..... YAN Wanfang, WU Jianghao, ZHANG Yanlai(1055)
- 6255 Progressive damage analysis of open-hole composite laminates under compression load  
..... ZHOU Rui, GUAN Zhidong, LI Xing, ZHUO Yue(1066)
- 6256 Numerical simulation of lateral control in supersonic cross jet flow  
..... LI Yachao, YAN Chao, ZHANG Xiang, MENG Jun(1073)
- 6257 Fault case information extraction method research based on ontology  
..... KE Qianyun, LI Qing, SUN Yong(1080)
- 6258 Video avatar-based remote video collaboration  
..... LIU Siqi, YU Chun, SHI Yuanchun(1087)
- 6259 Evaluation method for radar anti-stealth performance based on evidence fusion  
..... SHI Junpeng, HU Guoping, WANG Xin(1095)
- 6260 Design of constant current source to drive analog coil of space magnetic environment  
..... ZHANG Pengfei, QI Bojin, ZHENG Minxin, ZHANG Wei(1102)
- 6261 Aerodynamic and overall parameters analysis of buoyancy-lifting hybrid airship  
..... MI Panpan, MENG Junhui, LYU Mingyun(1108)
- 6262 Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance  
..... LIU Guigui, LIN Yuzhen, HU Haosheng, WANG Xiaofeng, ZHANG Chi(1117)
- 6263 Human action recognition based on locality-constrained linear coding  
..... BAI Chen, SUN Junhua(1122)
- 6264 Adaptive backstepping control of a nonlinear aeroelastic system  
..... LIU Songdan, LI Daochun, XIANG Jinwu(1128)
- 6265 Modeling and analysis of gyroscope's random drift based on GP + GA method  
..... LYU Lin, QUAN Wei(1135)
- 6266 Angle of repose and contact-force distribution in granular pile under variable  $g$   
..... CHEN Hui, ZHAO Xianqiong, LIU Yilun(1141)
- 6267 Learning based intelligent image retargeting technique  
..... LI Ke, YANG Yizhen, YAN Bo(1147)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 7 (Sum 269)**

- 6268 Geometric approach for intercontinental formation flight path planning  
..... XU Xiaohao, MENG Linghang, ZHAO Yifei(1155)
- 6269 Fire protection design in aircraft cabin based on fire evacuation safety index  
..... ZHANG Qingsong, QI Hanpeng, LUO Xingna(1165)
- 6270 Accessory gearbox temperature field analysis considering fuel injection lubrication  
..... CHEN Yunxia, LIU Wangjia(1171)
- 6271 Spacecraft electrical characteristics identification method based on PCA feature extraction and WPSVM  
..... LI Ke, LIU Yi, DU Shaoyi, SUN Yi, WANG Jun(1177)
- 6272 Path planning for UAV under three-dimensional real terrain in rescue mission  
..... LIANG Xiao, WANG Honglun, MENG Guanglei, CHEN Xia(1183)
- 6273 Rigid-flexible coupling multibody model for the tethered satellite system based on recursive dynamics algorithm  
..... ZHONG Rui(1188)
- 6274 Digital combined measuring technology assisted quality inspection for aircraft assembly  
..... JING Xishuang, ZHANG Pengfei, WANG Zhijia, ZHAO Gang(1196)
- 6275 Subgraph matching algorithm based on graduated nonconvexity and concavity procedure  
..... LI Jing, LIU Chuankai, WANG Yong, GU Nannan, SHI Rui, LI Lin(1202)
- 6276 Gust response analysis of flexible aircraft with aerodynamic nonlinearity  
..... BI Ying, YANG Chao, WU Zhigang(1208)
- 6277 Acoustic numerical simulation of high frequency combustion instability  
..... CHU Min, XU Xu(1215)
- 6278 Dynamic parameter estimation of pressure transducer in shock tube calibration test  
..... LI Qiang, WANG Zhongyu, WANG Zhuoran, YAN Hu(1223)
- 6279 Modeling and analysis of dynamic collision region for UAV avoiding aerial intruders  
..... LIU Chang, WANG Honglun, YAO Peng, LEI Yupeng(1231)
- 6280 Propagation characteristics of Rayleigh wave under gravity based on FDTD method  
..... LIU Ning, LI Min, SUN Jie(1239)
- 6281 Parameter identification of magnetic bearing based on rotor unbalance responses  
..... LIU Chao, LIU Gang(1246)
- 6282 Experiment of air flow behavior and heat transfer characteristics in microchannels with different aspect ratios  
..... LIU Yangpeng, XU Guoqiang, LI Haiwang, TIAN Yitu(1253)
- 6283 Control method and applications of robust trajectory linearization via nonlinear differentiators  
..... SHAO Xingling, WANG Honglun, ZHANG Huiping, ZHANG Xiaofeng(1259)
- 6284 Measurement method for thermal radiation characteristics of IR window materials  
..... WANG Yahui, WANG Qiang, ZHANG Bochuan, XU Li(1269)
- 6285 Spacecraft test requirement description and automatic generation method  
..... GAO Shiwei, LYU Jianghua, WUNIRI Qiqige, MENG Xiangxi, MA Shilong(1275)

- 6286 Performance comparison of four pre-filters used to prevent pitch category II PIO  
..... LU Yang, YU Liming, FU Yongling(1287)
- 6287 Effects of solution-aging treatment on microstructure and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy ..... XIA Xiaojie, WU Guoqing, HUANG Zheng, LI Zhiyan(1294)
- 6288 NUIO based actuator fault detection for a UAV  
..... ZHANG He, ZHONG Maiying(1300)
- 6289 Probability model for early warning aircraft radar flight test based on probability of detection curve  
..... WANG Han, MA Xiaobing, ZHAO Yu(1307)
- 6290 Effect of sweep angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer  
..... SUN Pengpeng, HUANG Zhangfeng(1313)
- 6291 Influence of quantum dots and TiO<sub>2</sub> photoanode parameters on electron lifetimes and performance of photonode  
..... QUAN Linlin, LI Weiping, GENG Huifang, LIU Huicong, ZHU Liqun(1322)
- 6292 3D light fields based foreground segmentation in static scenes  
..... WEI Wei, LAO Songyang, KANG Lai, BAI Liang(1330)
- 6293 Image crosstalk correction method of the infrared multispectral camera  
..... CHEN Huiwei, ZHAO Huijie, JIA Guorui(1337)
- 6294 Algorithm of position-based dynamics and cutting simulation for soft tissue using tetrahedral mesh  
..... BAI Junxuan, PAN Junjun, ZHAO Xin, HAO Aimin(1343)
- 6295 Lossless intra coding on whole frame for screen content video based on template matching  
..... FENG Lixin, TAO Pin, WEN Jiangtao, YANG Shiqiang(1353)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 8 (Sum 270)**

- 6296 Nonlinear vibration analysis of longitudinal-transverse coupled beam  
..... XING Yufeng, LIANG Kun(1359)
- 6297 Impulse interference mitigation method based on joint compressed sensing and whitening of interference  
..... LIU Haitao, ZHANG Zhimei, CHENG Wei, ZHANG Xuejun(1367)
- 6298 Property assessment of PANS method for numerical simulation of flow around tandem cylinders  
..... DU Ruofan, YAN Chao, LUO Dahai(1374)
- 6299 Control method for aircraft wake vortex based on Rayleigh-Ludwig instability  
..... BAO Feng, LIU Jinsheng, ZHU Rui, JIANG Jianhua, WANG Junwei(1381)
- 6300 Radial displacement-sensorless control for bearingless induction motor  
..... YANG Zebin, DONG Dawei, FAN Rong, SUN Xiaodong, JIN Ren(1388)
- 6301 Evaluation of network transmission performance in FC-AE-1553  
..... FANG Liang, ZHAO Guangheng, CAO Suzhi(1396)
- 6302 TT-RMS: Communication table generation algorithm of time-triggered network  
..... XU Xiaofei, CAO Chen, GUO Jun, LIU Zhongwei(1403)
- 6303 Simulation analysis on oxygen partial pressure control of multi-cabin manned spacecraft  
..... JIN Jian, XU Jin, HOU Yongqing(1409)
- 6304 Hierarchical control of engine-variable pump-variable motor drive system  
..... ZHAO Lijun, WEI Yuying, LIU Qinghe, YIN Chengshun(1416)
- 6305 ICT distribution-based contact model for delay tolerant networks  
..... WANG Haiquan, MA Weijian, GU Juanjuan, LIU Dan, WANG Ya(1422)
- 6306 Design of tensile device of nanomaterials and quantitative analysis  
..... Yue Yonghai, Gong Qihua, Fan Yuzun, Kang Jianxin, Zhao Hewei, Zhang Dongfeng(1430)
- 6307 Preparation of thermoelectric thin film material and numerical simulation of cooler  
..... ZHU Wei, DENG Yuan, WANG Yao, GAO Hongli, HU Shaoxiong(1435)
- 6308 Effects of operating pressure on high-speed projectile's water-entry flow  
..... CHEN Chen, MA Qingpeng, WEI Yingjie, WANG Cong(1443)
- 6309 Approach to analyzing AADL end-to-end flow latency based on timed automata  
..... LIAN Xiaoli, ZHANG Li(1451)
- 6310 Steady glide trajectory planning method for hypersonic reentry vehicle  
..... HU Jinchuan, CHEN Wanchun(1464)
- 6311 Heterogeneous data sharing technology based on two-layer metadata and ontology  
..... LI Xiaotao, HU Xiaohui, LI Binqun(1476)
- 6312 H<sub>2</sub>O impact on CO<sub>2</sub> removal performance of 5A molecular sieve in space station  
..... YANG Dongsheng, LIU Meng, PANG Liping, YU Qingni, HUANG Yong(1485)
- 6313 1D-consolidation analysis based on UH model considering time effect  
..... HU Jing, YAO Yangping(1492)
- 6314 Application of BN nanosheets as atom-oxygen corrosion resistant fillers  
..... YI Min, SHEN Zhigang, LIU Lei, LIANG Shuaishuai, WANG Shuai(1499)
- 6315 Method of confirming testability verification test scheme based on prior information  
..... ZHANG Xishan, HUANG Kaoli, YAN Pengcheng, SUN Jiangsheng, LIAN Guangyao, WANG Shaoguang(1505)
- 6316 Experimental analysis of wall quenching distance of a premixed Bunsen flame  
..... HUANG Xia, HUANG Yong(1513)
- 6317 Accelerated testing for data integrity of Ad hoc network in complex environment  
..... ZHANG Nan, LI Ruiying, HUANG Ning(1520)

- 6318 Application of differential quadrature and precise integration methods in analysis of transient heat transfer  
..... JIN Jing, XING Yufeng, LIAO Xuanping, ZHANG Hairui, TANG Nianhua(1526)
- 6319 Structural parameter calibration method for multiple field of view star tracker  
..... SUN Li, JIANG Jie, LI Jian, JI Feilong(1532)
- 6320 Nonlinear equivalent circuit analysis of electro-impulse de-icing system  
..... Chen Peng, Ge Hongjuan, Ni Yiyang, Xu Yuanyuan(1539)
- 6321 Numerical simulation and performance analysis of leaf seal  
..... LIU Jian, WANG Zhili, DING Lei(1546)
- 6322 Characteristic of air jet impingement cooling performance for electronic equipment of satellite  
..... LIU Liangtang, WANG Anliang(1553)
- 6323 Products early failure rate evaluation based on process information fusion  
..... ZHANG Chuanliang, DAI Wei, LIANG Peidong, ZHAO Yu(1560)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol.41 No.9 (Sum 271)**

- 6324 Pointing and tracking control with linearization and state feedback for gimbal on floating platform  
..... ZHAO Guowei, WANG Weimin, FANG Yizhong, WANG Haoyu(1567)
- 6325 Space interception orbit optimization design based on hybrid optimal algorithm  
..... GAO Xiaoguang, TANG Hong, DUAN Junhong(1574)
- 6326 Differential excitation eddy current sensor testing for aircraft engine blades defect  
..... YU Xia, ZHANG Weimin, QIU Zhongchao, CHEN Guolong, QIN Feng(1582)
- 6327 Simple and efficient novel multi-way relay network coding scheme  
..... WU Zhanji, GAO Xiang(1589)
- 6328 Identifying method of load for sensorless industrial robot  
..... CHEN Youdong, JI Xudong, GU Pingping, HU Guodong(1595)
- 6329 Parametric product family progressive optimization design approach  
..... WEI Wei, FENG Yixiong, CHENG Jin(1600)
- 6330 Aerodynamic design of high-aspect-ratio flying wing based on criteria  
..... GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping(1608)
- 6331 Channel capacity of cooperative grouped satellites with array based transmission  
..... XIAO Zhenyu, LI Yao, BAI Wenjie, BAI Lin(1615)
- 6332 Rotor downwash interference calculation and helicopter trims with free-wake/panel method  
..... LYU Shaojie, WEI Jingbiao, CAO Yihua(1624)
- 6333 Constraint model and vibration response analysis of rotor rub-impact  
..... ZHANG Li, MA Yanhong, LIANG Zhichao, HONG Jie(1631)
- 6334 Computing approach of uncut chip thickness in orthogonal turn-milling with inserted cutters  
..... QIU Wenwang, LIU Qiang, YUAN Songmei(1638)
- 6335 The simplest multi-position analytic alignment for SINS  
..... TAN Caiming, WANG Yu, SU Yan, ZHU Xinhua(1645)
- 6336 Application of multiple linear regression to fault diagnosis of bleed air system  
..... LIANG Kun, ZUO Hongfu, SUN Jianzhong, WANG Ronghui(1651)
- 6337 Parametric finite element meshing and adjustment for delta wing  
..... XU Menghui, QIU Zhiping(1659)
- 6338 Hybrid-and-forward cooperative system based on joint layered decoding of QC-LDPC codes  
..... ZHANG Song, MA Linhua, TANG Hong, ZHANG Haiwei, HU Xing, TIAN Yu(1666)
- 6339 Design of lightning protection test generator for airborne equipment  
..... LIU Shuai, YANG Lanjun, ZHUANG Weichun, WANG Wei, HUANG Dong, HUANG Yizhi(1673)
- 6340 Fatigue life prediction for 7050-T7451 aluminum alloy plate with scratch defect  
..... ZHAN Zhixin, HU Weiping, ZHANG Miao, MENG Qingchun(1678)
- 6341 Wave propagation in cracked elastic media based on EMT using FEM  
..... LIU Ning, LI Min, CHEN Weimin(1686)
- 6342 Dimensional optimization method for manipulator based on orientation manipulability  
..... JIA Shiyuan, JIA Yinghong, XU Shijie(1693)
- 6343 Helly-theorem-based time-optimal consensus for multi-agent systems  
..... HU Chunhe, CHEN Zongji(1701)
- 6344 Design of experimental setup for elastic scattering and breakup reaction of  $^{17}\text{F} + ^{58}\text{Ni}$   
..... ZHENG Lei, LIN Chengjian, ZHANG Gaolong, JIA Huiming, ZHANG Huanqiao(1708)
- 6345 Curing method and temperature distribution of composites based on flexible electric heating film  
..... LI Jinliang, GU Yizhuo, LI Min, WANG Shaokai, JIN Chao, ZHANG Zuoguang(1714)
- 6346 Identification of time-varying systems using multi-scale radial basis function  
..... LIU Qing, LI Yang(1722)
- 6347 Design of actuator rate for flying wing aircraft  
..... HE Qianlin, WANG Lixin(1729)
- 6348 Mission-oriented flying qualities criteria for high angle of attack aircraft  
..... HOU Tianjun, GUO Youguang, WANG Lixin(1736)
- 6349 Preparation methods of PVDF film with electroactive phase by solution method  
..... SUN Meiling, DENG Yuan, WANG Yao(1742)

- 6350 Standard trajectory guidance for CAV reentry based on fuzzy sliding mode control  
..... HUANG Kangqiang, ZHAO Hui, REN Yang, CAI Yawei(1749)
- 6351 MHD control of weakly ionized plasma jet flows  
..... LUO Weidong, LI Feng, SUN Baigang, ZHAO Kai, XIONG Yiwei, WANG Changsheng(1758)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 10 (Sum 272)**

- 6352 Model analysis of bistatic scattering from randomly rough surfaces  
..... CHEN Kunshan, LI Zhaoliang, LIU Yu(1765)
- 6353 RF characteristics of multiple-gap resonant cavity for sheet beam extended interaction klystron  
..... RUAN Cunjun, DAI Jun, CHEN Shuyuan, LI Renjie, ZHAN Min(1777)
- 6354 Application of dispersion characteristics of periodic structures for high frequency vacuum devices  
..... FENG Jinjun, CAI Jun, HU Yinfu, WU Xianping(1785)
- 6355 Fast electromagnetic simulation of characteristics of radome-antenna system in receiving mode  
..... HE Mang, LIU Jinbo, WANG Binbin, XU Xiaowen, ZHANG Chuanfang, SUN Houjun(1792)
- 6356 Characteristics of hexapolarized MIMO channel in two-mirror channel  
..... PIAO Dazhi, CHEN Peng(1801)
- 6357 Optimum design of calibration device for field mill type electric field sensor based on finite element method  
..... CUI Yong, YUAN Haiwen, ZHAO Luxing, HU Duo(1807)
- 6358 Thermal aware floor planning timing optimal method for buffer insertion  
..... WANG Xincheng, HAN Liang, YU Mingyan(1813)
- 6359 Method for EMC antenna factor temperature error correction  
..... HE Yang, SU Donglin, LI Yan, ZHAO Zihua, LIU Hongyi(1821)
- 6360 Improved eigenfilter-based time-domain wideband beamforming  
..... WANG Jianshu, FAN Yangyu, DU Rui, LYU Guoyun(1830)
- 6361 Study on current-tuning-induced intensity noise in resonator integrated optic gyro  
..... ZHI Yinzhou, FENG Lishuang, WANG Junjie, TANG Yichuang(1836)
- 6362 Antenna array layout optimization of collaborative passive millimeter-wave imaging system  
..... SHANG Xiaozhou, SUN Peng, HU Anyong, MIAO Jungang(1842)
- 6363 Analysis of electromagnetic multi-scale structure and non-linear effects  
..... MAO Yuru, XIE Yongjun(1848)
- 6364 Analysis and optimization of active tunable microwave absorber  
..... QI Kainan, WANG Yongfeng, HOU Xinyu, CHEN Junwen(1853)
- 6365 Research on radio coverage generated by antennas in confined space  
..... LI Dawei, WANG Junhong, HE Xianshi(1859)
- 6366 Error analysis of equivalence principle algorithm on different equivalence surfaces  
..... DANG Xunwang, LI Maokun, YANG Fan, XU Shenheng(1867)
- 6367 Aircraft radar stealth test and evaluation technology and progress  
..... XIAO Zhihe, GAO Chao, BAI Yang, YUAN Xiaofeng(1873)
- 6368 Several fundamental challenges of millimeter-to-terahertz electron cyclotron devices  
..... DU Chaohai, LUO Li, LIU Pukun(1880)
- 6369 High frequency characteristics for W-band multiple beam staggered double-vane traveling wave tube amplifier  
..... ZHANG Muwu, RUAN Cunjun(1887)
- 6370 Neutron single event effects testing and evaluation method for avionics  
..... XUE Haihong, WANG Qunyong, CHEN Dongmei, CHEN Yu, YANG Hui, LI Hongjun(1894)
- 6371 Avionic devices fault diagnosis based on fusion method of rough set and D-S theory  
..... SUN Weichao, LI Wenhai, LI Wenfeng(1902)
- 6372 Many-objective optimization based on sub-objective evolutionary algorithm  
..... LEI Yuyao, JIANG Wenzhi, LIU Lijia, MA Xiangling(1910)
- 6373 Carrier tracking algorithm based on bandwidth optimization  
..... MU Weiqing, LIU Rongke, SONG Qingping, DUAN Ruifeng(1918)
- 6374 Annotations and consistency detection for Chinese dual-mode emotional speech database  
..... JING Shaoling, MAO Xia, CHEN Lijiang, ZHANG Nana(1925)
- 6375 Online sketch recognition for mixed point and irregular military symbols  
..... DENG Wei, WU Lingda, ZHANG Yougen, ZHAO Zhipeng(1935)
- 6376 GNSS-R delay mapping processing method based on block averaging pre-processing  
..... WANG Feng, YANG Dongkai, LI Weiqiang, ZHANG Yanzhong(1943)
- 6377 SMC-PHD algorithm based on squared cubature particles  
..... LIU Zhe, WANG Zulin, XU Mai, LIU Jingxian, YANG Lan(1950)
- 6378 Architecture of unified network based on programmable control gateway  
..... LIU Feng, WANG Yufei(1959)
- 6379 Constructing general cube to be aware of network security situation  
..... WEN Zhicheng, CHEN Zhigang(1966)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 11 (Sum 273)**

- 6380 Trajectory linearization control based tracking guidance design for entry flight  
..... SHEN Zuojun, ZHU Guodong(1975)

- 6381 Multi-mode vibration suppression of clamped plates based on piezoelectric networks  
..... LI Lin, LI Jun, YI Kaijun(1983)
- 6382 An UAV air-combat decision expert system based on receding horizon control  
..... FU Li, XIE Fuhuai, MENG Guanglei, WANG Dongzheng(1994)
- 6383 Two dimensional dynamics of continuous cislunar payload transfer system considering structural deviation effect  
..... QI Naiming, YANG Yong, HUANG Panxing, SUN Kang, HAN Bing(2000)
- 6384 Vehicle height adjustment of closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system  
..... JIANG Hong, YANG Yongfu, YU Pengfei, XU Xing, LI Mei(2010)
- 6385 Image-based underwater 3D reconstruction with single viewpoint adjustment camera model  
..... WEI Yingmei, KANG Lai(2017)
- 6386 An LCP method for dynamics of planar-motion rigid-body with non-symmetric friction  
..... WANG Xiaojun, WANG Qi(2023)
- 6387 Effect of Zr content on properties of Ti-Zr-Cu-Ni filler metal and its brazed joint  
..... GUO Wei, QI Dan, YANG Jianjun, LI Fei, HUA Yongping, YU Wenjun(2029)
- 6388 Aircraft fuel measurement sensor optimal layout technology  
..... YUAN Mei, HE Yiqiang, DONG Shaopeng, NIU Ben(2036)
- 6389 Calculation of the astronauts' radiation dose from galactic cosmic ray  
..... ZHANG Binquan, YU Qinglong, LIANG Jinbao, SUN Yueqiang, YANG Chuibai, ZHANG Shenyi(2044)
- 6390 Analysis and test research on influencing factors of drilling and coring quantity of lunar soil simulant  
..... QUAN Qiquan, SHI Xiaomeng, TANG Dewei, JIANG Shengyuan, DENG Zongquan(2052)
- 6391 Inverse heat conduction problem for transient external heat flux inversion of spacecraft on orbit  
..... SONG Xin, ZHANG Youwei, LIU Zijun(2061)
- 6392 IMA application development based on Harmony system engineering  
..... XU Wen, XIONG Zhiyong, ZHANG Guoquan(2067)
- 6393 Wing rock motion induced by forebody asymmetric vortices in pitch-up  
..... XU Siwen, DENG Xueying, WANG Yankui(2078)
- 6394 LADRC-based attitude decoupling control for helicopter and parameters tuning  
..... WU Chao, WANG Haowen, JIANG Chen, ZHANG Yuwen, NI Xianping(2085)
- 6395 Sliding mode guidance law for KKV based on collision course  
..... YANG Xu, ZHANG Jiao, LIU Yuanxiang(2095)
- 6396 Design and comparative analysis of multistage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider  
..... LYU Zhenjun, WANG Jiangfeng(2103)
- 6397 Device design and implementation method of lunar soil simulant vacuum test  
..... ZHANG Tao, AN Yinghe, DING Xilun(2110)
- 6398 Coordinated standoff target tracking using two UAVs with only bearing measurement  
..... ZHU Qian, ZHOU Rui, DONG Zhuoning, LI Hao(2116)
- 6399 Fault diagnosis method based on extension case-based reasoning  
..... WEN Tianzhu, XU Aiqiang, SUN Weichao(2124)
- 6400 Adaptive decoupling control of a MIMO system based on fuzzy neural networks  
..... BAI Chen, FAN Yao, REN Zhang, YANG Peng(2131)
- 6401 Strategy of removing space debris using ground-based lasers  
..... WANG Chenglin, ZHANG Yan, WANG Kunpeng(2137)
- 6402 Analysis of transient vibration of single-thick-disk rotor crossing two orders of critical speeds  
..... LIU Zheng, WANG Jianjun(2144)
- 6403 Preparation of layered MoS<sub>2</sub>/Graphene films and their electrocatalytic performance of hydrogen generation  
..... YANG Yang, XU Di, WU Qingyong, XIANG Min, DIAO Peng(2158)
- 6404 Algorithm based-on dynamic Bayesian networks for repairable GO methodology model  
..... FAN Dongming, REN Yi, LIU Linlin, LIU Shuzheng, FAN Jian, WANG Zili(2166)
- 6405 Effect of attack angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer  
..... JING Zhenrong, SUN Pengpeng, HUANG Zhangfeng(2177)
- 6406 Roll maneuver control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins  
..... GONG Zhao, CAI Yueri, BI Shusheng, MA Hongwei(2184)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 Vol. 41 No. 12 (Sum 274)**

- 6407 Acoustic emission beamforming method for localizing rotor-stator rubbing fault  
..... HE Tian, YE Wu, YU Haisheng, LIU Wenyang, LIU Xiandong(2191)
- 6408 Failure mechanism consistency identification based on acceleration coefficient constant principle  
..... XI Wenjun, WANG Haowei, WANG Ruiqi(2198)
- 6409 Aircraft fire detection method based on CO<sub>2</sub> concentration monitoring  
..... ZHAO Jianhua, FANG Lili(2205)
- 6410 Method for determining initial position of dead reckoning system of underwater vehicle  
..... ZHANG Yanshun, GUO Yajing, HUANG Xiaojuan, LI Chunyu, WANG Zhanqing(2211)
- 6411 Smart meter lifetime evaluation based on multi-stress acceleration test method  
..... ZHA Guoqing, HUANG Xiaokai, KANG Rui(2217)
- 6412 Evaluation method for accelerated degradation testing with interval analysis  
..... LIU Le, LI Xiaoyang, JIANG Tongmin(2225)

- 6413 Optimization design of approach and landing trajectory for variable configuration RLV with multi-control surfaces  
..... HAO Xianwei, WANG Yong, YANG Ye, GUO Tao(2232)
- 6414 Gray target tracking algorithm based on edge information  
..... ZHENG Haichao, MAO Xia, LIANG Xiaogeng(2240)
- 6415 Modified wide temperature compensation method for analog TCXO  
..... HAN Yanju, YANG Ke, ZHENG Hongyao(2250)
- 6416 Guidance law with impact angle constraints based on extended disturbance observer  
..... ZHANG Jiao, YANG Xu, LIU Yuanxiang(2256)
- 6417 Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element  
..... YAO Xingyu, WANG Jianjun, ZHAI Xue(2269)
- 6418 Three-dimensional rolling path planning via dynamic fluid disturbance  
..... YAO Peng, WANG Honglun, LIU Chang(2280)
- 6419 Modeling technology of radiation belt in LEO based on data gridding methods  
..... CHANG Zheng, WANG Yongmei, TIAN Tian, ZHANG Xianguo(2288)
- 6420 Difference methods for two-dimensional space-time fractional dispersion equation  
..... ZHANG Yinghan, YANG Xiaoyuan(2296)
- 6421 Adaptive control for two-spacecraft electromagnetic formation keeping  
..... XU Zengwen, SHI Peng, ZHAO Yushan(2302)
- 6422 Robust visual saliency detection method for infrared small target  
..... WANG Gang, CHEN Yongguang, YANG Suochang, GAO Min, DAI Yaping(2309)
- 6423 Digital simulation on reusable liquid rocket engine availability  
..... LIU Shijie, LIANG Guozhu(2319)
- 6424 Group delay calibration method for GNSS signal simulator channel  
..... LI Shiguang, KOU Yanhong, YANG Jun, WANG Wei(2328)
- 6425 Analysis of image processing model based on pixels of solitary waves  
..... ZHU Zimin, LIU Rongqiang, LIU Fenfen, CAO Youwei(2335)
- 6426 Warship spare parts allotment optimization method under mixed-constraints  
..... CAI Zhiming, JIN Jiashan, CHEN Yanqiao(2340)
- 6427 Dynamic symbolic execution approach based on tabu search  
..... CAI Jun, ZOU Peng, MA Jinxin, HE Jun(2348)
- 6428 Breakup characteristics of liquid jet in supersonic cross flow  
..... LI Feng, LYU Fuguo, LUO Weidong, ZHAO Kai, WANG Changsheng, XIONG Yiwei(2356)
- 6429 Analysis of all time-delay stability for biological systems using symbolic computation methods  
..... LIU Jun, NIU Wei(2363)
- 6430 Comprehensive evaluation on influence degree of source data for civil aircraft technical publication  
..... CHEN Jie, LIU Hu, PENG Heping, SONG Yuqi(2370)
- 6431 Research and implementation of MBD dataset definition based on association rules  
..... WANG Hong, YU Yong, YIN Pu, ZHAO Gang, WANG Wei(2377)
- 6432 Distributed adaptive iterative learning control for multiple robot manipulators  
..... SUN Jipeng, MENG Deyuan, DU Mingjun, ZUO Zongyu(2384)
- 6433 Design method of a PD-based temperature control system for laser diode  
..... CHEN Xi, QUAN Wei(2391)

## 《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的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

### 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

### 3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》  
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12期 2015年12月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS  
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.12 December 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 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information  
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics  
and Astronautics (BUAA)  
(Beijing 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 jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965  
CN 11-2625/V

国内定价 20.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596151