

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



**2017-04**

**Vol.43 No.04**

## 目 次

- 线缆耦合信号实时监测方法 ..... 苏东林, 李冰, 王珺珺, 宋欣蔚 (645)
- 复杂产品系统模块化分解模型及应用研究 ..... 闫华锋, 仲伟俊 (654)
- 单目 SLAM 直线匹配增强平面发现方法 ..... 蒙山, 唐文名 (660)
- 适用于 UH 模型的单元破坏修正方法 ..... 罗汀, 舒文俊, 姚仰平 (667)
- NFFD 控制点分布对气动外形优化的影响 ..... 马明生, 唐静, 李彬, 周桂宇 (676)
- 基于 ADS-B 的航空器测高系统误差评估方法 ..... 金开研, 朱衍波, 许有臣 (685)
- 碳纤维增强树脂基层板应变率相关损伤数值研究 ..... 彭亮, 黄文博, 毛伟, 赵美英 (694)
- 飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验 .....  
..... 姚军锴, 何海波, 周丹杰, 何承军, 史志伟, 杜海 (701)
- 基于框架域的随机游走全色锐化方法 ..... 王敬凯, 杨小远 (709)
- 面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制 .....  
..... 李勤勇, 宋建功, 高世伟, 杜建海, 吕江花, 马世龙 (720)
- 极化通道扩展和盲源分离联合抗移频干扰技术 ..... 李欣, 王春阳, 付孝龙, 原慧 (731)
- 基于 FDA-MIMO 的距离欺骗干扰鉴别方法 ..... 张昭建, 谢军伟, 李欣, 盛川, 胡祺勇 (738)
- 载荷不确定的周期性结构稳健拓扑优化 ..... 付志方, 王春洁 (747)
- 任务准备期内的军用飞机瞬时可用地 ..... 李军亮, 滕克难, 杨春周, 孙媛, 李季颖 (754)
- 航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应 ..... 李矿, 熊峻江, 马少俊, 陈勃 (761)
- 一种可承受径向和轴向载荷的超声悬浮轴承 ..... 李贺, 全齐全, 滑宇翔, 邓宗全 (769)
- 基于多工况的新型着陆器软着陆性能优化 ..... 吴宏宇, 王春洁, 丁建中, 满剑锋, 罗敏 (776)
- 基于 ANP 的直升机单机森林灭火训练效能评估 ..... 陈杰, 刘虎, 孙雪, 王宁, 戴鑫 (782)
- 高动态 GPS 信号粗捕和精捕算法仿真实现 ..... 曾婵, 李卫民, 毕波 (790)
- 新型三阶 TVD 限制器性能分析 ..... 赵雅甜, 阎超, 孙迪, 屈峰 (800)
- 使用 SGCMGs 的航天器滑模姿态容错控制 ..... 张福楨, 金磊 (806)
- 基于人机合作的无人机实时航迹规划 ..... 张帅, 李学仁, 张鹏, 张建业, 白晗, 赵晓林 (814)
- 不完全角度 CT 图像重建的模型与算法 ..... 蔺鲁萍, 王永革 (823)
- 链式平滑切换变体飞行器 LPV 鲁棒跟踪控制 ..... 贾臻, 董朝阳, 王青 (831)
- 逆载对管道内汽水两相流临界热流密度的影响 ..... 宋军辉, 宋保银, 张钊, 李冈 (842)
- 基于传递矩阵法的柔性杠杆放大机构刚度分析 ..... 郑洋洋, 宫金良, 张彦斐 (849)

期刊基本参数: CN11-2625/V \* 1956 \* m \* A4 \* 212 \* zh \* P \* ¥ 50.00 \* 900 \* 26 \* 2017-04

CONTENTS

Real-time monitoring method of cable coupling signal  
..... SU Donglin, LI Bing, WANG Junjun, SONG Xinwei (645)

Modular decomposition model of complex product system and its application  
..... YAN Huafeng, ZHONG Weijun (654)

Monocular SLAM plane discovery method enhanced by line segments matching  
..... MENG Shan, TANG Wenming (660)

Element failure correction method for UH model  
..... LUO Ting, SHU Wenjun, YAO Yangping (667)

Effects of NFFD control points distribution on aerodynamic shape optimization  
..... MA Mingsheng, TANG Jing, LI Bin, ZHOU Guiyu (676)

Error evaluation method of aircraft altimetry system based on ADS-B  
..... JIN Kaiyan, ZHU Yanbo, XU Youchen (685)

Numerical study for damage of carbon fiber reinforced resin matrix laminates related to strain rates  
..... PENG Liang, HUANG Wenbo, MAO Wei, ZHAO Meiyong (694)

Tests of flying wing aircraft roll control using plasma actuator  
..... YAO Junkai, HE Haibo, ZHOU Danjie, HE Chengjun, SHI Zhiwei, DU Hai (701)

Framelet-based random walk pan-sharpening method  
..... WANG Jingkai, YANG Xiaoyuan (709)

A loose-coupled mechanism of analysis model management for earthquake emergency response  
..... LI Qinyong, SONG Jiangong, GAO Shiwei, DU Jianhai, LYU Jianghua, MA Shilong (720)

Shift-frequency jamming suppression technique based on polarized channel expanding and blind source separation union  
..... LI Xin, WANG Chunyang, FU Xiaolong, YUAN Hui (731)

Discrimination method of range deception jamming based on FDA-MIMO  
..... ZHANG Zhaojian, XIE Junwei, LI Xin, SHENG Chuan, HU Qiyong (738)

Robust topology optimization of periodic structures under uncertain loading  
..... FU Zhifang, WANG Chunjie (747)

Instantaneous availability of military aircraft during mission preparation period  
..... LI Junliang, TENG Kenan, YANG Chunzhou, SUN Yuan, LI Jiying (754)

Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft  
..... LI Kuang, XIONG Junjiang, MA Shaojun, CHEN Bo (761)

An ultrasonic levitating bearing supporting radial and axial loads  
..... LI He, QUAN Qiquan, HUA Yuxiang, DENG Zongquan (769)

Soft landing performance optimization for novel lander based on multiple working conditions  
..... WU Hongyu, WANG Chunjie, DING Jianzhong, MAN Jianfeng, LUO Min (776)

Effectiveness evaluation for single helicopter forest firefighting training based on ANP  
..... CHEN Jie, LIU Hu, SUN Xue, WANG Ning, DAI Xin (782)

Simulation realization of high dynamic GPS signal coarse acquisition and fine acquisition algorithm  
..... ZENG Chan, LI Weimin, BI Bo (790)

Performance analysis of a new-type third-order TVD limiter  
..... ZHAO Yatian, YAN Chao, SUN Di, QU Feng (800)

Sliding-mode fault-tolerant attitude control for spacecraft using SGCMGs  
..... ZHANG Fuzhen, JIN Lei (806)

UAV real-time path planning based on human-machine cooperation  
..... ZHANG Shuai, LI Xueren, ZHANG Peng, ZHANG Jianye, BAI Han, ZHAO Xiaolin (814)

CT image reconstruction model and algorithm from few views  
..... LIN Luping, WANG Yongge (823)

LPV robust tracking control for chain smooth switched morphing aircraft  
..... JIA Zhen, DONG Chaoyang, WANG Qing (831)

Effect of inverse load on critical heat flux of steam-water two-phase flow in a tube  
..... SONG Junhui, SONG Baoyin, ZHANG Zhao, LI Gang (842)

Stiffness analysis of a flexible lever magnifying mechanism based on transfer matrix method  
..... ZHENG Yangyang, GONG Jinliang, ZHANG Yanfei (849)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0318

## 线缆耦合信号实时监测方法

苏东林, 李冰, 王珺珺\*, 宋欣蔚

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 线缆耦合是航电系统电磁干扰问题的主要来源之一, 对其进行监测具有重要意义。利用线缆束中的非功能线作为监测线, 实现了一种对功能线缆耦合到的干扰信号进行实时监测的方法。由于监测线与被测线具有相似的干扰场分布和布线路径, 因此可以抵消二者的未知性和随机性带来的影响。将监测线与被测线视为相同的二端口网络, 建立采用 *ABCD* 矩阵描述的端口电流相互关系, 进而利用传输线理论建立频域解析模型, 将其转化为离散时间模型并给出系统的信号流图, 为硬件实现提供基础。以一个四芯传输线系统为例对本文方法进行了验证, 与实测结果对比, 端口电流峰值误差不超过 6%, 验证了本文方法的有效性和精度。

**关键词:** 线缆耦合问题; 实时监测; 传输线理论; 二端口网络; 离散时间模型; 信号流图

中图分类号: V241.9; TN06

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2017)04-0645-09

线缆耦合是航电系统电磁干扰问题的主要来源之一。线缆本身在具有传输功能的同时具有天线效应, 可以耦合拾取空间中的电磁能量, 从而产生沿线传播的干扰信号, 影响航电设备的正常工作<sup>[1-2]</sup>。因此, 能够随时获得线缆耦合状态, 并及时采取应对措施具有重要意义。

目前对于线缆耦合问题, 主要从如下方面进行考虑和解决: ① 设计预测, 即针对实际使用中的各种线缆类型和线缆结构, 分别研究建立其耦合模型(如平直线束<sup>[3-5]</sup>、双绞线<sup>[6-8]</sup>、屏蔽层<sup>[9-11]</sup>等), 从而实现线缆耦合效应的设计和预测。② 安装规范, 即对线缆系统的设计和安装提出相应的规范和要求, 从而避免因人为原因导致的屏蔽失效或效能下降<sup>[12-13]</sup>。③ 实物测试, 即通过对实际系统进行测试获取其电磁兼容特性, 必要时设定相应的门限值要求, 例如 GJB 151B—

2013<sup>[14]</sup>中的 CS、RS 类试验。

上述方法在实际使用中取得了良好的效果, 但同样存在局限性: ① 3 种方法通常针对特定布线场景和外加场源的特性进行考虑, 难以处理实际问题的多样性与随机性。例如, 线缆设计预测时通常考虑的是远场辐射的均匀平面波; 安装规范通常采用的是特性实验条件下测得的参考量值; 实物测试或采用均匀平面波辐射, 或采用注入法对外场进行等效。然而线缆布线路径具有很强的随机性, 且布线中经历的场分布状态同样是复杂和未知的, 因此很难保证设定的场景能够覆盖线缆实际使用中遇到的情况。② 3 种方法均发生于线缆相关电子系统工作之前, 并不能够实时反映系统真实工作状态下的线缆耦合情况。例如, 当线缆在使用过程中遭到损伤或状态变化时, 很难及时获知其当前耦合状态。

收稿日期: 2016-04-19; 录用日期: 2016-04-29; 网络出版时间: 2016-05-05 15:26

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160505.1526.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61379002, 61427803); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-056)

\* 通讯作者: E-mail: wangjunjun@buaa.edu.cn

引用格式: 苏东林, 李冰, 王珺珺, 等. 线缆耦合信号实时监测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 645-653.

SU D L, LI B, WANG J J, et al. Real-time monitoring method of cable coupling signal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 645-653 (in Chinese).

因此,本文提出一种利用线缆束中的非功能线缆作为监测线,在不影响设备正常工作的前提下,对功能线缆耦合到的干扰信号状态进行实时监测的方法。通过这种方法,可以实时跟踪线缆在实际使用中的耦合状态,避免了出现预料之外的外加场状态或者线缆本身状态的变化所可能导致的耦合问题。同时,监测系统的另一重要意义在于:其所采集的线缆耦合数据为线缆耦合相关地面试验的完善提供了丰富的样本,从而为其他研究工作提供有力支持。

## 1 实时监测方法原理与基本假设

机载线缆结构通常为在屏蔽层包裹下的由多根相同的平直线或者双绞线构成的线束。在外加场存在的条件下,线缆可能耦合到电磁干扰信号。在耦合量值较高时,干扰信号与功能信号叠加会导致功能信号波形的畸变,从而影响系统的正常工作。

由于影响线缆耦合的外场特性与布线路径具有很强的多样性与随机性,线缆耦合的准确预测十分困难。然而,同一线缆束中的2条线通常具有完全相同的结构参数,同时其外场分布和路径也是基本相同的,因此二者几乎具有完全相同的耦合特性<sup>[3]</sup>。这就意味着,可以通过从一条线(监测线)的耦合推算另一条线(被测线)耦合。这是本文所建立模型的基本假设。

另外,为了简化模型计算,本文作出其他2条假设,说明如下:

1) 单根被测线与被监测线间建立的电流关系可推广至实际中多根被测线同时存在的情况。多线与单线相比,所增加的影响在于其他线的存在可能影响所研究的单线的传输线特征阻抗,但一方面这种影响量值较低;另一方面在本文中对单线特性进行测定时其他线是同时存在的,测得的参数中已计入其他线的影响。因此,这种假设是可以成立的。

2) 被测线终端负载为正实数,即为纯电阻。对于线缆中的成对线,本文方法测得的为其共模耦合量值,此时其等效阻抗通常接近于开路。而对于线缆中以屏蔽层为回路的单线,则其终端负载通常为开路或匹配状态。无论何种情况,终端负载均可近似用实数来描述。而虽有可能存在寄生电感电容,但其量值很难达到与特征阻抗比拟的程度,对本文方法影响很小。

基于上述假设,本文以单监测线和单被测线构成的线缆系统为例建立了其端口间电流关系。第2节推导中忽略了监测线与被测线同时存在所

带来的耦合效应的影响。通过第3节建立的方法,该效应可以在线缆参数测试的过程中得到修正。

## 2 监测线-被测线端口电流数学关系

对于相同的监测线与被测线,若两线对应终端分别具有相同的负载,则监测线两端信号将与被测线完全相同。然而实际问题中,线束中可能存在多个需要监测的线缆对象,而各线的终端负载状态并不完全一样,或者存在未知的情况,难以将监测线终端调整到与被测线相同的状态。因此,在推算过程中必须针对不同终端负载下的耦合情况进行考虑。本文通过如下3步,建立了监测线-被测线端口电流数学关系,并将其转化为硬件可实现的信号流程图形式。

### 2.1 不同负载条件下二端口网络电流的频域关系

本文选择线缆分析对象如图1所示。假定监测线左右端口处的电流可知,分别为 $I_{10}$ 和 $I_{20}$ ,被测线左右端口处电流为 $I_{1x}$ 和 $I_{2x}$ ,则问题的关键在于得到由 $I_{10}$ 和 $I_{20}$ 推导 $I_{1x}$ 和 $I_{2x}$ 的数学关系。

由于监测线与被测线完全相同,因此可等效为相同的有源二端口网络,如图2所示。

图2中,被测线与被监测线采用有源 $ABCD$ 矩阵的形式表示如下:

$$\begin{bmatrix} V_{1x} \\ I_{1x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_s \\ I_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{2x} \\ -I_{2x} \end{bmatrix} \quad (1a)$$

$$\begin{bmatrix} V_{10} \\ I_{10} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_s \\ I_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{20} \\ -I_{20} \end{bmatrix} \quad (1b)$$

式中: $V_s$ 和 $I_s$ 为由线缆耦合外加场所产生的等



图1 线缆耦合干扰实时监测方法原理

Fig. 1 Principle of real-time monitoring method of cable coupling interference



图2 监测/被测线缆系统二端口网络模型

Fig. 2 Two-port network model of monitored or monitoring cable system

效源;  $V_{1x}$ 、 $V_{2x}$ 、 $I_{1x}$  和  $I_{2x}$  分别为被测线两端口处的电压和电流(见图2); 监测线两端口电压电流  $V_{10}$ 、 $V_{20}$ 、 $I_{10}$  和  $I_{20}$  满足同样的关系;  $A_{ij}$  ( $i, j = 1, 2$ ) 为  $ABCD$  矩阵第  $i$  行第  $j$  列的元素。此处对二端口网络采用  $ABCD$  矩阵表示而不宜采用  $Z$  或  $Y$  矩阵, 其原因在于: 对于传输线系统,  $Z$  与  $Y$  矩阵元素在谐振频点可能出现极点, 影响数值运算过程的稳定性。

为了保证两端监测设备的一致性, 在监测设备设计中可令其输入阻抗为  $Z_0$ 。因此, 监测线两终端负载均为  $Z_0$ , 被测线两端负载分别为  $Z_1$  和  $Z_2$ 。因此, 监测线左右端口处电压分别为  $V_{10} = -I_{10}Z_0$ ,  $V_{20} = -I_{20}Z_0$ 。代入式(1b)并通过推导可得  $I_{10}$ 、 $I_{20}$  与  $V_s$ 、 $I_s$  关系如下:

$$V_s = -I_{10}Z_0 - A_{11}Z_0I_{20} + A_{12}I_{20} \quad (2a)$$

$$I_s = I_{10} - A_{21}Z_0I_{20} + A_{22}I_{20} \quad (2b)$$

待求量为被测线两端电流  $I_{1x}$ 、 $I_{2x}$ , 其终端负载分别为  $Z_1$  和  $Z_2$ , 因此有  $V_{1x} = -I_{1x}Z_1$ ,  $V_{2x} = -I_{2x}Z_2$ 。代入式(1a)可得如下被测线终端参量关系:

$$I_{1x} = \frac{1}{K}[-(A_{21}Z_2 + A_{22})V_s + (A_{11}Z_2 + A_{12})I_s] \quad (3a)$$

$$I_{2x} = \frac{1}{K}(V_s + Z_1I_s) \quad (3b)$$

$$K = A_{21}Z_1Z_2 + A_{22}Z_1 + A_{11}Z_2 + A_{12} \quad (3c)$$

将式(2)代入式(3), 可得二端口网络参数表示的监测线-被测线终端电流关系如下:

$$\begin{bmatrix} I_{1x} \\ I_{2x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} \\ H_{21} & H_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{10} \\ I_{20} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:

$$H_{11} = \frac{1}{K}(A_{21}Z_2Z_0 + A_{22}Z_0 + A_{11}Z_2 + A_{12})$$

$$H_{12} = \frac{1}{K}(Z_2 - Z_0)$$

$$H_{21} = \frac{1}{K}(Z_1 - Z_0)$$

$$H_{22} = \frac{1}{K}(A_{11}Z_0 + A_{12} + A_{21}Z_0Z_1 + A_{22}Z_1)$$

## 2.2 传输线的二端口网络频域模型

在式(4)中, 若要由监测线终端电流推算被测线终端电流, 二端口网络参量必须为已知。而实际使用中的线缆大多可以采用传输线理论模型<sup>[3]</sup>进行描述。一段线长为  $l$  的标准传输线  $ABCD$  矩阵如下:

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{e^{i\beta l} + e^{-i\beta l}}{2} & Z_c \frac{e^{i\beta l} - e^{-i\beta l}}{2} \\ \frac{1}{Z_c} \cdot \frac{e^{i\beta l} - e^{-i\beta l}}{2} & \frac{e^{i\beta l} + e^{-i\beta l}}{2} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中:  $\beta$  为波数, 具有基本关系  $\beta = \omega/v$ ,  $\omega$  为角频率,  $v$  为电磁波沿线传播的相速,  $v$  的量级与真空光速  $c = 3 \times 10^8$  m/s 相近, 而由于介质层的存在, 量值上  $v \leq c$ ;  $Z_c$  为传输线特征阻抗, 通常量级在几十至数百欧姆。  $Z_c$  与  $v$  由线缆自身的内外径、介质的介电常数等参数决定, 可通过测试获取(详见第4节)。

将式(5)代入式(4), 可得由传输线特征参数描述的监测线-被测线终端电流关系为

$$H_{11} = \left[ \frac{Z_0Z_2 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_0 + Z_2}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_0 + Z_2}{2} - \frac{Z_0Z_2 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] / \left[ \frac{Z_1Z_2 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_1 + Z_2}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_1 + Z_2}{2} - \frac{Z_1Z_2 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] \quad (6a)$$

$$H_{12} = e^{-i\beta l}(Z_2 - Z_0) / \left[ \frac{Z_1Z_2 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_1 + Z_2}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_1 + Z_2}{2} - \frac{Z_1Z_2 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] \quad (6b)$$

$$H_{21} = e^{-i\beta l}(Z_1 - Z_0) / \left[ \frac{Z_1Z_2 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_1 + Z_2}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_1 + Z_2}{2} - \frac{Z_1Z_2 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] \quad (6c)$$

$$H_{22} = \left[ \frac{Z_0Z_1 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_0 + Z_1}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_0 + Z_1}{2} - \frac{Z_0Z_1 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] / \left[ \frac{Z_1Z_2 + Z_c}{2Z_c} + \frac{Z_1 + Z_2}{2} + e^{-i\beta \cdot 2l} \left( \frac{Z_1 + Z_2}{2} - \frac{Z_1Z_2 - Z_c}{2Z_c} \right) \right] \quad (6d)$$

## 2.3 端口电流关系的离散时间模型

式(4)和式(6)能够表征监测过程的频域数学关系, 然而监测和被测信号本身均为时域信号, 因此笔者希望能够将式(6)转化为离散时间模型<sup>[15]</sup>, 得出其信号流程图, 从而便于硬件实现。

根据式(4), 系统整体结构可表示为图3。

以  $H_{11}$  子系统为例进行分析。根据  $H_{11}$  表达式(6a), 令

$$C_1 = \frac{Z_0Z_2}{2Z_c} + \frac{Z_c}{2} + \frac{Z_0 + Z_2}{2} \quad (7a)$$

$$C_2 = \frac{Z_0 + Z_2}{2} - \frac{Z_0Z_2}{2Z_c} - \frac{Z_c}{2} \quad (7b)$$

$$D_1 = \frac{Z_1 Z_2}{2Z_c} + \frac{Z_c}{2} + \frac{Z_1 + Z_2}{2} \quad (7c)$$

$$D_2 = \frac{Z_1 + Z_2}{2} - \frac{Z_1 Z_2}{2Z_c} - \frac{Z_c}{2} \quad (7d)$$

因此,  $H_{11}$  可表示为

$$H_{11} = \frac{C_1 + e^{-j\beta \cdot 2l} C_2}{D_1 + e^{-j\beta \cdot 2l} D_2} \quad (8)$$

$H_{11}$  子系统框图如图 4 所示(以  $S_1$  表示该系统的频域输出量,下文  $S_2 \sim S_4$  同理)。

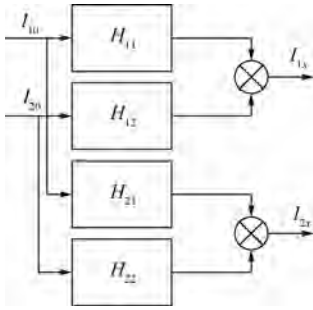


图 3 系统整体原理框图

Fig. 3 Principle diagram of whole system

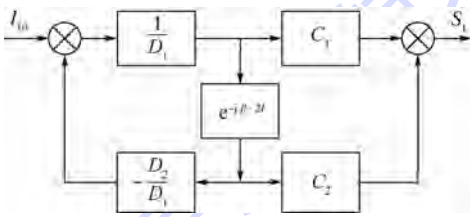


图 4  $H_{11}$  子系统框图

Fig. 4 Block diagram for subsystem  $H_{11}$

由于  $Z_0, Z_1, Z_2$  均为正实数(纯电阻),则  $C_1, C_2, D_1, D_2$  为简单的实系数。由于  $e^{-j\beta \cdot 2l}$  ( $e^{-j\omega \cdot 2l/v}$ ) 项事实上代表大小为  $2l/v$  的时间延迟,其物理意义为信号从线一端发出后,到达另一端并反射回发出端所需要的时间。

在对系统进行时间离散的过程中,笔者希望时间延迟( $l/v$  和  $2l/v$ )恰好为采样时间间隔  $t_s$  的整数倍,然而由于实际线缆参数和可选择的晶振频率的限制,这一点很可能无法满足。对于不满足上述条件的延迟信号  $x(t - t_d)$ ,可将其表示为相邻两采样点处的插值。

假定  $t_d = Nt_s + t_r$  ( $0 \leq t_r < t_s, N$  为整数),则  $y(t) = x(t - t_d) \approx$

$$\frac{t_s - t_r}{t_s} x(t - Nt_s) + \frac{t_r}{t_s} x(t - (N + 1)t_s) \quad (9)$$

转化为离散时间关系如下:

$$y[n] = \frac{t_s - t_r}{t_s} x[n - N] + \frac{t_r}{t_s} x[n - (N + 1)] \quad (10)$$

假定  $l/v = N_1 t_s + t_{r1}, 2l/v = N_2 t_s + t_{r2}$  ( $N_1, N_2$  为正整数),则  $H_{11}$  离散时间信号流图如图 5 所示。图中:  $i_{10}[n]$  代表  $I_{10}$  的时域离散时间序列,  $[n]$  代表离散时间序列;其他量同理,以小写字母代表同一变量的时域表示。

同理,对  $H_{12}, H_{21}$  2 个子系统也可得到其信号流图(见图 6 和图 7)。

令

$$C_3 = \frac{Z_0 Z_1}{2Z_c} + \frac{Z_c}{2} + \frac{Z_0 + Z_1}{2} \quad (11a)$$

$$C_4 = \frac{Z_0 + Z_1}{2} - \frac{Z_0 Z_1}{2Z_c} - \frac{Z_c}{2} \quad (11b)$$

则  $H_{22}$  表示为

$$H_{22} = \frac{C_3 + e^{-j\beta \cdot 2l} C_4}{D_1 + e^{-j\beta \cdot 2l} D_2} \quad (12)$$

可以得到  $H_{22}$  的信号流图(见图 8)。

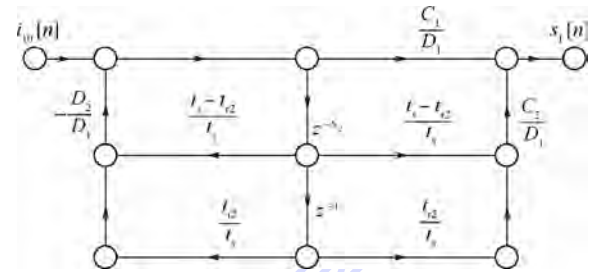


图 5  $H_{11}$  子系统信号流图

Fig. 5 Signal flow graph for subsystem  $H_{11}$

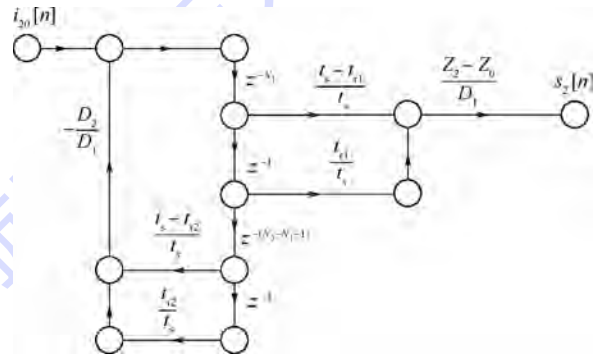


图 6  $H_{12}$  子系统信号流图

Fig. 6 Signal flow graph for subsystem  $H_{12}$

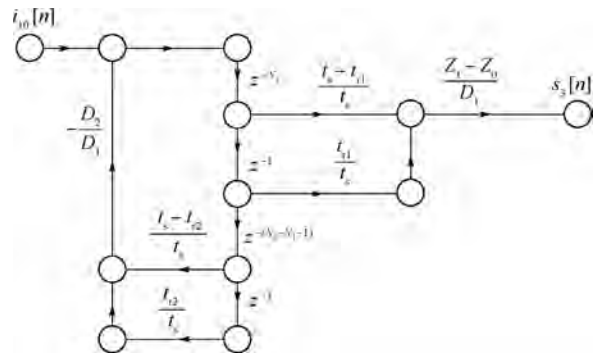


图 7  $H_{21}$  子系统信号流图

Fig. 7 Signal flow graph for subsystem  $H_{21}$

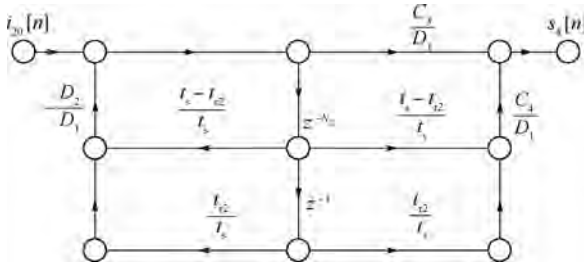


图8  $H_{22}$ 子系统信号流图

Fig. 8 Signal flow graph for subsystem  $H_{22}$

至此,可以得到系统可实现的离散时间模型,并以信号流图的形式给出,从而可以很方便地采用FPGA或DSP等通用数字处理芯片进行实现。

### 3 监测线-被测线间耦合效应修正

在第2节中,假定监测线与被测线之间不存在耦合效应,即在计算监测线(被测线)的网络矩阵参数时未考虑另一线的存在对矩阵量值的改变。因此,本节讨论考虑耦合效应情况下如何对方法进行修正的问题。

为便于数值运算,第2节中采用ABCD矩阵进行方法的描述。但在本节中,耦合效应更适合从阻抗矩阵( $Z$ 矩阵)出发进行讨论。考虑耦合效应,可将监测线与被测线视为完整的四端口网络,结合二者的对称性,构建 $Z$ 矩阵形式的端口关系如下:

$$\begin{bmatrix} V_{1x} \\ V_{2x} \\ V_{10} \\ V_{20} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_s & Z_m \\ Z_m & Z_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{1x} \\ I_{2x} \\ I_{10} \\ I_{20} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中:

$$Z_s = \begin{bmatrix} Z_{11} & Z_{12} \\ Z_{21} & Z_{22} \end{bmatrix}$$

$$Z_m = \begin{bmatrix} Z_{m11} & Z_{m12} \\ Z_{m21} & Z_{m22} \end{bmatrix}$$

其中: $Z_s$ 为监测线或被测线的自阻抗矩阵; $Z_m$ 为两线间的互阻抗关系。

由式(13)可得到如下关系:

$$\begin{bmatrix} V_{1x} - V_{10} \\ V_{2x} - V_{20} \end{bmatrix} = [Z_s - Z_m] \begin{bmatrix} I_{1x} - I_{10} \\ I_{2x} - I_{20} \end{bmatrix} \quad (14)$$

从方程式(14)出发,结合负载的电流电压关系,即可推导得到所需的监测线-被测线电流关系。因此,从数学意义上,线缆系统的影响可完全体现在式(14)的 $Z$ 矩阵关系中。而忽略耦合效应条件下,类似的关系应表示为

$$\begin{bmatrix} V_{1x} - V_{10} \\ V_{2x} - V_{20} \end{bmatrix} = Z_s \begin{bmatrix} I_{1x} - I_{10} \\ I_{2x} - I_{20} \end{bmatrix} \quad (15)$$

比较式(14)与式(15),可以看出监测线-被测线间耦合的影响体现为需要在阻抗矩阵 $Z_s$ 的基础上减去一个耦合阻抗矩阵 $Z_m$ 。在物理上,这意味着需要用新的传输线系统替换原有的传输线系统。而且这种替换不仅对 $Z$ 参数成立,对其他参数矩阵形式将同样成立。已知 $Z_s$ 代表单根监测线或被测线与地平面形成的传输线系统。而 $Z_s - Z_m$ 同样可以找到明确的物理意义。

如图9所示,在两线之间建立左右2个端口,其他连接方式不变。此时从原本的四端口网络的角度,存在 $I_{1x} = -I_{10}, I_{2x} = -I_{20}$ 。且由于两线对称,可得到 $V_{1x} = -V_{10}, V_{2x} = -V_{20}$ 。代入式(13),可得

$$\begin{bmatrix} V_{1x} \\ V_{2x} \\ -V_{1x} \\ -V_{2x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_s & Z_m \\ Z_m & Z_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{1x} \\ I_{2x} \\ -I_{1x} \\ -I_{2x} \end{bmatrix} \quad (16)$$

进而可得

$$\begin{bmatrix} V_{1x} \\ V_{2x} \end{bmatrix} = [Z_s - Z_m] \begin{bmatrix} I_{1x} \\ I_{2x} \end{bmatrix} \quad (17)$$

同时,对于图9测试状态所标定的2个端口,其电压电流可表示为

$$\begin{cases} V'_1 = V_{1x} - V_{10} = 2V_{1x} \\ V'_2 = V_{2x} - V_{20} = 2V_{2x} \\ I'_1 = I_{1x} \\ I'_2 = I_{2x} \end{cases} \quad (18)$$

对图9中的线缆系统,假定其阻抗矩阵为 $Z_x$ ,即存在

$$\begin{bmatrix} V'_1 \\ V'_2 \end{bmatrix} = [Z_x] \begin{bmatrix} I'_1 \\ I'_2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

将式(18)代入式(19),并与式(17)比较可得 $Z_s - Z_m = Z_x/2$ ,因此 $Z_s - Z_m$ 量值为图9所示线缆系统特征阻抗的一半,其代表的物理意义是其

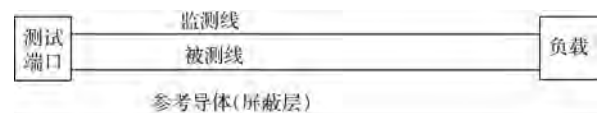


图9 修正特性参数测试所用的测试端口

Fig. 9 Port for measurement of modified characteristic parameters

中一条线与两线间的虚拟地平面间构成的传输线系统。只需测定图9中两线构成的传输线系统的特征阻抗  $Z'_c$  和相速  $v$ , 然后取  $Z'_c/2$  和  $v$  替换本节所有公式中的特征阻抗  $Z_c$  和相速  $v$ , 即可消除监测线-被测线间耦合效应所带来的影响。

值得注意的是, 线间耦合效应的修正更多的体现在特征阻抗  $Z_c$  上。对于相速  $v$ , 理论上由于介质层的存在, 线间耦合效应确实会改变其量值, 但在实际中这种改变往往非常微小。在本文实验的精度下, 相速  $v$  的变化几乎观测不到。

## 4 测试验证

为验证本文方法的有效性, 搭建了线缆平台进行测试(见图10)。在该平台中, 采用信号源注入激励模拟外加场, 采用示波器模拟可能采用的监测终端设备。由于示波器采样率通常远高于实用中AD转换器及数字系统的处理速率, 在数据处理中会将示波器采样数据进行减采样处理, 以模拟实际监测装置的性能。

图10中平台所使用的线缆为四芯屏蔽线。在本测试中, 屏蔽层作为参考地; 1#线为信号注入线, 可在屏蔽层内产生模拟干扰场; 2#线模拟监测线, 其左右终端外接  $51\ \Omega$  电阻(市场上可买到的最接近  $50\ \Omega$  的贴片电阻), 在进行测试时, 示波器  $50\ \Omega$  内阻与之并联, 因此线两端等效电阻为  $25.24\ \Omega$ ; 3#线模拟被测线, 其两终端各串联  $100\ \Omega$  电阻后与示波器相连, 因此等效电阻为  $150\ \Omega$ ; 4#线悬空不使用。线缆长度  $l = 2\ \text{m}$ 。

对建模所用的传输线系统参数进行测试。首先截取一段  $1\ \text{m}$  长的线缆样本, 按第3节的方法将2#线(监测线)和3#线(被测线)的一端进行短路, 然后在另一端口处利用阻抗分析仪测试其输入阻抗, 得到幅度和相位结果如图11所示。

根据传输线理论, 短路线输入阻抗公式为

$$Z_{in} = jZ_c \tan\left(\frac{\omega}{v}l\right) \quad (20)$$

在极低频条件下, 传输线输入阻抗可近似为

$$Z_{in} = jZ_c \frac{2\pi f l}{v} \quad (21)$$

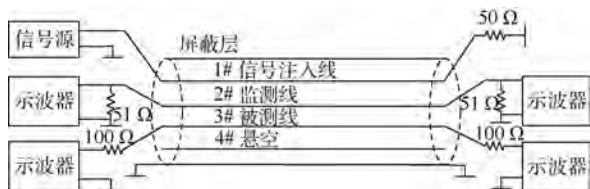


图10 四芯传输线系统验证模型

Fig. 10 Validation model of four-wire cable system

式中:  $f$  为频率。已知测试样本线长  $l = 1\ \text{m}$ , 利用图11(a)中幅度特性极低频段的斜率数据, 可以得到

$$\frac{Z'_c}{v} = 6.15 \times 10^{-7} \Omega / (\text{Hz} \cdot \text{m}) \quad (22)$$

同时, 相位的第一零点(即第一谐振点)  $f_1$  符合如下关系:

$$\frac{2\pi}{v} f_1 l = \frac{\pi}{2} \quad (23)$$

从图11(b)中可读出  $f_1 = 42.5\ \text{MHz}$ , 因此可求得  $v = 1.7 \times 10^8\ \text{m/s}$ 。结合式(22)可求得该系统的特征阻抗  $Z'_c = 104.55\ \Omega$ 。因此, 在建模分析中采用参数为

$$Z_c = 52.28\ \Omega \quad (24a)$$

$$v = 1.7 \times 10^8\ \text{m/s} \quad (24b)$$

此处若不采用图9的测试方法, 而是直接建立线终端对地端口的话, 对应求得  $Z_c = 54.33\ \Omega$ ,  $v = 1.7 \times 10^8\ \text{m/s}$ 。与式(24)相比, 特征阻抗  $Z_c$  有一定误差, 但并不明显, 因此可知线间耦合所带来的影响在本例中相对较小。

获取特征阻抗和相速参数后, 按照图10搭建

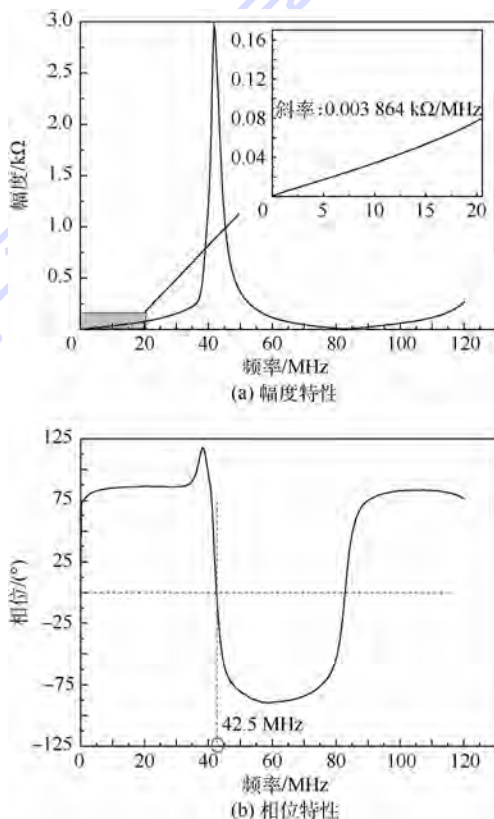


图11 端口阻抗幅度和相位特性测试结果

Fig. 11 Measured results of port impedance magnitude and phase characteristics

验证线缆系统并进行测试。系统照片如图 12 所示。

选定信号源波形为 1 V、10 MHz 的方波,示波器直接测试得到监测线两端电压波形如图 13 所示。

由于本文方法的输入和输出变量均为端口电流,因此需要将监测线的电压波形转化为电流波形。本案例中,线缆长度  $l = 2\text{ m}$ ,因此线缆单程传输延迟时间  $l/v = 11.765\text{ ns}$ 。示波器采样率为 20 GSa/s (Sa/s 为采样率的单位,即每秒采集样本 (sample) 的数量),为模拟实际可能的硬件性能,通过数值减采样将其降低为 100 MSa/s (对应采样时间间隔  $t_s = 10\text{ ns}$ )。然后按第 2 节所述方法可作出系统信号流图,采用 MATLAB 程序进行实现,最终计算出被测线终端电流波形。模型计算和实测结果对比如图 14 所示。

从图 14 可以看出,采用本模型所获得的被测线左右端口电流波形与实测相比吻合良好,脉冲波形的峰值处预测误差最大值不超过 6% (峰值误差/峰值高度)。通常情况下,该精度足以满足要求。



图 12 验证系统实物图  
Fig. 12 Photo of validation system

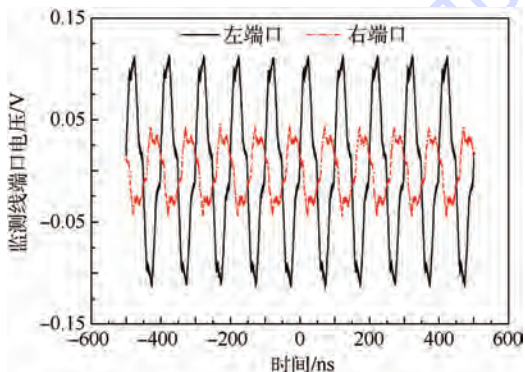


图 13 监测线左右端口电压波形  
Fig. 13 Voltage waveforms on left and right ports of monitoring wire

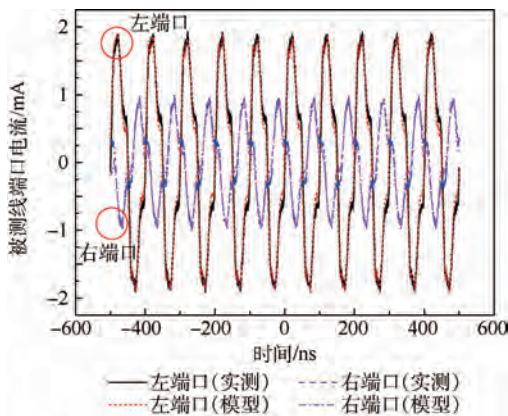


图 14 被测线左右端口电流波形(实测与模型)  
Fig. 14 Current waveforms on left and right ports of monitoring wire (actual measurement and model)

### 5 结论

- 1) 本文提出一种实时监测外界瞬态电磁信号的方法。主要思路是通过对多芯线缆中某一非功能线终端信号的监测,推算功能线终端的耦合情况。
- 2) 本文方法主要优势在于监测过程不影响设备正常工作,且具有实时性。
- 3) 通过对一条四芯屏蔽线的测试验证了本文方法的有效性和精度,同时证明监测线端口信号状态能够正确反映被测线耦合情况。
- 4) 针对加装监测系统可能带来的部分重量和成本的增加,可以将部分线缆束本身包含备用线,直接作为监测线使用;同时可以区分线缆链路的敏感程度,只对部分易受扰的线缆加装该监测系统。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] 苏东林,谢果树,戴飞,等. 系统级电磁兼容量化设计理论与方法[M]. 北京:国防工业出版社,2015:125.  
SU D L, XIE S G, DAI F, et al. The theory and method of quantification design on system-level electromagnetic compatibility [ M ]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 125 (in Chinese).

[ 2 ] PAUL C R. Introduction to electromagnetic compatibility [ M ]. 2nd ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2006: 503-557.

[ 3 ] PAUL C R. Analysis of multiconductor transmission lines [ M ]. 2nd ed. New York: Wiley-IEEE, 2007: 89-109.

[ 4 ] WANG Y M, SU D L, CHEN W Q. Analysis of field-to-transmission line coupling in the airplane [ C ] // ISAPE 2008 8th International Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1052-1055.

[ 5 ] LI B, WANG J J, SONG X W, et al. Equivalent circuit model of frequency-domain responses with external field [ C ] // 2015 IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibili-

- ty. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 761-766.
- [ 6 ] PIGNARI S A, SPADACINI G. Plane-wave coupling to a twisted-wire pair above ground[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2011, 53(2): 508-523.
- [ 7 ] JULLIEN C, BESNIER P, DUNAND M, et al. Advanced modeling of crosstalk between an unshielded twisted pair cable and an unshielded wire above a ground plane[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2013, 55(1): 183-194.
- [ 8 ] SPADACINI G, PIGNARI S A. Numerical assessment of radiated susceptibility of twisted-wire pairs with random nonuniform twisting[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2013, 55(5): 956-964.
- [ 9 ] 张莉. 同轴电缆屏蔽性能测量方法的比较[J]. 电线电缆, 2014(6): 21-23.  
ZHANG L. Comparison of coaxial cable shielding effectiveness measurement methods[J]. Electric Wire & Cable, 2014(6): 21-23 (in Chinese).
- [ 10 ] 齐磊, 崔翔, 谷雪松. 屏蔽电缆转移阻抗和转移导纳的宽频测量[J]. 电波科学学报, 2007, 22(4): 696-701.  
QI L, CUI X, GU X S. Wide-frequency measurement of transfer impedance and transfer admittance of shielded cable[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2007, 22(4): 696-701 (in Chinese).
- [ 11 ] IEC. Metallic communication cable test methods: CEI/IEC 62153-4-6 2006 6[S]. Geneva: IEC, 2006.
- [ 12 ] Boeing Design Manual. Wiring design, assembly and installation; BDM-7124[S]. Seattle: Boeing, 1991.
- [ 13 ] 陈穷, 蒋全兴, 周开基, 等. 电磁兼容性工程设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 424-444.  
CHEN Q, JIANG Q X, ZHOU K J, et al. Electromagnetic compatibility engineering design manual[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 424-444 (in Chinese).
- [ 14 ] 中国人民解放军总装备部. 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求与测量: GJB 151B—2013[S]. 北京: 中国标准出版社, 2013.  
PLA General Equipment Department. Electromagnetic emission and susceptibility requirements and measurements for military equipment and subsystems; GJB 151B—2013[S]. Beijing: Standards Press of China, 2013 (in Chinese).
- [ 15 ] OPPENHEIM A V, SCHAFFER R W, BUCK J R. Discrete-time signal processing[M]. 2nd ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1998: 340-438.

#### 作者简介:

**苏东林** 女, 博士, 教授。主要研究方向: 自顶向下系统级电磁兼容设计、电磁环境效应。

**李冰** 男, 博士研究生。主要研究方向: 线缆耦合效应、计算电磁学。

**王珺珺** 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 天线设计、电磁兼容。

## Real-time monitoring method of cable coupling signal

SU Donglin, LI Bing, WANG Junjun\*, SONG Xinwei

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Cable coupling is one of the most important reasons for electromagnetic compatibility problems in avionics systems. Monitoring the cable coupling effect is of great significance. A method of monitoring the coupling signals on the ports with the spare wire in the cable is introduced. Since the monitoring wire is in the same conditions as the monitored one, the influence of the stochastic routing and field distribution could be counteracted. The monitoring and monitored wires could be regarded as the same two-port system, which could be described with an *ABCD* matrix. Then the frequency-domain analytical model of this system could be constructed with the transmission line theory. Finally, it could be converted to a discrete-time model and the signal flow graphs of the system could be achieved, which is convenient for the real-time signal processing and hardware realization. A four-wire cable system is taken as the case to validate the method. Compared with the results of measurement, the errors of the current peaks are less than 6%, which is small enough for practical applications. This fact proves that the method is effective and accurate.

**Keywords:** cable coupling problems; real-time monitoring; transmission line theory; two-port networks; discrete-time model; signal flow graphs

**Received:** 2016-04-19; **Accepted:** 2016-04-29; **Published online:** 2016-05-05 15:26

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160505.1526.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160505.1526.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61379002, 61427803); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-15-GJSYS-056)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0272

# 复杂产品系统模块化分解模型及应用研究



闫华锋<sup>1,\*</sup>, 仲伟俊<sup>2</sup>

(1. 国网电力科学研究院, 南京 210003; 2. 东南大学 经济管理学院, 南京 211189)

**摘 要:** 模块化设计开发技术能够实现复杂产品系统(CoPS)的柔性制造,科学合理的模块化分解将会降低 CoPS 开发的管理难度和制造成本。在分析产品系统模块化理论的基础上,总结了 CoPS 的模块化处理流程,列举了 CoPS 的模块化分解原则,提出了 CoPS 的模块化分解程度的计算模型,研究并建立了系统模块化与企业绩效的相关性分析模型,并探索了模型的最佳应用实践。以电网广域监测分析控制系统(WARMAP)为例,论述了在影响因素众多的情况下,运用模块化分解模型进行计算后,WARMAP 分解为 4 大功能模块,极大缩短了系统的研发周期,提高了研发质量,充分验证了模块化分解模型的有效性,以期为企业产品模块化设计提供理论指导和决策借鉴。

**关键词:** 复杂产品系统(CoPS); 创新研究; 模块化设计; 模块化分解模型; 电网广域监测分析控制系统(WARMAP)

**中图分类号:** F752.69

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0654-06

模块化思想在产品制造中的最早应用可以追溯到 20 世纪初,并于 20 世纪 20 年代首次应用于机械产品设计<sup>[1]</sup>。欧美专家于 20 世纪 50 年代开始正式提出了模块化设计的概念,并把这一概念提升到理论高度开展研究<sup>[2]</sup>。

在复杂产品系统(CoPS)领域,模块化处理是指从 CoPS 出发,研究其构成形式,依据一定的模块设计原则和分解规则,利用相关的模块分解方法,构建产品的模块体系,经过各模块的专业开发,再运用各种模块组合方法,进一步形成产品系统的过程。CoPS 的模块化降低了产品系统的复杂性,使得设计改进更为方便,也使得 CoPS 管理更为容易。与此同时,科学合理的模块化分解,也使得 CoPS 的柔性得到提高,使 CoPS 根据客户的多样化需求进行的响应更为有效。

近年来,模块化理论得到了相对深入的研究

和广泛应用。目前,学者们提出了模块化分解的方法。Stone 等<sup>[3]</sup>提出了一种模块启发式探索方法来分离模块;Zamirowski 和 Otto<sup>[4]</sup>从一个产品族的产品交叉中发现共用模块;Holltt<sup>[5]</sup>提出了根据功能结构中输入输出流的相似来得到更多共用模块,用以增加模块划分规则的柔性;陈劲和桂彬旺<sup>[6]</sup>提出并论证了基于模块化开发 CoPS 的创新流程;Lau Antonio 等<sup>[7]</sup>运用结构方程建模法 AMOS4.0,实证分析了香港制造业数据,认为模块化产品制造商可以提供更好的客户服务、灵活性和交付能力;Rodrigues 和 Rocha Armada<sup>[8]</sup>采用 Baldwin 和 Clark<sup>[9]</sup>方法构造了一个一般模块化模型,分析了项目拆分的时机选择和相关价值的效用;王瑜和任浩<sup>[10-11]</sup>对模块化组织价值创新进行了深入研究分析,指出了模块化组织创新的内涵与本质、路径及其演化;文献[12-13]对复杂

收稿日期: 2016-04-07; 录用日期: 2016-05-13; 网络出版时间: 2016-06-15 15:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1550.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71071033)

\* 通讯作者: E-mail: yhf\_sga@163.com

**引用格式:** 闫华锋, 仲伟俊. 复杂产品系统模块化分解模型及应用研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 654-659.

YAN H F, ZHONG W J. Modular decomposition model of complex product system and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 654-659 (in Chinese).

产品模块化降低企业管理成本、支撑创新绩效的影响进行了研究;陈建勋等<sup>[14]</sup>对信息技术(IT)业和制造业进行研究,建立了结构方程模型,分析了模块化对组织绩效水平的影响。

但是,随着 CoPS 的组成元素规模日益庞大,其构造也越来越复杂。如一架波音飞机的模块规模可达两百多万,一组工业汽轮机也能超过上万个模块。现代产品的规模不断增大,随之而来的是 CoPS 模块间的关系更加错综复杂,使得模块化分解也越来越难。如何优化地确定 CoPS 的模块化分解数量成为 CoPS 创新研究的难题。

本文在研究现有 CoPS 模块化理论的基础上,总结了 CoPS 的模块化处理流程,并针对 CoPS 模块化实现过程中最关键的环节——模块化分解,提出了相应的分解模型以及企业绩效相关性分析模型。以电网广域监测分析控制系统(WARMAP)为研究案例,分析了模块化分解模型的应用过程。

## 1 CoPS 的模块化分解模型

对 CoPS 进行模块化分解时,除遵循一定的分解原则外,还有 2 个关键问题需要解决:①如何确定模块化分解程度;②对模块化分解程度与企业绩效的相关性做出分析。大量理论与实践调研表明:前者符合非线性规划模型,后者遵循非线性回归模型<sup>[15]</sup>。

### 1.1 CoPS 的模块化分解原则

通常,CoPS 模块化分解应遵循以下原则<sup>[16]</sup>:

1) 系统等价原则。分解模型与真实系统之间必须存在信息的等价性,即模型的属性、状态等必须与真实系统相一致。

2) 结构独立原则。模块分解的一个最基本原则是保持模块结构的独立性和完整性,模块之间的界面要素要便于分离与联结。

3) 功能相近原则。功能相近原则主要包括结构交互、能量交换、物质交互、信号交互和作用力交互等 5 种原则。一般来说,2 个部件之间的 5 种交互作用越大,就越应划分在同一模块中。

4) 绿色环保原则。绿色环保原则即提高产品资源和能源利用率、降低产品生命周期成本、最小化产品的环境污染等要求,包括重复利用准则、利于升级准则、易于维修准则、高回收性准则、方便销毁准则。

### 1.2 模块化分解程度的计算模型

假定实现 CoPS 的技术在短时间内不变。设

$Y$  为 CoPS 的模块化分解程度, $X_1, X_2, \dots, X_m$  为影响模块化分解程度的  $m$  个约束变量, $L_1, L_2, \dots, L_m$  为上述  $m$  个约束变量对模块化分解的影响权值,则可以构造如下 CoPS 的模块化分解程度计算模型:

$$Y = \max(f(X_i)) = \max\left(\sum_{i=1}^m (L_i X_i^{k_i})\right) = \max(L_1 X_1^{k_1} + L_2 X_2^{k_2} + \dots + L_m X_m^{k_m})$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} f_i\left(\sum_{j=1}^i X_j\right) \geq 0 & 0 \leq i \leq m \\ \sum_{i=1}^m L_i = 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $X_1, X_2, \dots, X_m$  等约束变量为功能可分性、客户定制度、技术难度系数、系统需求多样性、系统投入多样性、整体投入成本、模块分解清晰度、集成工艺先进程度、后期维护性等影响因素; $k_1, k_2, \dots, k_m$  为上述影响因素对模块化分解程度的影响关系,其值可以通过分析每个因素对模块化分解程度的影响方式确定; $L_1, L_2, \dots, L_m$  为上述影响因素对模块化分解程度的影响权重,分值可以采用多种方法确定,比如通过匿名的专家打分法确定这些影响因素的重要程度。

针对具体 CoPS 的特点,结合模块化设计师积累的经验,得到足够多的限制条件,该模型即可得出最优解,也就是系统最优的模块分解数量。

### 1.3 系统模块化的分解程度与企业绩效相关性分析模型

对于 CoPS 的模块化处理,如果分解的模块数量太多,就会增加模块间的连接和相互作用,使得系统整体结构虚弱,并增加模块化的设计、试验、交易和协调费用,从而影响企业的绩效;若模块数量太少,功能相对独立性和专业性就差,单个模块过于复杂,影响系统集成时的柔性,并容易导致开发、生产以及维护成本的上升。因此,CoPS 的模块化分解还需要考虑对企业绩效的影响。

经过众多模块化系统设计师的调研分析,一般表现为系统的模块化分解程度与企业绩效之间的关系曲线呈“U”字型。假设  $C$  为企业制造 CoPS 的成本, $y$  为所制造 CoPS 可以分解的模块数量。如果用  $C$  来衡量企业的绩效,用  $y$  作为衡量 CoPS 模块化分解程度的指标,则根据上述企业绩效与模块化分解程度之间的二次曲线关系,可以得到如下相关性模型:

$$C = ay^2 + by + c \quad a, c > 0, b < 0$$

令  $a = \beta_2, b = \beta_1, c = \beta_0 + \mu$ ,对上述模型作变量替换,有

$C = \beta_0 + \beta_1 y + \beta_2 y^2 + \mu \quad \beta_0, \beta_2 > 0, \beta_1 < 0$

此即为标准的一元二次回归模型。其中,  $\beta_0$ 、 $\beta_1$ 和  $\beta_2$  称为回归系数 (regression coefficient)。利用最小二乘法求得此回归模型的系数, 即可获得企业制造 CoPS 的绩效与模块化分解程度之间的关系, 从而可以帮助优化 CoPS 的模块化数量。

## 2 电网广域监测分析控制系统

中国能源资源储藏与消费中心呈逆向分布, 跨区域、远距离、大规模的电力输送是我国电网不可回避的问题。随着电网互联和跨区输电的发展, 大范围一体化的电网运行状态导致广域动态的交互影响加剧, 多种稳定形态交织显现使得电网稳定特性复杂多变, 电力系统的可靠性面临着新的重大挑战, 迫切需要开展电网系统时空协调的安全稳定在线自适应综合防御技术创新研究。

由国网电力科学研究院、中国电力科学研究院和国家电力调度中心等众多国内电网系统顶尖科研、开发单位共同研制的 WARMAP 通过克服特高压、交直流混联和自然灾害频发的电网复杂运行环境, 构建时空协调的大停电综合防御体系, 研发适应综合防御要求的安全稳定控制装置, 以解决电网大停电综合防御的体系、理论、技术和装备等系列科学问题, 实现电网安全稳定在线预警、预防控制、紧急控制、校正控制的一体化协调, 成为了电力行业中具有代表性的一套 CoPS。

### 2.1 WARMAP 的模块化设计

在 WARMAP 模块设计中, 从影响因素上, 造成电网安全问题复杂性的因素众多, 不仅涉及高纬度、强时变、强非线性特性以及微分-差分-逻辑-代数混合等特性, 还包含多领域 (物理、经济、信息)、多物理量 (电流、电压、频率、功角)、多类稳定性 (静态、动态、暂态、周期、结构)、多时间尺度 (电磁暂态、机电暂态、中期、长期)、多空间尺度 (局部模式、全局模式) 等因素。同时, WARMAP 还存在当前电网运行状态、电网运行异常数据、电网状态控制决策和电网系统数据备份等信息流, 其实现涉及信息通信、稳定性量化、数据自动采集及存储等高新技术。

从安全角度上, 由于现有电力系统遵循“分区分域、等级防护”的原则, 被划分为多个安全分区 (由于涉密, 不能具体说明分区方式)。因此, WARMAP 的模块划分还要考虑到安全分区因素。

从任务分配上, 为解决电网大停电综合防御问题, WARMAP 需要具备数据汇集和整合、实时分析和预警、辅助决策和控制、在线协调和优化等

功能。其中, 数据汇集和整合主要根据统一时标, 将能量管理系统 (Energy Management System, EMS) 状态估计后的稳态数据、安控装置的实测数据、实时动态监测系统 (Wide-Area Measurement System, WAMS) 数据、外网等值数据等整合为反映电网实际运行状态的稳态数据, 用于在线安全稳定分析和策略搜索计算的基础数据; 实时分析和预警主要完成电压和频率动态特性监视和分析、低频振荡在线监视和分析、系统安全稳定性在线评估、预想故障的阻尼分析等任务; 辅助决策和控制主要实现系统安全稳定主导模式的在线识别、系统在线极限功率计算、预防控制在线优化辅助决策等功能; 在线协调和优化主要实现安全稳定控制系统策略表刷新、预想故障发生时的紧急控制在线优化预决策以及紧急控制措施实施等功能。

从技术实现上, WARMAP 可以划分为 6 大子系统, 分别为数据处理子系统、数据存储子系统、并行计算子系统、人机交互子系统、信息发布子系统和离线分析子系统。各子系统的实现功能如下:

1) 数据处理子系统。数据处理子系统主要实现数据的通信、数据的转换、数据的整合和结果数据的处理等功能。根据数据处理功能的不同, 又可分为外网数据整合子系统和计算数据整合子系统。其中, 计算数据整合子系统可根据实际并行计算子系统中数据源的不同配置多套。

2) 数据存储子系统。数据存储子系统主要实现电网安全防御系统的输入数据、输出数据以及其对应的历史数据的存储和管理。

3) 并行计算子系统。并行计算子系统主要实现实时预警、辅助决策和协调控制等功能的计算。根据具体实现功能的不同, 又分为在线预警和辅助决策子系统、稳控策略计算子系统、计划校核子系统 (日/周)。随着应用功能的扩充支持进行扩展。

4) 人机交互子系统。人机交互子系统主要实现电网安全防御系统的人机界面的交互, 主要包括系统运行结果的浏览、查询, 系统运行的管理和维护等功能。

5) 信息发布子系统。信息发布子系统主要实现电网安全防御系统在安全 III 区的信息发布, 实现系统结果的浏览和查询。

6) 离线分析子系统。离线分析子系统主要实现对电网历史运行工况进行研究和分析。

### 2.2 WARMAP 的模块化分解

根据 2.1 节中诸多模块化设计方案,通过与领域专家咨询调研,获取了近百种模块化设计影响因素的权值,并运用本文模块化分解模型进行计算,确立 WARMAP 分解为 4 大功能模块:数据采集、分析预警、控制决策和离线研究。其中,数据采集模块主要用于采集和处理电力系统实时状态信息,为后续的安全稳定分析和控制决策提供数据源;分析预警模块主要用于根据实时工况对潜在故障进行综合评估及预警;控制决策模块主要用于在系统出现不安全或潜在不安全的情况下,启动预防控制或紧急控制策略搜索模块,向调度运行人员提供运行方式调整建议;离线研究模块主要用于对所有历史或实时的电网运行数据进行非实时的分析计算,以帮助决策制定或验证。WARMAP 的概念设计流程如图 1 所示。

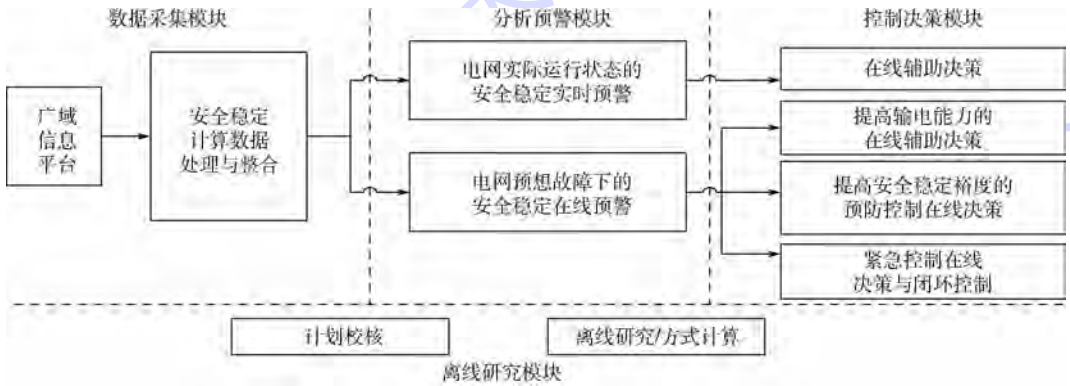


图 1 WARMAP 概念设计流程

Fig. 1 Conceptual design flow based on WARMAP

协调防御系统的应用功能关系如图 2 所示。图中彩色显示的是协调防御系统的三大应用功能:实时预警、辅助决策和协调防御。协调防御系统与 EMS 和 WAMS 存在数据接口。图中:SE 为状态估计;AGC 为自动发电控制;AVC 为自动电压控制;PMU 为电源管理单元。

### 2.3 WARMAP 的模块化开发

WARMAP 是典型的电力领域复杂产品系统,其模块化开发涉及单位众多,开发任务繁重,开发周期较长。在 WARMAP 的模块化开发中,主要解决数据收集开发工作,包括 WARMAP 从 EMS 汇集的状态估计结果数据,比如电网参数、发电机出力、母线电压和负荷、线路/变压器潮流、状态估计后的计算节点拓扑信息等;从 WAMS 系统汇集的数据,比如母线电压/频率、发电机功角和联络线功率的动态响应轨迹数据(PMU 动态数据)。

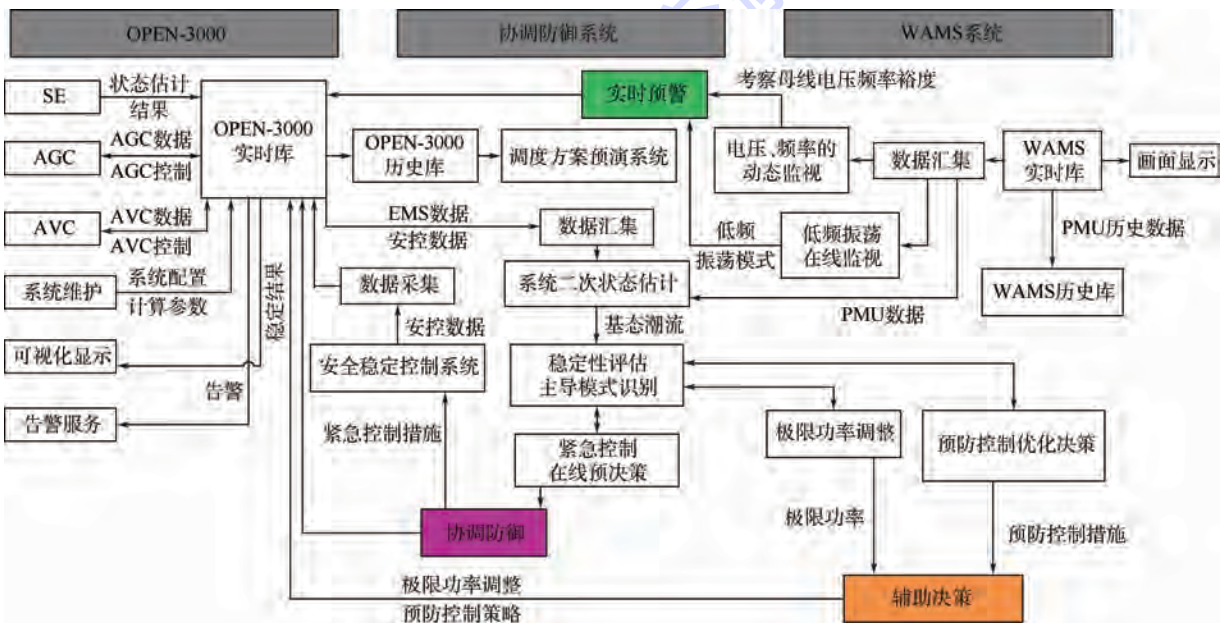


图 2 WARMAP 模块关系

Fig. 2 Relationship of WARMAP modules

实时预警主要包括的任务有电压和频率的动态特性监视和分析、低频振荡的在线监视和分析、系统安全稳定性的在线评估和预想故障的阻尼分析;辅助决策内容主要有系统安全稳定主导模式的在线识别、系统在线极限功率计算、预防控制在线优化辅助决策等;协调防御主要包括紧急控制在线优化预决策的开发。

#### 2.4 WARMAP 的模块仿真调试

根据仿真数据,如 EMS 状态估计的断面数据、离线仿真数据,对数据整合的流程进行验证,生成安全稳定计算需要的同时对数据的正确性进行验证。根据电网的实际数据,通过定时数据刷新,调试数据长时间运行的可靠性。

根据事先准备好的潮流、稳定和故障集等数据,顺序进行潮流和安全稳定评估计算。对于稳定的算例,进行极限功率的计算;失稳的算例,进行预防控制的策略计算。通过离线稳定分析软件的比对,验证功能的正确性。

建设仿真系统,模拟真实的电网运行方式以及故障的形态,通过仿真系统和 WARMAP 的数据接口,实现 WARMAP 的模拟调试。同时,通过 WARMAP 主站系统和稳控装置的互联,实现控制策略表的在线刷新模拟试验。

#### 2.5 WARMAP 的工程实施及维护

按照系统出厂测试大纲,组织用户进行系统的测试,并现场实施接入实际运行环境,进行现场调试;经过一段时间的现场试运行,通过黑盒和灰盒测试,分模块快速查找问题所在,交由开发组完成 BUG 修正,或功能的完善,进而由测试组进行集成环境下的验证。对于定期巡检或用户现场提出的新功能需求,则由设计组统一汇总、分析,在模块接口不变的前提下,分模块交由开发组执行高效开发。

基于上述模块化设计、分解、开发、仿真和实施,WARMAP 以 IT 和稳定性量化技术(EEAC 算法)为支撑,通过电力 EMS 和 WAMS 系统获取发输电网络环节的运行信息,在线跟踪电网实际运行工况,推动电网调度运行从传统的“离线预案”升级为“在线预警及辅助决策”,直至实现“在线协调控制”。在开发管理过程中,WARMAP 的设计研发单位发现,通过合理地分解 WARMAP 的模块化数量,极大地缩短了 WARMAP 的研发周期,原来计划研发和测试阶段 360 人天的开发投入,仅用了 217 人天即通过了出厂测试;由于分工进一步明确,减少了交叉和重复,节约了大量沟通协调成本,各开发人员在同一功能模块的投入

提升了 20% ~ 30%,极大提高了 WARMAP 的研发质量。产品已在中国 19 个省级电力公司调度中心得到了应用,取得了良好的应用效果和经济效益。

### 3 结束语

模块化已成为解决产品系统复杂性的有效方法和有力工具,得到了深入的研究和广泛的应用。然而,在 CoPS 的开发实现过程中,如果不能恰当地分配好 CoPS 的模块化数量,不但不能起到简化系统复杂性、降低制造成本、增加系统制造灵活性的作用,还会增加 CoPS 模块化的生产、交易成本以及管理复杂性。为此,本文在分析 CoPS 模块化理论研究的基础上,明晰了 CoPS 模块化分解原则,建立了 CoPS 的模块化分解模型以及模块化分解程度与企业绩效间的关系模型,并以影响国计民生的电力行业 CoPS——WARMAP 为例分析了相应模型的有效性。企业可使用这些模型,结合自身产品系统开发管理的特点,因地制宜地找到模块分解数量和开发效率的最优结合点,以最优模块数最大限度地提升企业绩效,从而降低 CoPS 的开发制造成本和实现 CoPS 的柔性制造。

#### 参考文献 (References)

- [1] SIMONH A. The architecture of complexity[J]. Proceedings of the American Philosophical Society, 1962, 106(6): 467-482.
- [2] HUANG C C. Overview of modular product development[J]. Proceedings of the National Science Council, Republic of China, Part A: Physical Science and Engineering, 2000, 24(3): 149-165.
- [3] STONE R B, WOOD K L, CRAWFORD R H. A heuristic method for identifying modules for product architectures[J]. Design Studies, 2000, 21(1): 5-31.
- [4] ZAMIROWSKI E, OTTO K. Identifying product family architecture modularity using function and variety heuristics[C]//11th International Conference on Design Theory and Methodology, Las Vegas, 1999.
- [5] HOLLTT K. Identifying common modules for collaborative R&D [C]//POM2002 Meeting on Production and Operations Management, San Francisco, 2002: 1-16.
- [6] 陈劲, 桂彬旺. 模块化创新: 复杂产品系统创新机理与路径研究[M]. 北京: 知识产权出版社, 2007.  
CHEN J, GUI B W. Innovation of modularization: Research on innovation mechanism and approach of CoPS[M]. Beijing: Intellectual Property Publishing House, 2007 (in Chinese).
- [7] LAU ANTONIO K W, YAM R C M, TANG E. The impacts of product modularity on competitive capabilities and performance: An empirical study[J]. International Journal of Produc-

- tion Economics,2007,105(1):1-20.
- [ 8 ] RODRIGUES A,ROCHA ARMADA M J. The valuation of modular projects: A real options approach to the value of splitting [J]. Global Finance Journal,2007,18(2):205-227.
- [ 9 ] BALDWIN C Y,CLARK K B. Design rules. Volume 1: The power of modularity[M]. Cambridge: MIT Press,2000.
- [10] 王瑜,任浩. 模块化组织价值创新:内涵与本质[J]. 科学学研究,2014,32(2):282-288.  
WANG Y,REN H. Value innovation of modular organization: Content and nature[J]. Studies in Science of Science,2014,32(2):282-288(in Chinese).
- [11] 王瑜,任浩. 模块化组织价值创新:路径及其演化[J]. 科研管理,2014,35(1):150-156.  
WANG Y,REN H. Path and evolution of value innovation in modular organization[J]. Science Research Management,2014,35(1):150-156(in Chinese).
- [12] 齐建民,钟军. 模块化设计下的复杂产品成本测度研究[J]. 中国石油大学学报(社会科学版),2013,29(3):13-17.  
QI J M,ZHONG J. A study of complex product cost measure under modular design[J]. Journal of China University of Petroleum (Edition of Social Sciences),2013,29(3):13-17(in Chinese).
- [13] 郑维强,刘振宇,刘达新,等. 基于模糊关联的复杂产品模块化设计方法及其应用[J]. 机械工程学报,2015,51(5):130-142.
- JIA W Q,LIU Z Y,LIU D X,et al. Modular design method and application for complex product based on fuzzy correlation analysis[J]. Journal of Mechanical Engineering,2015,51(5):130-142(in Chinese).
- [14] 陈建勋,张婷婷,吴隆增. 产品模块化对组织绩效的影响:中国情境下的实证研究[J]. 中国管理科学,2009,17(3):121-130.  
CHEN J X,ZHANG T T,WU L Z. The effect of product modularity on organization performance: An empirical study in Chinese context [J]. Chinese Journal of Management Science,2009,17(3):121-130(in Chinese).
- [15] 青木昌彦,安藤晴彦. 模块时代——新产业结构的本质[M]. 周国荣,译. 上海:上海远东出版社,2003.  
AOKI M,ANDO H. Module age—The nature of new industrial structure [M]. ZHOU G R, translated. Shanghai: Shanghai Far East Publishers,2003(in Chinese).
- [16] BALDWIN C Y,CLARK K B. Design rules: The power of modularity [M]. Cambridge: MIT Press,2000.

#### 作者简介:

闫华锋 男,博士,研究员级高级工程师。主要研究方向:复杂产品系统技术与应用、技术创新管理。

## Modular decomposition model of complex product system and its application

YAN Huafeng<sup>1,\*</sup>, ZHONG Weijun<sup>2</sup>

(1. State Grid Electric Power Research Institute, Nanjing 210003, China;

2. School of Economics and Management, Southeast University, Nanjing 211189, China)

**Abstract:** Modular design and development technology can realize flexible manufacturing of complex product system (CoPS), but inappropriate modular decomposition will increase managerial difficulty and manufacturing cost. Based on the analysis of the product system modularization theory, this paper summarizes the modular processing flow of the complex product system, lists the modular decomposition principle of CoPS, proposes the modular decomposition model and modular-enterprise performance correlation analysis model, and then uses the wide area monitoring analysis protection-control (WARMAP) system as an example. This paper discusses that calculation by the modular decomposition makes the wide-area monitoring and analysis control system of power grid is divided into four functional models under the complex condition, which greatly shortens the development cycle of WARMAP system, improves the quality of research and development, verifies the validity of the modular decomposition model, and provides theoretical guidance and decision-making reference for enterprise product modular design.

**Keywords:** complex product system (CoPS); innovation research; modular design; modular decomposition model; wide area monitoring analysis protection-control (WARMAP)

**Received:** 2016-04-07; **Accepted:** 2016-05-13; **Published online:** 2016-06-15 15:50

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1550.001.html

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (71071033)

\* **Corresponding author.** E-mail: yhf\_sgga@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0273

# 单目 SLAM 直线匹配增强平面发现方法



蒙山\*, 唐文名

(深圳大学 信息工程学院, 深圳 518060)

**摘 要:** 针对微小型机器人及无人机系统日益迫切的轻量化视觉导航需求,提出了一种多维几何特征单目视觉三维环境建模方法。单一点特征单目 SLAM 制图方法地图描述效率相对较低,噪声容忍性能需要进一步提高。将线和面特征引入单目 SLAM 的三维地图构建过程,提高系统三维空间建模的搜索速度和稳定性。利用快速直线搜索算法,并基于二维直线匹配生成三维空间直线。现有基于三维空间特征点生成最小采样集的 J-Linkage 算法需要的倾向向量维数较高,完成单目 SLAM 常见场景三维平面聚类所需的计算量大。通过点线特征结合以及直线增强的 J-Linkage 算法可以提高特征平面聚类速度和稳定性,减少系统三维空间表达的冗余信息。

**关键词:** SLAM; 单目视觉; 几何聚类; 微小型机器人; 无人机

**中图分类号:** TP391

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0660-07

近年来,机器人未知环境自主导航成为研究热点,基于单目视觉、多目视觉和激光雷达等的 SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) 算法正在快速推进<sup>[1-3]</sup>。单目视觉 SLAM 体积小,重量轻,价格便宜,适用于重量体积敏感的无人机、微小型机器人自主导航及可穿戴现实增强系统中。

目前,基于特征点提取与匹配的 SLAM 的方法研究日趋成熟。Davison 等<sup>[4-5]</sup>实现了单目 SLAM 原型系统,为单目 SLAM 后续发展奠定了基础。Klein 和 Murray<sup>[6]</sup>提出了并行跟踪和地图构建 (Parallel Tracking and Mapping, PTAM) 方法,把跟踪和地图构建分为 2 个线程进行并行处理,用捆绑调整<sup>[7]</sup>替代了滤波方法,提高了系统的实时性。Tan 等<sup>[8]</sup>通过在线选取关键帧提出了基于先验自适应随机采样一致 (prior-based adaptive random sample consensus) 算法来提高相机的位姿

跟踪准确性,实现了动态环境下基于特征点的单目 SLAM。上述方法主要依靠单目图像帧间特征点匹配实现三维信息发现,由于图像特征点容易受到运动模糊及光照变化等噪声影响,基于图像特征点三维信息解算优化搜索计算负荷较重且容易出现不稳定现象<sup>[9]</sup>。

无人机及机器人操作的环境中往往蕴含着丰富的直线特征。由于直线的位置和方向信息不容易受到点噪声的影响,越来越多的研究者尝试用直线特征来优化 SLAM 制图和跟踪过程。Smith 等<sup>[10]</sup>利用扩展卡尔曼滤波的直线提取方法实现单目 SLAM,通过随机找出一个点作为一条直线段的起点,根据直线上像素点的曲率用扩展卡尔曼估算直线终点,进而得到完整直线段,由于卡尔曼滤波运算次数与像素点个数平方成正比,系统运算量大。Zhou 等<sup>[11]</sup>提出了基于建筑结构直线特征单目 SLAM 方法,建筑结构直线实时约束了

收稿日期: 2016-04-08; 录用日期: 2016-04-29; 网络出版时间: 2016-05-16 20:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160516.2033.001.html

基金项目: 国家“863”计划 (2015AA042303); 广东省科技计划 (2015A030401016); 深圳市基础研究项目 (JCYJ20150629152510439)

\* 通讯作者: E-mail: mengshan@szu.edu.cn

**引用格式:** 蒙山, 唐文名. 单目 SLAM 直线匹配增强平面发现方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 660-666.

MENG S, TANG W M. Monocular SLAM plane discovery method enhanced by line segments matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 660-666 (in Chinese).

摄像头的位姿,消除了累积方位误差,在结构规范的室内环境下,三维信息发现效果较好,在建筑线条不明显的情况下,系统性能下降明显。Zhao 等<sup>[12]</sup>减少直线描述参数,提高三维信息解算效率,由于仅使用了单一直线特征,空间环境信息描述不够完整,其直线匹配计算需要先验知识并通过手动输入参数完成。Jeong 和 Lee<sup>[13]</sup>提出了直线特征和角点特征相结合的单目 SLAM 制图方法,但未提供在实际环境中的测试结果,亦没有给出比较分析。Gee 等<sup>[14]</sup>为单目 SLAM 系统引入了直线与平面特征,在小范围场景中采用随机抽样一致(RANSAC)算法提取平面,利用高层次几何特征提高了空间结构的描述效率,使用的 RANSAC 算法在有噪情况下生成的直线和平面空间误差较大,影响系统的鲁棒性。

引入蕴含高层次几何特征的直线和平面,可以有效降低单目 SLAM 地图构建过程中三维空间表达的信息冗余<sup>[15]</sup>。为实现高效稳定的单目 SLAM 三维信息解算,本文提出了一种改进的 J-Linkage 算法,通过引入直线特征,并结合图像点特征,实现鲁棒性较高的三维空间平面发现,从而建立单目 SLAM 地图构建过程中的点线面结合的算法框架。

单目 SLAM 点特征的提取详见参考文献[5],这里不再赘述。本文主要内容包括单目 SLAM 制图过程中直线提取方法和直线增强的三维特征平面点线结合聚类发现方法,通过实验分析验证了上述方法的有效性。

## 1 单目 SLAM 制图直线提取

为了实现单目 SLAM 制图过程中帧间线特征匹配,本文采用分步滤除端点对齐的直线匹配搜索方法。文献[9]在分步滤除的基础上使用捆绑调整(Bundle Adjustment, BA)方法,优化搜索过程速度较慢。为提高解算效率,基于单目 SLAM 帧间图像纹理局部几何特征变化相对较少的特点,利用对极几何解算方法<sup>[16]</sup>,以源关键帧候选直线中点为基准,将其投影到目标关键帧并得到相应极线。在对极线周围形成矩形搜索区域,利用 canny 算子提取搜索区域中的直线边缘信息。通过对可能匹配的直线段进行分步滤除处理,滤除不符合匹配直线要求的边缘,得到最终的匹配直线。设变量  $D_i$  为搜索区域中边缘到对极线的距离,  $\theta_i$  为搜索区域中直线与源直线所成的夹角,  $C_i$  为搜索区域中边缘曲率,  $L_i$  为搜索区域中直线长度。具体步骤如下:

- 1) 滤除与对极线的距离  $d \geq D_i$  的直线。
- 2) 滤除与源直线纹理特征<sup>[9]</sup>不符的直线。
- 3) 滤除与源直线所成的夹角  $\theta \geq \theta_i$  的直线。
- 4) 滤除边缘曲率  $c \geq C_i$  与长度  $l \leq L_i$  的直线。

在单目 SLAM 系统前后两帧关键帧中,通过分步滤除端点对齐的直线匹配搜索,为源关键帧的候选直线在目标关键帧中找到对应匹配直线,如图 1 所示。

由直线段对应端点的对极几何恢复直线的三维信息<sup>[16]</sup>,如图 2 所示。

源关键帧  $s$  和目标关键帧  $t$  对应相机中心分别为  $c_1$  和  $c_2$ ,  $p_{s1}p_{s2}$  为源关键帧线段,  $p_{t1}p_{t2}$  为目标关键帧对应的线段,  $p_{G1}p_{G2}$  为通过对极几何恢复出来的三维空间线段。完成匹配后,利用对极几何即可解算出对应的空间线段  $p_{G1}p_{G2}$ 。由于相机移动可能存在旋转分量,导致二维直线段的匹配产生误差,影响到空间直线段深度信息生成精度。因此,需要利用平面信息对其进行校验,进一步提升几何建模的效率和稳定性。

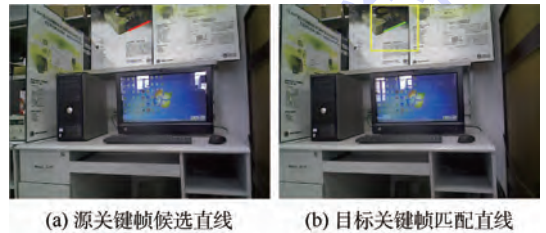


图 1 帧间直线匹配

Fig. 1 Inter-frame matching of line segments

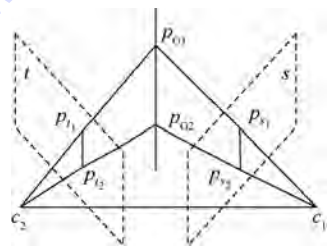


图 2 对极几何三维直线生成

Fig. 2 Three-dimensional line generation based on epipolar geometry

## 2 单目 SLAM 三维平面发现

Toldo 和 Fusiello<sup>[17]</sup>提出 J-Linkage 算法,在单一参数空间中实现多模型聚类。J-Linkage 算法能够在初始样本空间噪声较大且不需要手动输入聚类模型个数的情况下,实现多模型空间聚类。但算法的复杂度较高,不利于地图数据量较大的单目 SLAM 系统多模型聚类。为了有效实现单目

SLAM 地图构建过程中的三维平面发现,本文提出了基于直线匹配增强的 J-Linkage 平面聚类方法。利用直线对平面的强约束特性,通过地图中的点特征生成最小采样集 (Minimal Sample Sets, MSS),用  $S\{s_1, s_2, \dots, s_m\}$  表示,共包含  $M$  个模型,利用直线匹配增强进行平面发现,可以有效降低  $S$  中的样本个数。为了提高聚类有效性,对原始样本点集进行了空间低通滤波。

对样本点采样生成最小采样集  $S$ ,如样本空间中某一点  $x_i$  已经被选取,那么点  $x_j$  被选取的概率为

$$P(x_j | x_i) = \begin{cases} \frac{1}{Z} \exp\left(-\frac{\|x_j - x_i\|^2}{\sigma^2}\right) & x_j \neq x_i \\ 0 & x_j = x_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: $Z$  为归一化常数; $\sigma$  为经验值<sup>[18-20]</sup>。

假如一个样本空间维数为  $N$ ,其中内点个数为  $N^i$ ,那么生成一个基数为  $Q$  的最小采样集  $S$ ,内点抽取概率为

$$p = P(E_1)P(E_2 | E_1) \cdots P(E_Q | E_1, E_2, \dots, E_{Q-i}) \quad (2)$$

式中: $E_i$  为在第  $i$  ( $i=1, 2, \dots, Q$ ) 次抽取一个内点的概率事件。

均匀采样情况下,第  $i$  次抽到内点的概率为  $P(E_i | E_1, E_2, \dots, E_{i-1}) = (N^i - i + 1) / (N - i + 1)$

在实际应用中,首次抽取到内点的概率模型通常认为是均匀采样。

$$p_1 = N^i / N \quad (4)$$

但随后第  $i$  次抽取内点,则是以式(1)结合条件概率模型式(2)进行抽取,所以第  $i$  次抽取内点的概率为

$$p_i = (N^i - i + 1) \exp\left(-\frac{\alpha^2}{\sigma^2}\right) \left/ \left[ (N - N^i - i + 1) \exp\left(-\frac{w^2}{\sigma^2}\right) + (N^i - i + 1) \exp\left(-\frac{\alpha^2}{\sigma^2}\right) \right] \right. \quad (5)$$

式中: $\alpha$  为内点间的平均欧氏距离; $w$  为外点与内点的欧氏距离。

令  $\delta = N^i / N$ ,  $\delta$  为一个给定模型的内点的比例,如果  $N^i \gg Q$ ,则有

$$p \approx \delta \left[ \frac{\delta \exp\left(-\frac{\alpha^2}{\sigma^2}\right)}{(1 - \delta) \exp\left(-\frac{w^2}{\sigma^2}\right) + \delta \exp\left(-\frac{\alpha^2}{\sigma^2}\right)} \right]^{Q-1} \quad (6)$$

如  $w \gg \alpha$  情况下,样本集  $S$  抽取外点的概率相应增大。按照上述概率模型,结合空间低通滤

波后的地图样本点集  $P_G\{p_{G1}, p_{G2}, \dots, p_{Gn}\}$ ,生成最小采样集  $S$ ,具体步骤如下:

1) 从  $P_G\{p_{G1}, p_{G2}, \dots, p_{Gn}\}$  中以式(1)为模型抽取 3 个不同的样本点 ( $p_{G1}, p_{G2}, p_{G3}$ )。

2) 判断 3 点是否共线,如果共线则返回到步骤 1) 继续生成 3 个不同的样本点;否则,进入步骤 3)。

3) 由 ( $p_{G1}, p_{G2}, p_{G3}$ ) 得到一个平面标准方程:  $Ax + By + Cz + D = 0$ 。

4) 把对应平面标准方程的 4 个参数 ( $A, B, C, D$ ) 加入到  $S$ 。

5) 重复上述步骤直到完成最小采样集  $S$  的生成。

通过直线对平面的几何约束,利用直线特征几何特征对生成的最小采样集  $S$  进行滤除,降低  $S$  维数,加快聚类速度。如第  $i$  条直线方向向量为  $n_{li}$ , 线段起点为  $p_{G1}^i(x_1, y_1, z_1)$ , 终点为  $p_{G2}^i(x_2, y_2, z_2)$ ,  $S$  中第  $s_j$  个法向量为  $n_{pj}, s_j(A_j, B_j, C_j, D_j)$ , 线段两点同时满足到  $s_j$  距离  $d_{ij} < \eta$ , 及直线方向向量与平面的法向量的夹角  $\theta < \varphi$ 。

$$\begin{cases} \langle n_{li}, n_{pj} \rangle \leq \varphi \\ d_{ij} \leq \eta \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\eta$  和  $\varphi$  为常数。

$V_i$  为样本点  $p_{Gi}$  在最小采样集  $S$  上的倾向向量,  $V_i = [v_1^i, v_2^i, \dots, v_M^i]$ ,  $d_{ij}$  为  $p_{Gi}$  到  $s_j$  的距离,计算公式为

$$d_{ij} = \frac{|A_j p_{Gix} + B_j p_{Giy} + C_j p_{Giz} + D_j|}{\sqrt{A_j^2 + B_j^2 + C_j^2}} \quad (8)$$

则

$$v_n^i = \begin{cases} 1 & d_{ij} \leq \varepsilon \\ 0 & d_{ij} > \varepsilon \end{cases} \quad n = 1, 2, \dots, M \quad (9)$$

式中: $\varepsilon$  为常数。

样本点集  $P_G\{p_{G1}, p_{G2}, \dots, p_{Gn}\}$  中的每个点对应的倾向向量构成倾向矩阵  $T_{N \times M}$ :

$$T_{N \times M} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ V_N \end{bmatrix}$$

进一步,聚类使用 jaccard 距离<sup>[17]</sup>作为判断 2 个向量相似程度的依据。设有倾向向量  $V_k$  和  $V_l$ , 则这 2 个倾向向量的 jaccard 距离为

$$d_{kl}^j = \frac{|V_k \cup V_l| - |V_k \cap V_l|}{|V_k \cup V_l|} \quad (10)$$

式中: $|V_k|$  为向量  $V_k$  中 1 的个数。

$V_k$  与  $V_l$  与运算结果向量  $C^A(c_1^A, c_2^A, \dots, c_M^A)$

和  $C^0(c_1^0, c_2^0, \dots, c_m^0)$  为

$$C^0 = V_k \cup V_l$$

$$c_i^0 = \begin{cases} 1 & v_i^k + v_i^l \geq 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (11)$$

$$C^A = V_k \cap V_l$$

$$c_i^A = \begin{cases} 1 & v_i^k = 1 \text{ 且 } v_i^l = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (12)$$

在  $T_{N \times M}$  中,找出 2 个相似度最高的行向量合并为一个向量,直到所有行向量出现互斥,则聚类结束。

直线增强的 J-Linkage 算法步骤如下:

输入:  $P_G \{p_{G1}, p_{G2}, \dots, p_{Gn}\}$  和  $L \{l_1, l_2, \dots, l_m\}$ 。

过程:

- 1: 由式(7)~式(9)生成直线增强的  $S \{s_1, s_2, \dots, s_m\}$
- 2: for  $j = \{1, 2, \dots, N\}$ : do
- 3:   for  $i = \{1, 2, \dots, M\}$ : do
- 4:     计算  $p_{Gj}$  点到  $s_i$  的距离  $d_{ji}$
- 5:     根据  $d_{ji}$  结合式(9)得到每个点的倾向向量  $V_i$
- 6:     生成模型空间的倾向矩阵  $T_{N \times M}$
- 7:   end for
- 8: end for
- 9: repeat:
- 10:   计算  $V_i, V_j$  的 jaccard 距离满足  $d_{ij}^j$  最小
- 11: if  $d_{ij}^j < 1$ :
- 12:   删除  $V_i, V_j$  依据式(11)并添加  $V_i \cup V_j$
- 13: continue
- 14: end if
- 15: until  $d_{ij}^j \geq 1$  聚类结束

### 3 实验结果

本文实验场景为人工布置的实验台和室内设备堆积场景。系统硬件配置为 Core i7 3.4 GHz 四核 CPU,软件环境为 Windows7 操作系统,开发环境为 Microsoft Visual Studio 2010,编程语言为 C/C++。

为了体现直线特征在单目 SLAM 制图过程的作用,首先使用传统单目 SLAM 制图方法进行三维点特征提取,然后使用点线结合的单目 SLAM 制图方法对相同场景进行了三维信息提取,如图 3 所示。图 3(a)为包含二维图像纹理信息的特征点提取结果,图中的特征点用黄色标出。图 3(b)为在三维空间中呈现的特征点相对位置

关系,图中可观测到的红绿白三色直线构造的空间直角坐标系为单目 SLAM 传感器相邻 2 次观测对应相机不同位置,以及三维空间网格平面红绿黄三色直角坐标系。图 3(c)为包含二维图像纹理信息的特征点和特征线提取结果,直线用蓝色表示。图 3(d)为在三维空间中呈现的特征点与特征线相对位置关系。可以看出,更为直观的直线特征所蕴含的空间几何信息对单目 SLAM 三维地图绘制具有重要价值。

为了评估参数  $\eta, \varphi$  对直线增强的单目 SLAM 三维制图的作用,对这组变量不同取值状况下聚类解算效果进行统计分析。首先选定一个固定的  $\varphi$ , 然后对  $\eta$  取不同值得到最小采样集样本内点概率曲线,以及最小采样集样本空间大小曲线;同理,固定  $\eta, \varphi$  取值不同而得到最小采样集样本内点概率及最小采样集样本空间大小曲线,如图 4 所示。图中:  $P$  为内点概率;  $S$  为最小采样集维数。

由图 4 曲线变化关系,  $\eta, \varphi$  取值越大,最小采样集  $S$  样本空间维数越大,  $S$  在样本空间中内点抽取概率相应减小。  $S$  样本数量过少对应内点提取概率高,但可能剔除了有效  $s_m$ , 造成聚类失败。相反,  $S$  样本数量过大,运算复杂度高。选取参数如下:

$$\begin{cases} \eta = 20 \text{ cm} \\ \theta = 20^\circ \end{cases} \quad (13)$$

进一步进行了基于点特征单目 SLAM 的 J-Linkage 三维平面发现和直线增强的 J-Linkage 三维平面发现对比实验,如图 5 所示。

不同平面对应于不同的颜色表示,图 5(a)为基于点特征单目 SLAM 的 J-Linkage 三维平面发

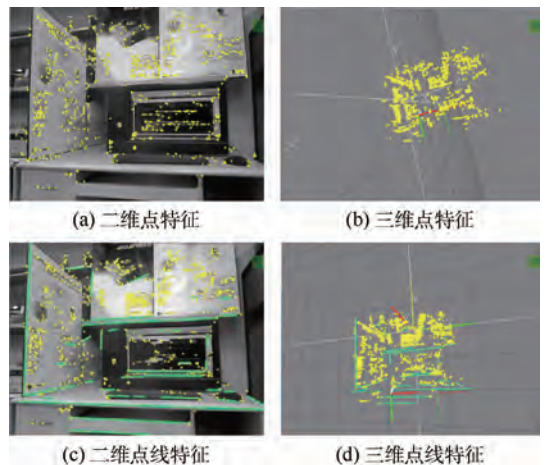


图 3 点线特征对比示意图

Fig. 3 Schematic diagram of comparison between feature points and feature lines

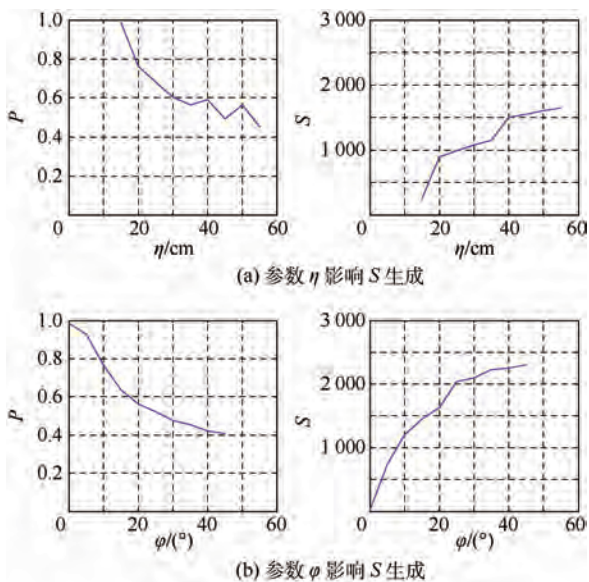


图4 参数  $\eta$  和  $\varphi$  影响  $S$  生成

Fig. 4 Influences of parameters to  $S$  caused by  $\eta$  and  $\varphi$

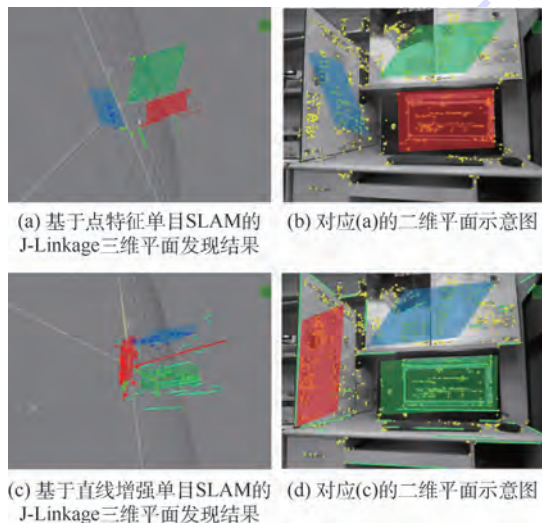


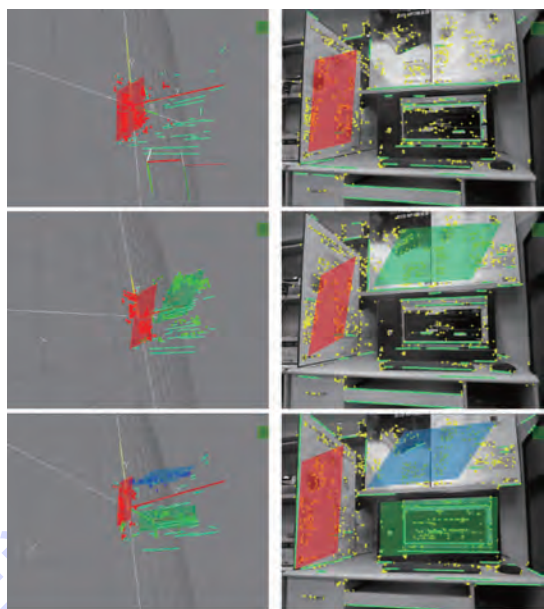
图5 J-Linkage 三维平面发现

Fig. 5 J-Linkage three-dimensional planes discovery

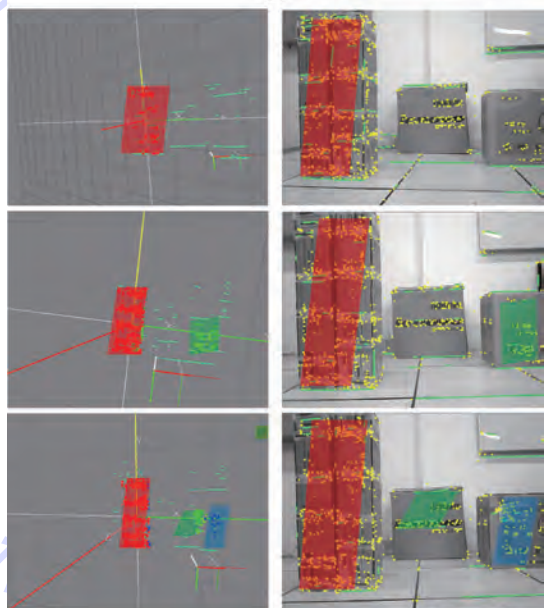
现结果,图5(b)为对应的二维平面示意图,图5(c)为直线增强的单目SLAM的J-Linkage三维平面发现结果,图5(d)为对应的二维平面示意图。由于单目SLAM点云的稀疏特性,外点影响显著,直线增强的聚类效果优于单纯依赖点特征聚类方法。

为了进一步验证直线匹配增强的聚类算法在单目SLAM制图过程中的平面发现效果,在实验室内进行了不同场景下的多平面发现实验。图6(a)为人工布置的实验台场景多平面发现,图6(b)为非实验台设备堆积场景多平面发现。

图6(a)左侧为直线增强的J-Linkage平面发现三维空间示意图,聚类的三维平面数量依次为1、2、3个。图6(a)右侧为对应二维平面示意图。



(a)



(b)

图6 直线增强的J-Linkage 三维平面发现

Fig. 6 Line enhanced J-Linkage three-dimensional planes discovery

图6(b)同图6(a)。由不同场景实验结果可见,结合了点线面几何信息的单目SLAM三维空间地图绘制具有较好的客观描述能力,在三维空间信息表达中可以有效降低冗余信息,为单目SLAM的进一步研究与应用打下良好基础。

### 4 结论

本文提出一种适用于单目SLAM的直线匹配增强三维平面发现方法。

1) 基于单目SLAM系统使用快速直线搜索匹配算法,有效实现二维直线提取与匹配。通过

将直线特征引入单目SLAM三维地图构建过程,提高了单目SLAM制图稳定性。

2) 提出直线增强J-Linkage算法,在单目SLAM制图过程中生成多平面特征,点线面结合的地图构建方法,提高了地图描述效率。

从实验结果可知,本文提出的适用于单目SLAM的直线匹配增强三维平面发现方法相对于传统仅基于点特征单目SLAM制图方法,提高了制图稳定性和地图描述效率,适用于室内环境单目SLAM地图构建,但缺陷在于:适用于直线与点特征较丰富的环境,在纹理信息较弱的场景中效果欠佳。后续研究工作可以把直线和平面特征引入到单目SLAM跟踪部分,实现完整的点线面特征相结合单目SLAM系统应用。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] SMITH R, SELF M, CHEESEMAN P. Estimating uncertain spatial relationships in robotics [ M ] // COX I J, WILFONG G T. Autonomous robot vehicles. New York: Springer, 1990: 167-193.
- [ 2 ] WOODFILL J, ZABIH R. A real-time vision system for robots in unstructured domains [ C ] // Sensor fusion IV: Control Paradigms and Data Structures. Bellingham, WA: Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, 1992, 1611: 346-355.
- [ 3 ] CHONG T J, TANG X J, LENG C H, et al. Sensor technologies and simultaneous localization and mapping (SLAM) [ J ]. Procedia Computer Science, 2015 (76): 174-179.
- [ 4 ] DAVISON A J. Real-time simultaneous localisation and mapping with a single camera [ C ] // 9th IEEE International Conference on Computer Vision, 2003. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 1403-1410.
- [ 5 ] DAVISON A J, REID I D, MOLTON N D, et al. MonoSLAM: Real-time single camera SLAM [ J ]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2007, 29 (6): 1052-1067.
- [ 6 ] KLEIN G, MURRAY D. Parallel tracking and mapping for small AR workspaces [ C ] // 6th IEEE and ACM International Symposium on Mixed and Augmented Reality, 2007. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 225-234.
- [ 7 ] TRIGGS B, MCLAUCHLAN P F, HARTLEY R I, et al. Bundle adjustment: A modern synthesis [ M ] // TRIGGS B, ZISSERMAN A, SZELISKI R. Vision algorithms: Theory and practice. Berlin: Springer, 1999: 298-372.
- [ 8 ] TAN W, LIU H, DONG Z, et al. Robust monocular SLAM in dynamic environments [ C ] // 2013 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 209-218.
- [ 9 ] KLEIN G, MURRAY D. Improving the agility of key frame-based SLAM [ M ] // FORSYTH D, TORR P, ZISSERMAN A. Computer Vision-ECCV 2008. Berlin: Springer, 2008: 802-815.
- [ 10 ] SMITH P, REID I D, DAVISON A J. Real-time monocular SLAM with straight lines [ C ] // Proceedings of the British Machine Vision Conference 2006. London: British Machine Vision Conference, 2006, 6: 17-26.
- [ 11 ] ZHOU H, ZOU D, PEI L, et al. StructSLAM: Visual SLAM with building structure lines [ J ]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2015, 64 (4): 1364-1375.
- [ 12 ] ZHAO L, HUANG S, YAN L, et al. A new feature parametrization for monocular SLAM using line features [ J ]. Robotica, 2015, 33 (3): 513-536.
- [ 13 ] JEONG W Y, LEE K M. Visual SLAM with line and corner features [ C ] // 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 2570-2575.
- [ 14 ] GEE A P, CHEKHLOV D, CALWAY A, et al. Discovering higher level structure in visual SLAM [ J ]. IEEE Transactions on Robotics, 2008, 24 (5): 980-990.
- [ 15 ] 缪君, 储珺, 张桂梅, 等. 基于稀疏点云的多平面场景稠密重建 [ J ]. 自动化学报, 2015, 41 (4): 813-822.
- MIAO J, CHU J, ZHANG G M, et al. Dense multi-planar scene reconstruction from sparse point cloud [ J ]. Automatica Sinica, 2015, 41 (4): 813-822 (in Chinese).
- [ 16 ] HARTLEY R, ZISSERMAN A. Multiple view geometry in computer vision [ M ]. Cambridge: Cambridge University Press, 2003: 344-352.
- [ 17 ] TOLDO R, FUSIELLO A. Robust multiple structures estimation with j-linkage [ M ] // FORSYTH D, TORR P, ZISSERMAN A. Computer Vision-ECCV 2008. Berlin: Springer, 2008: 537-547.
- [ 18 ] KANAZAWA Y, KAWAKAMI H. Detection of planar regions with uncalibrated stereo using distributions of feature points [ C ] // Proceedings of the British Machine Vision, Kingston, 2004: 1-10.
- [ 19 ] ZULIANI M, KENNEY C S, MANJUNATH B S. The multi-ransac algorithm and its application to detect planar homographies [ C ] // IEEE International Conference on Image Processing, 2005. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, 3: 153-159.
- [ 20 ] ZHANG W, KÓSECKÁ J. Nonparametric estimation of multiple structures with outliers [ M ] // VIDAL R, HEYDEN A, MA Y. Dynamical vision. Berlin: Springer, 2007: 60-74.

### 作者简介:

蒙山 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:智能机器人系统运动建模与空间结构设计。

唐文名 男,硕士研究生。主要研究方向:三维环境建模、视觉导航。

# Monocular SLAM plane discovery method enhanced by line segments matching

MENG Shan<sup>\*</sup>, TANG Wenming

(College of Information Engineering, Shenzhen University, Shenzhen 518060, China)

**Abstract:** To meet the self-navigation need of light-weighted robots, e. g. small UAV, we propose a multi-dimensional geometric feature extraction method for monocular SLAM. Feature points based SLAM mapping method is vulnerable to noisy samples and its description efficiency of complex environments needs to be increased. This method introduced the line and plane features to the three-dimensional map building process. It improved the monocular SLAM application system's key frame matching speed and overall stability. A rapid line matching algorithm was implemented, and three-dimensional lines were drawn by two-dimensional lines matching. Traditional space points based J-Linkage method drove its preference set's dimension high, and then remarkable calculation cost was needed for clustering points with multiple models, which is common during monocular SLAM mapping process. An enhanced J-Linkage algorithm was presented for feature plane extraction. With the combination of multi-dimensional geometric features, the reliability monocular SLAM system's mapping process was improved. The representative redundancy of the SLAM applications was reduced.

**Keywords:** SLAM; monocular vision; geometrical clustering; light-weighted robots; UAV

**Received:** 2016-04-08; **Accepted:** 2016-04-29; **Published online:** 2016-05-16 20:33

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160516.2033.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160516.2033.001.html)

**Foundation items:** National High-tech Research and Development Program of China (2015AA042303); Science and Technology Planning Project of Guangdong Province, China (2015A030401016); Basic Research Priorities Program of Shenzhen, China (JCYJ 20150629152510439)

\* **Corresponding author.** E-mail: mengshan@szu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0321

# 适用于 UH 模型的单元破坏修正方法

罗汀\*, 舒文俊, 姚仰平

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 在采用 UH 模型的用户材料子程序(UMAT)进行有限元计算过程中时常会出现局部单元破坏的情况,主要包括拉裂和剪坏,这种破坏应力状态的存在不仅会使得计算结果不合理,也会降低有限元计算的稳定性。针对采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时遇到的局部单元破坏问题,根据一定的假设条件,并结合不同坐标系下的应力变换关系,推导得到适用于 UH 模型的三维问题单元破坏修正公式;采用 FORTRAN 语言编写出相应的子程序,将其嵌入 UH 模型 UMAT 中,以消除采用 UH 模型进行有限元计算时出现的不合理的破坏应力状态,提高 UH 模型 UMAT 有限元计算的稳定性,并通过有限元模拟基坑开挖的例子验证本文所提的单元破坏修正方法的有效性和合理性。

**关键词:** UH 模型; UMAT; 有限元; 拉裂; 剪坏; 破坏修正

**中图分类号:** TU431

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0667-09

土是一种具有复杂力学特性的历史作用产物,力学性能上表现出强烈的非线性和弹塑性。姚仰平等<sup>[1-3]</sup>基于超固结土的一些基本特性提出了适用于超固结土的 UH 模型,该模型不仅可以合理反映超固结土的剪缩、剪胀、硬化、软化及应力路径相关特性,而且模型的参数少,物理意义明确,可直接通过常规三轴实验测得,便于实际工程的应用。

甄文战等<sup>[4-5]</sup>基于 UH 模型理论及变换应力方法,采用 FORTRAN 语言首先编写了 UH 模型的用户材料子程序(UMAT),实现了 UH 模型与有限元软件的结合;冯兴等<sup>[6-7]</sup>在 UH 模型 UMAT 的基础上,加入罗汀等<sup>[8]</sup>将熊文林<sup>[9]</sup>提出的非关联塑性切线刚度矩阵对称化方法应用于 UH 模型内容,并采用与广义 SMP 准则相似的处理方法编写出了考虑黏聚力  $c$  的 UH 模型 UMAT。

原有的 UH 模型 UMAT 都是基于不发生破坏的受压应力状态编写而成,事实上,在有限元计算实际工程问题时,很多时候不可避免地会出现局部单元拉裂、剪坏的情况,这种情况的出现不仅会造成计算结果本身的不合理,也有可能导致有限元计算时出现中途报错退出计算的情况,从而降低了采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算的稳定性和实用性。

本文针对采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时出现的单元破坏问题(包括拉裂和剪坏),参考平面问题单元破坏修正方法,并结合不同坐标系下应力之间的变换关系,推导得到适用于 UH 模型的三维问题单元破坏修正公式,对采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时出现的破坏应力状态进行相应的应力修正,以使得采用 UH 模型 UMAT 的有限元计算过程更加稳定,计算结果更为合理。

收稿日期: 2016-04-20; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-08-23 10:21

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160823.1021.001.html

基金项目: 国家“973”计划(2014CB047001); 国家自然科学基金(51579005, 11272031)

\* 通讯作者: E-mail: tluo@buaa.edu.cn

引用格式: 罗汀, 舒文俊, 姚仰平. 适用于 UH 模型的单元破坏修正方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 667-675.

LUO T, SHU W J, YAO Y P. Element failure correction method for UH model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 667-675 (in Chinese).

# 1 UH 模型及其有限元实现

## 1.1 UH 模型

姚仰平等<sup>[10]</sup>提出的 UH 模型是基于当前屈服面(当前应力点所在的屈服面)和参考屈服面(参考应力点所在的剑桥模型屈服面)的动态变化关系以及与伏斯列夫面变化有关的潜在强度的不同,来描述超固结土的硬化、软化、临界状态、剪缩、剪胀特性和不同应力路径对超固结土变形特性的影响。

如图 1 所示,UH 模型的当前屈服面与参考屈服面均为椭圆屈服面。

当前屈服面表达式为

$$f = c_p \ln \frac{p}{p_{s0}} + c_p \ln \left( 1 + \frac{\eta^2}{M^2} \right) - H = 0 \quad (1)$$

参考屈服面表达式为

$$f = c_p \ln \frac{\bar{p}}{\bar{p}_{s0}} + c_p \ln \left( 1 + \frac{\bar{\eta}^2}{M^2} \right) - \varepsilon_v^p = 0 \quad (2)$$

式中: $c_p = (\lambda - \kappa) / (1 + e_0)$ ,  $e_0$  为初始孔隙比,  $\lambda$  和  $\kappa$  分别为  $e - \ln p$  空间中中等向压缩线的斜率和等向回弹线的斜率,  $e$  为孔隙比,  $p$  为平均正应力;  $M$  为特征状态或临界状态应力比;  $\bar{p}$  为参考应力点的平均正应力;  $\bar{\eta}$  为应力比;  $p_{s0}$  和  $\bar{p}_{s0}$  分别为初始当前屈服面和初始参考屈服面与  $p$  轴的交点;  $\varepsilon_v^p$  为塑性体积应变;  $H$  为 UH 模型的硬化参量, 其表达式为

$$H = \int \frac{M_f^4 - \eta^4}{M^4 - \eta^4} d\varepsilon_v^p \quad (3)$$

其中:

$$M_f = 6 \left[ \sqrt{\frac{\chi}{R} \left( 1 + \frac{\chi}{R} \right)} - \frac{\chi}{R} \right] \quad (4)$$

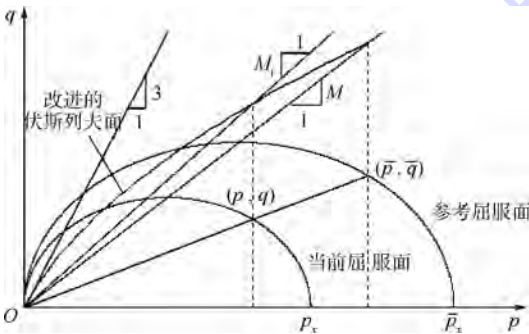


图 1 UH 模型的当前屈服面与参考屈服面  
Fig. 1 Current yield surface and referential yield surface of UH model

$$\chi = \frac{M^2}{12(3 - M)} \quad (5)$$

$$R = \frac{p}{\bar{p}_{s0}} \left( 1 + \frac{\eta^2}{M^2} \right) \exp \left( - \frac{\varepsilon_v^p}{c_p} \right) \quad (6)$$

## 1.2 变换应力方法

UH 模型 UMAT 中采用姚仰平等<sup>[11-12]</sup>提出的变换应力方法进行三维化(见图 2), 变换应力与真实应力之间的映射关系为

$$\begin{cases} \tilde{p} = p \\ \tilde{q} = q_c \\ \tilde{\theta}_\sigma = \theta_\sigma \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\tilde{p}$  和  $\tilde{q}$  分别为变换应力空间的平均正应力和广义剪应力;  $q_c$  为三轴压缩应力状态的破坏剪应力;  $\tilde{\theta}_\sigma$  和  $\theta_\sigma$  分别为变换应力空间和真实应力空间的应力洛德角。

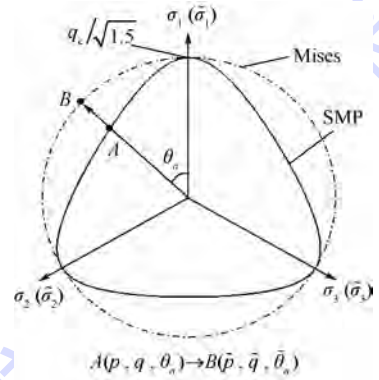


图 2 变换应力空间

Fig. 2 Transformed stress space

根据式(7)可推得变换应力与真实应力之间的变换关系为

$$\tilde{\sigma}_{ij} = p\delta_{ij} + \frac{q_c}{q} (\sigma_{ij} - p\delta_{ij}) \quad (8)$$

式中: $\tilde{\sigma}_{ij}$  和  $\sigma_{ij}$  分别为变换应力张量和真实应力张量;  $q$  为广义剪应力;  $\delta_{ij}$  为克罗内克符号。

## 1.3 UH 模型的 UMAT

UH 模型的 UMAT<sup>[13-14]</sup>是在 UH 模型理论上, 引入了变换应力三维化方法, 并加入黏聚力  $c$  和弹塑性刚度矩阵对称化内容, 采用 FORTRAN 语言编写而成的, UH 模型 UMAT 采用半隐式回映应力更新算法, 具体的计算流程如图 3 所示。

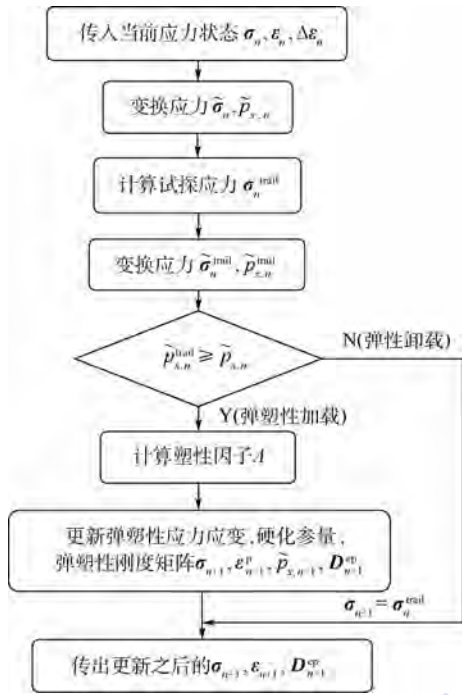


图 3 UH 模型 UMAT 计算流程图

Fig. 3 Computation flowchart of UH model's UMAT

## 2 单元拉裂修正

在使用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时,有时局部单元的积分点上会出现拉裂应力( $\hat{\sigma}_3 = \sigma_3 + c \cot \varphi < 0$ ,  $\varphi$  为内摩擦角),这种拉裂应力的存在是不合理的:一方面,无黏性土是没有抗拉强度的,黏性土所受的拉应力也不应大于黏聚力  $c$  所提供的抗拉强度,而且拉裂应力的存在也可能导致计算得到的平均正应力出现负值、应力比  $\eta > 3$  的情况出现,而这些对于土而言均是不合理的;另一方面,拉裂情况的出现会导致用 UH 模型 UMAT 有限元计算时出现中途报错退出的情况,这是由于 UH 模型 UMAT 是基于受压应力状态编写的,而实际有限元计算时往往不可避免地会有某些积分点出现拉裂的情况,这种拉裂情况的存在就有可能使得在调用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时出现某些数学错误,例如 UH 模型 UMAT 中采用的变换应力方法基于 SMP 准则,在计算三轴压缩状态破坏剪应力  $q_c = 2 \hat{I}_1 / [3\sqrt{(\hat{I}_1 \hat{I}_2 - \hat{I}_3) / (\hat{I}_1 \hat{I}_2 - 9 \hat{I}_3)} - 1]$  ( $\hat{I}_1, \hat{I}_2$  和  $\hat{I}_3$  为由  $\hat{\sigma}_i = \sigma_i + c \cot \varphi (i=1,2,3)$  计算得到的应力不变量)时,如果有拉裂应力的存在,就有可能导致  $\hat{F} = (\hat{I}_1 \hat{I}_2 - \hat{I}_3) / (\hat{I}_1 \hat{I}_2 - 9 \hat{I}_3) < 0$ ,使得计算报错中止,从而降低了计算的稳定性。

针对拉裂应力引起的两方面问题,需要对出

现的不合理拉裂应力进行修正,本文将在已有的平面问题单元拉裂修正方法<sup>[15]</sup>基础上,提出适用于 UH 模型的三维问题单元拉裂修正方法。

### 2.1 平面问题的单元拉裂修正

对于平面问题单元拉裂修正,可以通过结合 Mohr 应力圆,并基于一定的假设条件推导出相应的拉裂修正计算公式。如图 4 所示,若假定该积分点的最大主应力  $\sigma_1$  保持不变,将  $\sigma_3$  修正为 0,并假定主应力方向不发生变化,即可得到平面问题单元拉裂修正公式为

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma'_x &= \frac{1}{2}(\sigma_1 - m\tau'_{xz}) \\ \sigma'_z &= \frac{1}{2}(\sigma_1 + m\tau'_{xz}) \\ |\tau'_{xz}| &= \frac{1}{\sqrt{4+m^2}}\sigma_1 \\ m &= \frac{\sigma_z - \sigma_x}{\tau_{xz}} \end{aligned} \right. \quad (9)$$

式中: $\tau'_{xz}$ 的符号与  $\tau_{xz}$ 一致。

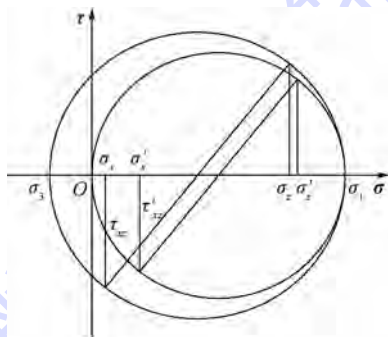


图 4 平面问题的单元拉裂修正

Fig. 4 Element tension failure correction of plane problem

### 2.2 适用于 UH 模型的三维问题单元拉裂修正

虽然平面问题的单元拉裂修正可以解决平面问题的拉裂情况,但是对于不能简化为平面问题的三维问题则并不适用;而 UH 模型 UMAT 本身是基于三维单元编写的,因此,平面问题的拉裂修正并不适合直接在 UH 模型 UMAT 中的应用,所以需要对面问题的拉裂修正进行扩展而得到适用于更一般的三维问题的拉裂修正方法。本文所述的三维问题的拉裂修正方法需要用到不同坐标系下的应力变换关系<sup>[16]</sup>。

#### 2.2.1 主应力与应力分量之间的变换关系

设新旧 2 个笛卡儿直角坐标系分别为  $Ox'y'z'$  和  $Oxyz$ ,则 2 个坐标系下的应力分量之间的变换关系为

$$\sigma'_{ij} = l_{ik} l_{jl} \sigma_{kl} \quad (10)$$

式中:  $\sigma'_{ij}$  为新坐标系  $Ox'y'z'$  下的应力张量;  $\sigma_{kl}$  为旧坐标系  $Oxyz$  下的应力张量;  $l_{ik}$  和  $l_{jl}$  为坐标变换张量。

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \sigma'_{11} & \sigma'_{12} & \sigma'_{13} \\ \sigma'_{21} & \sigma'_{22} & \sigma'_{23} \\ \sigma'_{31} & \sigma'_{32} & \sigma'_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma'_x & \tau'_{xy} & \tau'_{xz} \\ \tau'_{yx} & \sigma'_y & \tau'_{yz} \\ \tau'_{zx} & \tau'_{zy} & \sigma'_z \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma'_x \\ \sigma'_y \\ \sigma'_z \\ \tau'_{xy} \\ \tau'_{xz} \\ \tau'_{yz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1^2 & m_1^2 & n_1^2 & 2l_1m_1 & 2l_1n_1 & 2m_1n_1 \\ l_2^2 & m_2^2 & n_2^2 & 2l_2m_2 & 2l_2n_2 & 2m_2n_2 \\ l_3^2 & m_3^2 & n_3^2 & 2l_3m_3 & 2l_3n_3 & 2m_3n_3 \\ l_1l_2 & m_1m_2 & n_1n_2 & l_1m_2 + l_2m_1 & l_1n_2 + l_2n_1 & m_1n_2 + m_2n_1 \\ l_1l_3 & m_1m_3 & n_1n_3 & l_1m_3 + l_3m_1 & l_1n_3 + l_3n_1 & m_1n_3 + m_3n_1 \\ l_2l_3 & m_2m_3 & n_2n_3 & l_2m_3 + l_3m_2 & l_2n_3 + l_3n_2 & m_2n_3 + m_3n_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

假定旧坐标系  $Oxyz$  的  $x, y, z$  轴对应于  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  方向, 新坐标系  $Ox'y'z'$  的  $x', y', z'$  轴与  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$  方向重合, 则有

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1^2 & m_1^2 & n_1^2 \\ l_2^2 & m_2^2 & n_2^2 \\ l_3^2 & m_3^2 & n_3^2 \\ l_1l_2 & m_1m_2 & n_1n_2 \\ l_1l_3 & m_1m_3 & n_1n_3 \\ l_2l_3 & m_2m_3 & n_2n_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中:  $l_1, l_2$  和  $l_3$  为  $\sigma_1$  在  $Ox'y'z'$  坐标系中的方向余弦;  $m_1, m_2$  和  $m_3$  为  $\sigma_2$  在  $Ox'y'z'$  坐标系中的方向余弦;  $n_1, n_2$  和  $n_3$  为  $\sigma_3$  在  $Ox'y'z'$  坐标系中的方向余弦。

### 2.2.2 拉裂修正原理

采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时, 若出现拉裂情况, 也即  $\hat{\sigma}_3 = \sigma_3 + c \cot \varphi < 0$ , 可以参考平面问题单元拉裂修正的假定条件。但是为了得到修正之后的中主应力  $\sigma_2$  值, 则需要对假定条件进行相应的补充, 本文为了简化修正公式, 以及保证修正前后不改变 3 个主应力之间的大小次序, 假定修正前后中主应力参数  $b$  不变。具体假定条件如下:

**假定 1** 拉裂之后, 认为土不可以再承受拉应力, 也即取  $\sigma_3 = 0$ 。

**假定 2** 中主应力参数  $b = (\hat{\sigma}_2 - \hat{\sigma}_3) / (\hat{\sigma}_1 - \hat{\sigma}_3)$  不变, 也即应力洛德角  $\theta_\sigma$  保持不变。

**假定 3** 最大主应力  $\sigma_1$  不变。

**假定 4** 主应力方向不变。

设新旧坐标系  $Ox'y'z'$  和  $Oxyz$  坐标轴之间的方向余弦如表 1 所示。

表 1 新旧坐标轴之间的方向余弦

Table 1 Direction cosine between new and old coordinate

坐标轴	$x$	$y$	$z$
$x'$	$l_1$	$m_1$	$n_1$
$y'$	$l_2$	$m_2$	$n_2$
$z'$	$l_3$	$m_3$	$n_3$

将式(10)展开即可得

事实上, 假定 3 可以有 2 种情况: 竖向应力  $\sigma_z$  不变和最大主应力  $\sigma_1$  不变。竖向应力  $\sigma_z$  保持不变的假定对于以竖向载荷为主的情况更为合理, 但不适用于大正应力非竖向的情况, 例如出现被动土压力情况; 而假定最大主应力  $\sigma_1$  不变的拉裂修正则不会存在这个问题, 其具有更大的适用性; 而且对于以竖向载荷为主的情况, 假定最大主应力  $\sigma_1$  不变的拉裂修正和假定竖向应力  $\sigma_z$  不变的拉裂修正得到结果是很接近的; 假定  $\sigma_1$  不变的拉裂修正公式相对而言也更为简单, 所以本文所述的拉裂修正采用的是基于最大主应力  $\sigma_1$  不变的假定。通过假定 1 ~ 假定 3 即可推得修正后的主应力与修正前的主应力之间的关系为

$$\begin{cases} \hat{\sigma}'_1 = \hat{\sigma}_1 \\ \hat{\sigma}'_2 = b(\hat{\sigma}'_1 - \hat{\sigma}'_3) + \hat{\sigma}'_3 \\ \hat{\sigma}'_3 = c \cot \varphi \end{cases} \quad (14)$$

得到拉裂修正之后的主应力, 再根据假定 4 和式(13)即可得到修正改之后的六维应力分量为

$$\begin{bmatrix} \hat{\sigma}'_x \\ \hat{\sigma}'_y \\ \hat{\sigma}'_z \\ \tau'_{xy} \\ \tau'_{xz} \\ \tau'_{yz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1^2 & m_1^2 & n_1^2 \\ l_2^2 & m_2^2 & n_2^2 \\ l_3^2 & m_3^2 & n_3^2 \\ l_1l_2 & m_1m_2 & n_1n_2 \\ l_1l_3 & m_1m_3 & n_1n_3 \\ l_2l_3 & m_2m_3 & n_2n_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\sigma}'_1 \\ \hat{\sigma}'_2 \\ \hat{\sigma}'_3 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中:  $\hat{\sigma}'_1, \hat{\sigma}'_2$  和  $\hat{\sigma}'_3$  为拉裂修正之后的 3 个主应力分量;  $\hat{\sigma}'_i = \sigma'_i + c \cot \varphi, i = 1, 2, 3$  或  $i = x, y, z$ 。

### 3 单元剪坏修正

经过第2节所述的单元拉裂修正虽然消除了不合理的拉裂应力状态,但该应力还有可能超出抗剪强度包线,这种应力状态理论上也是不合理的,因此需要再对其进行剪坏修正。

#### 3.1 平面问题的单元剪坏修正

与平面问题的单元拉裂修正方法相似,可以结合一定的假设条件和 Mohr 应力圆,推导出基于 Mohr-Coulomb 强度理论的平面问题单元剪坏修正公式<sup>[15]</sup>。如图5所示,若假定该积分点的最大主应力  $\sigma_1$  不变,修正之后 Mohr 圆与强度破坏包线相切,且假定修正前后的主应力方向不发生改变,则可以推得平面问题单元剪坏修正的计算公式为

$$\begin{cases} \sigma'_x = \frac{\sigma_1 + \sigma'_3}{2} - \frac{1}{2}m\tau'_{xz} \\ \sigma'_z = \frac{\sigma_1 + \sigma'_3}{2} + \frac{1}{2}m\tau'_{xz} \\ |\tau'_{xz}| = \frac{\sigma_1 - \sigma'_3}{\sqrt{4+m^2}} \\ \sigma'_3 = \frac{1 - \sin \varphi}{1 + \sin \varphi} \sigma_1 - \frac{2c \cos \varphi}{1 + \sin \varphi} \\ m = \frac{\sigma_z - \sigma_x}{\tau_{xz}} \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\tau'_{xz}$ 的符号与 $\tau_{xz}$ 一致。

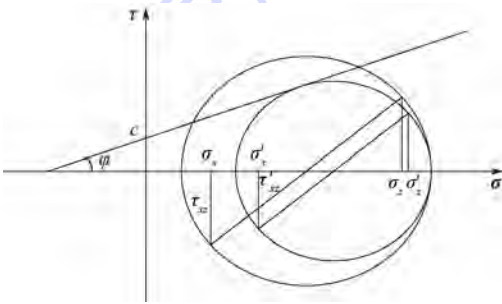


图5 平面问题的单元剪坏修正

Fig.5 Element shear failure correction of plane problem

#### 3.2 适用于UH模型的三维问题单元剪坏修正

对于三维问题的单元剪坏修正,可以参考平面问题单元剪坏修正的假设条件和三维问题单元拉裂修正的处理方法得到。在采用UH模型UMAT进行有限元计算时,若出现 $\hat{\eta} > \hat{M}_f$  ( $\hat{\eta}$ 和 $\hat{M}_f$ 为由 $\hat{\sigma}_i = \sigma_i + c \cot \varphi$  ( $i = 1, 2, 3$ )计算得到的应力比和潜在强度)的情况,则采取如下假定:

**假定1**  $\hat{\eta}' = \hat{M}_f$ 。

**假定2** 中主应力参数  $b = (\hat{\sigma}_2 - \hat{\sigma}_3) / (\hat{\sigma}_1 - \hat{\sigma}_3)$  不变,也即应力洛德角  $\theta_\sigma$  不变。

**假定3** 最大主应力  $\sigma_1$  不变。

**假定4** 主应力方向不变。

事实上,假定3可以有3种情况:平均正应力  $p$  不变、竖向应力  $\sigma_z$  不变和最大主应力  $\sigma_1$  不变。若假定修正前后平均正应力  $p$  不变,则剪坏修正会使得大正应力值变化很大,而一般来说,外载荷主要由与之方向相一致的大主应力承担,因此这种假定的剪坏修正对于计算收敛性会有较大的影响;假定竖向应力  $\sigma_z$  不变的剪坏修正对于以竖向载荷为主的情况来说是更为合理的,但实际问题的大正应力方向不一定是竖向的,对于大正应力非竖向则该假定也就不再合适了;最大主应力  $\sigma_1$  不变的假定对大正应力值改动很小,所以可以降低修正对计算收敛性的影响,而且该假定不仅适用于大正应力竖向的情况,也适用于大正应力非竖向的情况,具有更大的适用性,所以本文所述的剪坏修正是基于最大主应力  $\sigma_1$  不变假定的。通过假定1~假定3,有

$$\begin{cases} \hat{q}' = \hat{M}_f \hat{p}' \\ b = \frac{\hat{\sigma}'_2 - \hat{\sigma}'_3}{\hat{\sigma}'_1 - \hat{\sigma}'_3} = \frac{\hat{\sigma}_2 - \hat{\sigma}_3}{\hat{\sigma}_1 - \hat{\sigma}_3} \\ \hat{\sigma}'_1 = \hat{\sigma}_1 \end{cases} \quad (17)$$

式中:

$$\begin{cases} \hat{p}' = \frac{1}{3} [(1+b)\hat{\sigma}'_1 + (2-b)\hat{\sigma}'_3] \\ \hat{q}' = \sqrt{b^2 - b + 1} (\hat{\sigma}'_1 - \hat{\sigma}'_3) \end{cases} \quad (18)$$

联合式(17)、式(18),可推得更新后的主应力分量为

$$\begin{cases} \hat{\sigma}'_1 = \hat{\sigma}_1 \\ \hat{\sigma}'_2 = \frac{b(h-1) + 1}{h} \hat{\sigma}_1 \\ \hat{\sigma}'_3 = \frac{\hat{\sigma}_1}{h} \end{cases} \quad (19)$$

式中:

$$\begin{cases} h = -\frac{2k - kb + 1}{k + kb - 1} \\ k = \frac{\hat{M}_f}{3\sqrt{b^2 - b + 1}} \end{cases} \quad (20)$$

得到修正之后的主应力分量,再根据式(15)即可推导得到经过剪坏修正之后的六维应力分量。

### 4 破坏修正的有限元验证

UH模型UMAT的单元验证可以参见参考文献[6],本文不再赘述。本文将采用一个有限元计算基坑开挖的例子来说明拉裂修正和剪坏修正的有效性。UH模型UMAT是基于三维单元编写的,这里通过对边界条件的特殊设置来实现用三

维单元描述平面问题。基坑的各个部分几何尺寸如图6所示。土材料的本构模型选用UH模型,模型参数取值如表2所示。表中: $\nu$ 为泊松比; $N$ 为 $e-\ln p$ 空间中正常压缩线的截距(即当 $p=1$ 时的孔隙比)。支护桩采用线弹性模型,弹性模量 $E=30\text{ GPa}$ ,泊松比 $\nu=0.1$ 。土体与支护桩之间采用简单的绑定约束。图7为计算模型的网格划分,土单元与墙单元均采用8节点六面体实体单元,单元总数为1380,开挖区土单元数为150,墙单元数为20。

图8为有无破坏修正的土体 $\hat{\sigma}_3$ 等值云图。

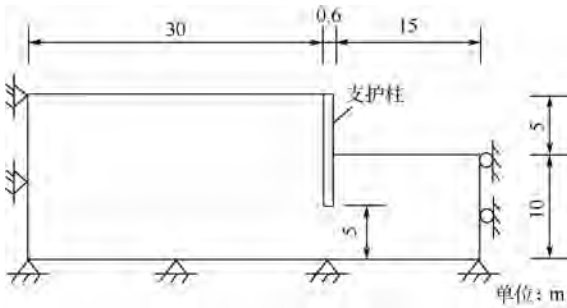


图6 计算模型的几何尺寸

Fig. 6 Geometric dimension of computation model

表2 UH模型参数取值

Table 2 Parameter value of UH model

参数	$M$	$\nu$	$\kappa$	$\lambda$	$e_0$	$N$	$c/\text{kPa}$
数值	0.984	0.3	0.016	0.09	0.6	1.15	10

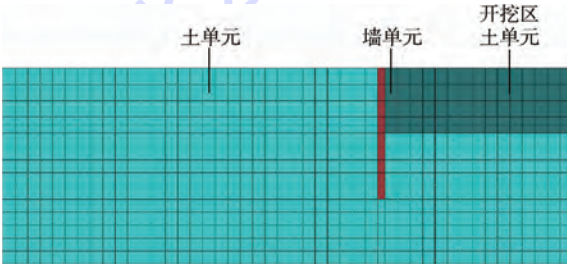
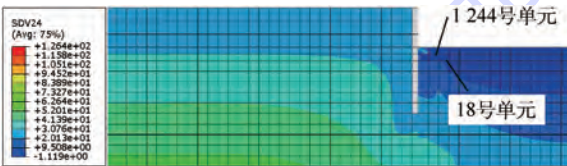
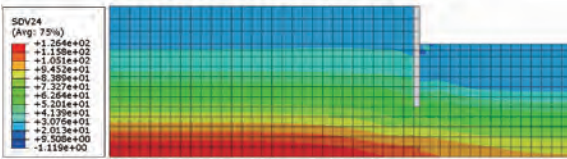


图7 计算模型网格划分

Fig. 7 Computation model meshing



(a) 没有破坏修正的土体的 $\hat{\sigma}_3$ 等值云图



(b) 有破坏修正的土体的 $\hat{\sigma}_3$ 等值云图

图8 有无破坏修正的土体 $\hat{\sigma}_3$ 等值云图

Fig. 8  $\hat{\sigma}_3$  contour of soils with and without failure correction

表3为图8(a)中1244号单元第1积分点和18号单元第4积分点破坏修正前后的主应力分量、应力分量、应力比 $\hat{\eta}$ 、潜在强度 $\hat{M}_f$ 和 $\hat{F}$ 在某个增量步的计算值。由破坏修正前的结果可以看出,该积分点是存在拉裂情况的( $\hat{\sigma}_3 = \sigma_3 + c \cot \varphi < 0$ ),该应力状态也会导致 $\hat{F} < 0$ ,如果不进行处理,计算就会出现中途中断的情况,而且由该应力状态计算得到的应力比 $\hat{\eta} > 3$ ,也不满足 $\hat{\eta} \leq \hat{M}_f$ 的要求;进行破坏修正后,最大主应力 $\sigma_1$ 的值没有改变,最小主应力 $\sigma_3$ 被修正为0( $\hat{\sigma}'_3 = \sigma'_3 + c \cot \varphi = 21.44\text{ kPa}$ ),应力比 $\hat{\eta} < \hat{M}_f$ ,破坏修正之后的 $\hat{F}$ 值也均大于0。所以,破坏修正既消除了不合理的应力状态,也消除了由于破坏应力导致的子程序计算中途报错退出的问题。

表3 破坏修正前后计算结果对比

Table 3 Comparison of calculation results before and after failure correction

变量	1244号单元第1积分点		18号单元第4积分点	
	修正前	修正后	修正前	修正后
$\hat{\sigma}_1/\text{kPa}$	32.53	32.53	42.11	42.11
$\hat{\sigma}_2/\text{kPa}$	7.39	23.97	5.07	23.93
$\hat{\sigma}_3/\text{kPa}$	-14.16	21.44	-7.47	21.44
$\sigma_x/\text{kPa}$	-11.16	3.51	-15.61	2.86
$\sigma_y/\text{kPa}$	-35.600	0.007	-28.910	0
$\sigma_z/\text{kPa}$	8.19	10.10	19.92	20.30
$\tau_{xz}/\text{kPa}$	-8.03	-2.74	-5.24	-2.57
$\hat{\eta}$	4.714	0.387	3.373	0.670
$\hat{M}_f$	1.908	1.908	1.801	1.801
$\hat{F}$	-0.223	29.290	-0.444	10.830

由第2节和第3节的描述可知,拉裂和剪坏的判定均是基于考虑了黏聚力之后的应力 $\hat{\sigma}$ ,所以采用基于 $\hat{\sigma}$ 计算得到的变量( $\hat{\sigma}_1, \hat{\sigma}_3, \hat{\eta}, \hat{M}_f$ )的等值云图,而不是基于真实应力计算得到的变量的等值云图。

图8(a)和图8(b)分别为基坑开挖至3.75m时没有破坏修正(为了避免由于破坏应力而导致的中途退出计算情况,需对由于破坏应力导致的数学错误做相应的处理)和有破坏修正计算得到的 $\hat{\sigma}_3 = \sigma_3 + c \cot \varphi$ 等值云图对比(应力以压为正、拉为负)。由图8(a)可以看出,如果没有破坏修正,基坑内部最表层的土体确实存在拉裂应力,这对于土而言是不合理的,需要对其进行修正;而由图8(b)可以看出,有破坏修正的有限元计算提高了 $\sigma_3$ 的值,使得基坑内部表层不合理的拉裂应力状态得以消除。由图8(a)和图8(b)对比还可以发现,破坏修正使得 $\sigma_3$ 的值整体提高较大,没有破坏修正的 $\hat{\sigma}_3/\hat{\sigma}_1$ 约为1/6~1/5,有破坏修正

的  $\hat{\sigma}_3/\hat{\sigma}_1$  约为 2/5,这主要是由于剪坏修正引起的,参考图 5,如果没有剪坏修正,应力比的值没有限制,可以达到很大,也即相当于提高了土的抗剪强度,根据土压力理论可知,土的侧向应力也就相应的会变小,而剪坏修正使得土的应力比不能过大 ( $\hat{\eta} \leq \hat{M}_f$ ),相当于限制住了土的抗剪强度,所以侧向应力会相应提高。

图 9 和图 10 分别为有无破坏修正的应力比  $\hat{\eta}$  和潜在强度  $\hat{M}_f$  等值云图。图 9(a) 和图 10(a) 分别为没有破坏修正的应力比  $\hat{\eta}$  和潜在强度  $\hat{M}_f$  等值云图,由两者的云图对比可以看出,计算结果中存在应力比  $\hat{\eta}$  大于潜在强度  $\hat{M}_f$  的情况,也即存在剪坏的应力状态。图 9(b) 和图 10(b) 分别为有破坏修正的应力比  $\hat{\eta}$  和潜在强度  $\hat{M}_f$  等值云图,可以看出,经过修正之后,消除了计算结果中的不合理剪坏应力状态,使得土单元上的应力比均符合  $\hat{\eta} \leq \hat{M}_f$  要求。

图 11 为有无破坏修正和有破坏修正的  $\hat{\sigma}_1$  等值云图(应力以压为正、拉为负)。可以看出,破坏修正对于  $\hat{\sigma}_1$  的分布大小影响很小,这是因为破坏修正(包括拉裂修正和剪坏修正)都是基于

最大主应力  $\sigma_1$  不变假定进行的,而本例中最大主应力  $\sigma_1$  与竖向应力  $\sigma_z$  的大小方向又是很接近的,在有限元计算过程中,竖向的载荷主要由  $\sigma_z$  承担,假定最大主应力  $\sigma_1$  不变,也即意味着  $\sigma_z$  基本不变,因此根据式(24)可知,由于破坏修正而产生的竖向不平衡力也是很小的,所以破坏修正对竖向应力  $\sigma_z$  的大小分布影响很小,也即对最大主应力  $\sigma_1$  的影响也很小。

图 12 为有无破坏修正与有破坏修正的竖向位移等值云图。可以看出,两者的位移分布形式是一致的,但破坏修正使得整体变形值变小,这是因为 UH 模型中,弹塑性刚度矩阵是与应力状态相关的,一般来说,平均正应力  $p$  越大,刚度也越大,破坏修正会提高平均正应力  $p$  的值(参见图 4 和图 5),也就提高了破坏单元的刚度矩阵,而其他单元的刚度矩阵是基本不变的,因此破坏修正会提高整体的刚度矩阵值,从而导致整体变形值的下降。

对于采用有破坏修正 UH 模型 UMAT 的有限元计算,一个迭代步下实际的计算流程为:先调用

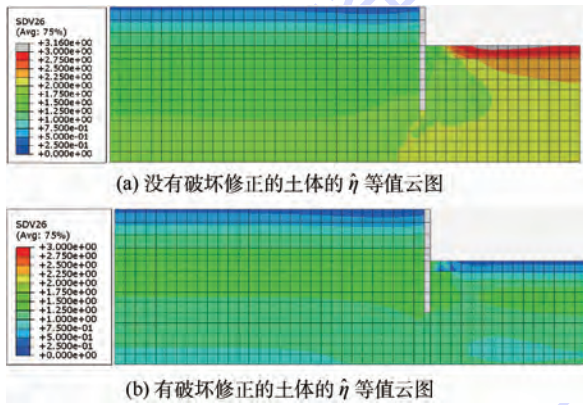


图 9 有无破坏修正的土体的  $\hat{\eta}$  等值云图

Fig. 9  $\hat{\eta}$  contour of soils with and without failure correction

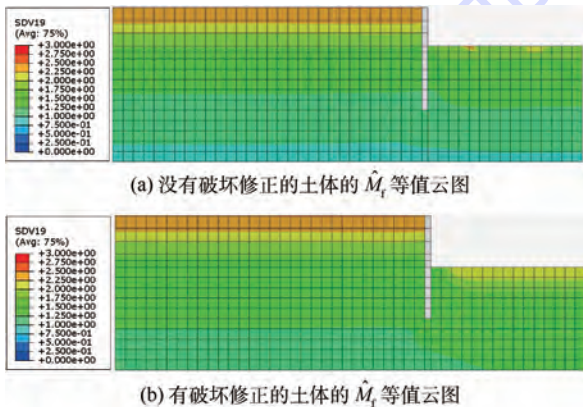


图 10 有无破坏修正的土体的  $\hat{M}_f$  等值云图

Fig. 10  $\hat{M}_f$  contour of soils with and without failure correction

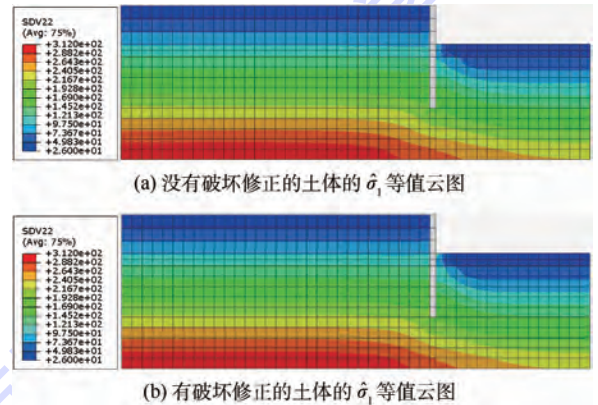


图 11 有无破坏修正的土体的  $\hat{\sigma}_1$  等值云图

Fig. 11  $\hat{\sigma}_1$  contour of soils with and without failure correction

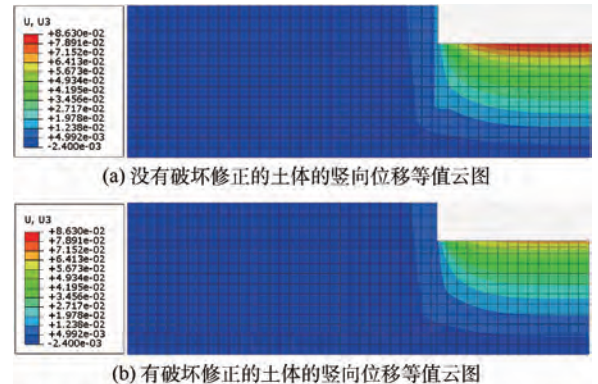


图 12 有无破坏修正的土体的竖向位移等值云图

Fig. 12 Vertical displacement contour of soils with and without failure correction

UH 模型 UMAT 进行应力更新得到应力  $\sigma$ ; 再用破坏修正子程序进行破坏修正得到应力  $\sigma'$ ; 由破坏修正的应力  $\sigma'$  可以计算得到不平衡力  $\Delta R'$ , 再用不平衡力  $\Delta R'$  进行有限元的平衡迭代。不平衡力  $\Delta R'$  具体表达式为

$$\Delta R' = P - \sum \iint B^T \sigma' dx dy \quad (21)$$

式(21)又可以化为

$$\Delta R' = \Delta R + \Delta r \quad (22)$$

式中:

$$\Delta R = P - \sum \iint B^T \sigma dx dy \quad (23)$$

$$\Delta r = \sum \iint B^T (\sigma - \sigma') dx dy \quad (24)$$

其中:  $\Delta R$  为没有破坏修正的不平衡力;  $\Delta r$  为破坏修正引起的附加不平衡力。因此, 如果破坏修正准则较为合理, 也有可能使得破坏修正引起的附加不平衡力  $\Delta r$  降低总的平衡力, 提高迭代计算的收敛性。如本文所述的计算基坑开挖的例子, 有破坏修正的计算收敛性就好于没有破坏修正的计算收敛性, 在计算第 1、2、3 层开挖时, 没有破坏修正分别用了 4、7、92 个增量步, 而有破坏修正则分别用了 1、7、8 个增量步, 这也说明了本文所采用的破坏修正假定是较为合理的。

综上所述, 采用有破坏修正的 UH 模型 UMAT 的有限元计算不仅避免了由于破坏应力状态引起的计算中断问题, 也消除了计算结果中的不合理破坏应力状态, 使得计算过程更加稳定, 计算结果更为合理。

## 5 结论

在采用 UH 模型 UMAT 进行有限元计算时, 经常会遇到局部单元出现破坏应力的情况(主要包括拉裂和剪坏), 这种破坏应力的存在是不合理的: 一方面, 土单元所受的应力不应该超出理论上的强度包线; 另一方面, 破坏应力的存在会导致有限元计算上出现相应的稳定性问题。

1) 针对在有限元计算过程中出现的局部单元破坏问题, 本文介绍了一种适用于 UH 模型的三维问题单元破坏修正方法, 该方法不仅可以消除有限元计算中出现的不合理的破坏应力状态, 以及由于这种应力状态而导致的计算稳定性问题, 而且该方法并没有改变原有 UH 模型 UMAT 的算法流程, 不会由于这种修正而导致原有 UH 模型的 UMAT 产生新的理论上的问题。

2) 本文所述的单元破坏修正方法对于有限元计算收敛性是存在影响的, 由于修正过程强制

修改了应力分量, 会产生了新的不平衡力, 理论上会增加有限元迭代的步数。但一方面这种修正一般只是对局部少数单元的修正, 因此产生的不平衡力一般不会很大; 另一方面, 修正之后的应力如果变得更为合理, 也有可能降低了迭代的不平衡力, 降低有限元计算整体的迭代步数, 提高计算的收敛性。

## 参考文献 (References)

- [1] YAO Y P, HOU W, ZHOU A N. UH model: Three-dimensional unified hardening model for overconsolidated clays[J]. Géotechnique, 2009, 59(5): 451-469.
- [2] 姚仰平, 侯伟, 罗汀. 土的统一硬化模型[J]. 岩石力学与工程学报, 2009, 28(10): 2135-2151.  
YAO Y P, HOU W, LUO T. Unified hardening model for soils [J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering, 2009, 28(10): 2135-2151 (in Chinese).
- [3] 姚仰平, 李自强, 侯伟, 等. 基于改进伏斯列夫线的超固结土本构模型[J]. 水利学报, 2008, 39(11): 1244-1250.  
YAO Y P, LI Z Q, HOU W, et al. Constitutive model of overconsolidated clay based on improved Hvorslev envelope [J]. Journal of Hydraulic Engineering, 2008, 39(11): 1244-1250 (in Chinese).
- [4] 甄文战. 岩土材料变形局部化问题理论及数值分析研究[D]. 上海: 上海大学, 2013: 24-31.  
ZHEN W Z. Theoretical and numerical simulations of deformation localization of geomaterials [D]. Shanghai: Shanghai University, 2013: 24-31 (in Chinese).
- [5] 甄文战, 孙德安. 统一硬化参数模型在有限元中的应用及验证[C]// 岩土力学与工程新进展. 上海: 同济大学出版社, 2007: 70-73.  
ZHEN W Z, SUN D A. Application and verification of unified hardening parameter model in finite element analysis [C]// New Development of Rock and Soil Mechanics and Engineering. Shanghai: Tongji University Press, 2007: 70-73 (in Chinese).
- [6] 姚仰平, 冯兴, 黄祥, 等. UH 模型在有限元分析中的应用[J]. 岩土力学, 2010, 31(1): 237-245.  
YAO Y P, FENG X, HUANG X, et al. Application of UH model to finite element analysis [J]. Rock and Soil Mechanics, 2010, 31(1): 237-245 (in Chinese).
- [7] 冯兴. UH 模型的有限元实现及其在地基变形分析中的应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013: 38-80.  
FENG X. Finite element realization of UH model and its application to the analysis of subgrade deformation [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 38-80 (in Chinese).
- [8] 罗汀, 秦振华, 姚仰平, 等. UH 模型切线刚度矩阵对称化及其应用[J]. 力学学报, 2011, 43(6): 1186-1190.  
LUO T, QIN Z H, YAO Y P, et al. Symmetrization and applications of tangent stiffness matrix for UH model [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(6): 1186-1190 (in Chinese).

- [9] 熊文林. 非关联塑性切线刚度矩阵的对称表示[J]. 应用数学和力学, 1986, 7(11): 983-991.  
XIONG W L. Symmetric formulation of tangential stiffness for non-associated plasticity [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 1986, 7(11): 983-991 (in Chinese).
- [10] 罗汀, 姚仰平, 侯伟. 土的本构关系[M]. 北京: 人民交通出版社, 2010: 170-179.  
LUO T, YAO Y P, HOU W. Soil constitutive models[M]. Beijing: China Communication Press, 2010: 170-179 (in Chinese).
- [11] 王乃东, 姚仰平. 基于变换应力方法的各向异性模型三维化[J]. 岩土工程学报, 2011, 33(1): 50-56.  
WANG N D, YAO Y P. Generalization of anisotropic constitutive models using transformed stress method [J]. Chinese Journal of Geotechnical Engineering, 2011, 33(1): 50-56 (in Chinese).
- [12] MATSUOKA H, YAO Y P, SUN D A. The Cam-clay models revised by the SMP criterion [J]. Journal of the Japanese Geotechnical Society Soils & Foundation, 1999, 39(1): 81-95.
- [13] 黄祥. 超固结土模型与 ABAQUS 软件结合与应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010: 17-24.  
HUANG X. The application of combining over-consolidated clay model of ABAQUS [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 17-24 (in Chinese).
- [14] 罗汀, 张盼盼, 姚仰平, 等. 考虑膨胀效应的 UH 模型及其有限元实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 13-20.  
LUO T, ZHANG P P, YAO Y P, et al. UH model considering the expansion of the soils and its finite element implementation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 13-20 (in Chinese).
- [15] 钱家欢, 殷宗泽. 土工原理与计算[M]. 2版. 北京: 中国水利水电出版社, 1996: 91-92.  
QIAN J H, YIN Z Z. Principle and calculation of geotechnical engineering[M]. 2nd ed. Beijing: China Water & Power Press, 1996: 91-92 (in Chinese).
- [16] 杨光华, 李广信, 介玉新. 土的本构模型的广义位势理论及其应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2007: 41-43.  
YANG G H, LI G X, JIE Y X. The generalized potential theory and its application of the constitutive model of soils [M]. Beijing: China Water & Power Press, 2007: 41-43 (in Chinese).

#### 作者简介:

罗汀 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 土的基本特性与本构模型。

## Element failure correction method for UH model

LUO Ting\*, SHU Wenjun, YAO Yangping

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The problem of some elements' damage often appears when finite element calculation of using UH model UMAT is conducted, including tension failure and shear failure. The failure stress state not only makes the results unreasonable, but also reduces the stability of calculation. To solve the problem generated by unreasonable failure stress state when the UH model's UMAT is used to conduct finite element analysis, based on certain assumptions and combined with stress transformation relationship under different coordinates, three-dimensional element failure correction formulas for UH model can be elicited. Then FORTRAN language is used to write the subroutine of element failure correction, and it is embedded in the UH model's UMAT to eliminate the unreasonable failure stress state and improve the stability of finite element calculation. Finally, an example of foundation pit excavation is used to verify the validity and rationality of this method.

**Keywords:** UH model; UMAT; finite element; tension failure; shear failure; failure correction

Received: 2016-04-20; Accepted: 2016-07-22; Published online: 2016-08-23 10:21

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160823.1021.001.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2014CB047001); National Natural Science Foundation of China (51579005, 11272031)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0277

# NFFD 控制点分布对气动外形优化的影响

马明生<sup>1,2,\*</sup>, 唐静<sup>1</sup>, 李彬<sup>2</sup>, 周桂宇<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘 要:** 基于非均匀有理 B 样条的自由型面变形(NFFD)技术具有对变形对象普适性和控制点影响区域局部性的特点,广泛应用于气动外形优化。本文通过扩展控制体和合理布置外侧控制点,实现了 NFFD 技术在参数化曲面并改变曲面形状时,同步变形控制体内的表面网格和空间网格,并从理论上保证了控制体边界内外的网格协调。基于离散伴随方法求取梯度,分别采用拟牛顿(QN)法和序列二次规划(SQP)优化方法,通过从初始翼型 NACA0012 到标准翼型 EH1590 的反设计,研究了 NFFD 控制点数量和分布对设计结果的影响。在某飞翼标模单点全机升阻比优化应用中,改进控制点分布后获得了更高的升阻比,收敛速度显著提高。

**关键词:** 气动优化; 反设计; 自由型面变形; 网格变形; 控制点分布; 翼型; 飞翼

**中图分类号:** V221+.3; TB553

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0676-09

计算流体力学(CFD)具有气动特性计算精度高的特点,广泛应用于飞行器外形优化。数值外形优化首先需要参数化几何外形,然后进行优化迭代。有效的参数化和网格技术是实现数值优化的基础。

常用的几何外形参数化方法包括非均匀有理 B 样条(NURBS)方法<sup>[1-3]</sup>、形状类别函数法(CST)<sup>[4-6]</sup>和自由型面变形(FFD)技术<sup>[7-18]</sup>等。FFD 技术普适性好,近年来广泛应用于气动外形优化等领域。通常,几何外形由表面网格代替,但表面网格点由于数量太多,以及移动后外形几何连续性难以保证,一般不能直接作为设计控制点。

FFD 技术可实现使用控制点参数化几何外形和间接变形表面网格,且变形后能有效保证飞行器外形的几何连续性。近年来,FFD 在飞行器气动优化的应用中涵盖了从翼型到全机的优化设计。例如,陈颂等<sup>[7]</sup>、Amoialis 和 Nikolos<sup>[8]</sup>将

FFD 技术应用于翼型设计;李彬<sup>[9]</sup>、王丹<sup>[10]</sup>、王元元<sup>[11]</sup>、黄江涛<sup>[12]</sup>等分别结合 FFD 技术实现了机翼、翼身组合体、机身后体和翼梢小翼的优化设计;Ronzheimer<sup>[13]</sup>、Li<sup>[14]</sup>等应用 FFD 技术对发动机吊舱进行了优化;王婧超等<sup>[15]</sup>采用 FFD 技术对涡轮叶片进行了优化设计;Kenway 和 Kennedy<sup>[16]</sup>、唐静等<sup>[17]</sup>、Lyu 和 Martins<sup>[18]</sup>分别使用 FFD 技术对运输机和飞翼进行了全机优化设计。

FFD 技术首先由 Sederberg 和 Parry<sup>[19]</sup>提出并应用于几何造型,该方法基于 Bernstein 多项式并采用三方向张量积形式的控制体,能产生很大程度的变形,但移动每个控制点都会产生全局变形。Lamousin 和 Waggenspack<sup>[20]</sup>提出了基于 NURBS 的 FFD(NFFD)技术,实现了控制点影响区域的局部化。近年来,为克服 FFD 技术间接变形不直观的弱点,Yamazaki<sup>[21]</sup>和陈颂<sup>[7]</sup>等初步开展了直接操作的 FFD(DFFD)技术在优化设计中的应

收稿日期: 2016-04-11; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-09-06 16:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1625.009.html

\* 通讯作者: E-mail: ma\_mingsheng@sina.cn

**引用格式:** 马明生, 唐静, 李彬, 等. NFFD 控制点分布对气动外形优化的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 676-684.  
MA M S, TANG J, LI B, et al. Effects of NFFD control points distribution on aerodynamic shape optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 676-684 (in Chinese).

用,DFFD技术需要求解与控制点数量相等规模的方程组,计算效率等还有待进一步提高。

NURBS求值算法和局部参数反求算法是影响NFFD计算稳定性和速度的2个关键算法。一种鲁棒快速的求值算法是Deboor算法<sup>[22]</sup>。黄江涛等<sup>[12]</sup>将反求参数转化为优化问题。唐静等<sup>[17]</sup>采用二阶收敛速度的Newton迭代方法,构造了反求参数的牛顿迭代式,给出了求解雅可比矩阵的变步长有限差分方法和计算迭代初值的控制体子格插值方法,具有良好的收敛性和鲁棒性。

数值优化过程中,解决变形物面后的网格匹配问题时通常使用动网格技术,包括代数法、偏微分方程法和虚拟结构法,其计算代价由低到高,相应适用的变形量由小到大。本文充分发挥NFFD控制点影响区域局部性的优势,通过扩展控制体和合理选择控制点实现了物面网格和空间网格同步变形。

由于NFFD属于间接变形技术,控制点选择和分布等因素对变形结果都有影响,但其对数值优化结果的影响并不直观。Amoiralis和Nikolos<sup>[8]</sup>比较了B样条和NFFD 2种参数化方法在翼型反设计中的应用,表明NFFD具有更快实现目标翼型的能力。NFFD方法已广泛应用于飞行器气动外形优化,但很少有人研究控制点选择及分布等因素对优化过程收敛性和最终优化效果的影响。

本文拓展NFFD技术,通过对控制体的扩展,使NFFD技术同时实现了数值优化过程中物面参数化、表面网格变形和空间网格变形。通过从翼型NACA0012到翼型EH1590的反设计,研究控制点分布对数值优化结果及收敛性的影响。通过飞翼标模的全机优化设计,进一步研究三维情况下控制点分布对优化结果的影响。

## 1 NFFD变形物面和变形空间网格

NFFD技术及相关算法、并行实现方法的详细内容见文献<sup>[17]</sup>,此处作简要介绍。NFFD定义了从控制体内局部坐标系到全局坐标系的坐标映射,三维情况时可表示为

$$\mathbf{R}(u, v, w) = \frac{\sum_{i=0}^{N_i} \sum_{j=0}^{N_j} \sum_{k=0}^{N_k} G_{ijk} \mathbf{P}_{ijk} N_{i,p}(u) N_{j,m}(v) N_{k,n}(w)}{\sum_{i=0}^{N_i} \sum_{j=0}^{N_j} \sum_{k=0}^{N_k} G_{ijk} N_{i,p}(u) N_{j,m}(v) N_{k,n}(w)} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{R}$ 为网格点坐标; $\mathbf{P}_{ijk}$ 为控制点坐标; $G_{ijk}$ 为对应的权值; $N_i$ 、 $N_j$ 和 $N_k$ 分别表示空间3个方向上控制点数目; $N_{i,p}(u)$ 、 $N_{j,m}(v)$ 和 $N_{k,n}(w)$ 为3个方向上基函数; $p$ 、 $m$ 和 $n$ 为相应方向上基函数次数; $(u, v, w)$ 为控制体内的局部坐标。

使用时需要将物体嵌入控制体内,即已知网格点坐标值反求其局部坐标,如图1(a)所示,其中内部曲线为翼型,外部方框为控制体。

变形物体是通过改变控制体来间接实现,通常采用移动控制点的位置来变形控制体,使用式(1)求物体变形后网格点的新位置,如图1(b)所示。

本文NURBS求值使用Deboor算法<sup>[22]</sup>,反求参数使用Newton迭代方法<sup>[17]</sup>。

当控制体的控制点分布给定后,NFFD变形嵌入物体的效果与控制点位置及权值、基函数次数和节点向量取值都有关系。

控制点权值越大,该控制点对物体变形控制能力越强。由式(1)可知,控制点某个方向坐标变化只引起嵌入物体相同方向上坐标变化,即变形量3个方向不耦合。该性质有利于外形优化时对单个方向变形的控制。如果将控制点权值作为设计变量,3个方向的变形将发生耦合,因此在外形优化设计中,控制点权值一般不作为设计变量,在优化过程中保持不变。

嵌入控制体内物体的变形量是由控制点的变形量按其影响因子加权得到,离待变形物体距离越近的控制点其影响因子越高。基函数的次数越高,控制点的影响区域就越大,参与加权的控制点

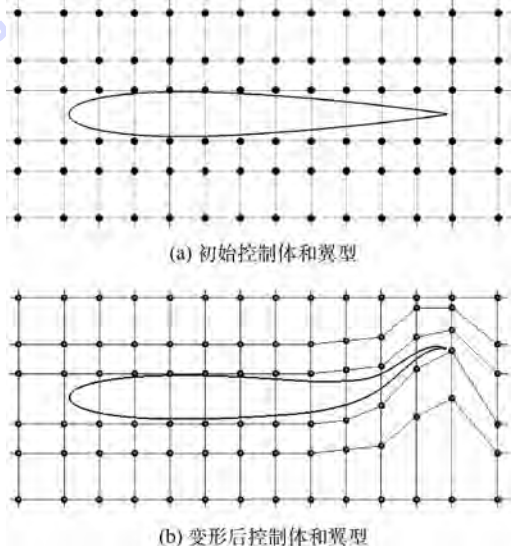


图1 变形前后控制体和翼型

Fig. 1 Control volume and airfoil before and after deformation

就越多。图 2(a) 所示为初始翼型及其二维控制体, 垂直翼型  $v$  方向基函数次数取 1, 顺翼型  $u$  方向次数分别取 1、2、3 和 4, 移动中间位置的控制点  $P$  后, 翼型形状变化如图 2(b) 所示。基函数为 4 次时, 翼型变化的范围最大(前后可达  $d$  点位置), 但翼型跟随控制点移动的几何改变量最小(即变形跟随性最差)。基函数为 1 次时, 翼型形状只在前后  $a$  点范围内线性变化, 跟随性最好, 但变形后翼型曲线导数不再连续, 不能用于气动优化。工程上常用的 3 次基函数 B 样条, 可以保证变形后外形 3 阶导数连续。

从图 2(b) 还可以看出, 控制点  $P$  移动后, 翼型发生明显变形的区域为前后  $b$  点范围内(图中虚线方框内)。同时, 翼型下表面点 1 附近也发生变形, 要使下表面不受  $P$  点控制, 在保持  $v$  方向基函数次数取 1 时, 增加一排控制点即可, 如图 3 所示。

节点向量常采用两端重复、中间均匀递增型节点值, 以  $u$  方向为例, 节点向量定义为

$$\begin{cases} \mathbf{U} = [u_0 & u_1 & \dots & u_i & \dots & u_q] \\ q = N_l + P + 1 \\ u_i = \begin{cases} 0 & 0 \leq i \leq p \\ i - p & p < i \leq q - p - 1 \\ q - 2p & q - p - 1 < i \leq q \end{cases} \end{cases} \quad (2)$$

NFFD 控制点组成的凸包多面体和其定义的控制体形状通常不同, 控制体是凸包多面体的一个子集。二维时, 每个方向的节点向量都类似式(2), 两端重复取值可以使得定义的控制曲面

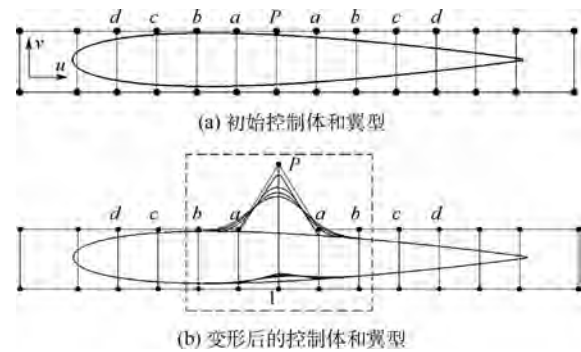


图 2 不同基函数次数时翼型变形

Fig. 2 Airfoil deformation of different basis function degrees

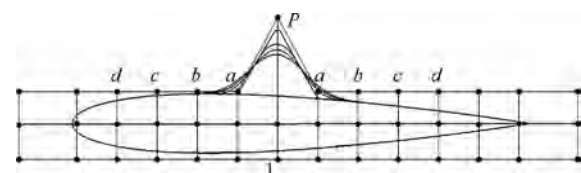


图 3 修改后的控制体和变形后的翼型

Fig. 3 Modified control volume and deformed airfoil

过 4 个角点控制点, 如图 4 所示, 三维时定义的控制体过 8 个角点。一般情况下, 除了角点外, 定义的控制体不能保证过其他表面控制点。特殊地, 当最外层控制点在各方向上分别共面时, 定义的控制体形状与控制点组成的六面体相同。

应用于 CFD 外形优化时, NFFD 直接参数化表面网格(几何外形)后, 通过改变控制点坐标改变几何形状。将表面网格点和体网格点嵌入到相同的控制体内, 在变形表面网格同时实现空间网格的协调变形, 则优化过程中不再需要其他体网格处理技术, 如动网格技术。

要保证体网格协调变形且不会出现负体积等问题, 首先基函数需要有 2 次(3 阶)以上的连续性, 保证控制体变形的连续性; 其次需要将控制点向各方向都增加几层, 将物面附近的控制点作为设计变量, 其他控制点保持不变, 控制点影响区域的局部性可以保证体网格变形量从物面附近到控制体边界逐渐衰减到 0。

由于 NFFD 控制体外局部参数未定义, 反求参数必须保证嵌入点在控制体内部。一般情况下, 由于控制体是控制点组成的凸包多面体的子集且形状不规则, 判定空间网格点在控制体内外的关系很困难。但当最外层控制点分别共面组成六面体时, 定义的控制体可以充满整个六面体空间, 则判定体网格点与控制体的内外关系, 转化为判定体网格点与六面体的内外关系, 后者实现方法简单。图 5 给出了统一变形翼型和空间网格的二维 NFFD 控制点(网格中黑色圆点), 位于控制体内的体网格点需要反求局部参数并随同表面网格变形, 控制体外的网格点在优化过程中保持不动。

使用图 5 中 NFFD 控制体对翼型和空间网格进行变形, 初始翼型和控制体局部放大如图 1(a) 所示(只显示了翼型附近的控制点), 图 1(b) 给出了翼型后缘产生大变形后的几何形状和控制点变化, 由于采用 3 次基函数, 翼型变化和未变化

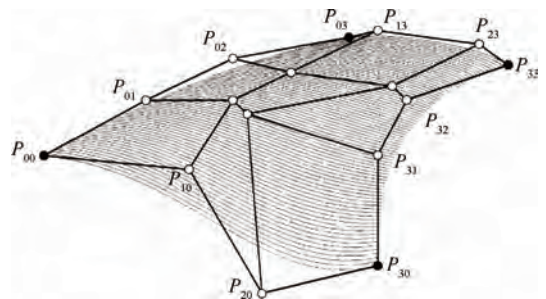


图 4 二维 NFFD 控制点和其定义的控制曲面

Fig. 4 2D control points and control surface of NFFD

过渡区保持了几何连续性。图6给出了翼型形状变化后空间网格及后缘网格局部放大图。图7给出了使用改进距离权函数(IDWF)方法<sup>[17]</sup>得到的对应网格图。2种方法得到的空间网格基本相同,都不会出现体积变负等影响网格有效性的问题。

由NFFD控制点影响区局部性特点可知,当基函数次数为 $p$ 时,只需要固定从控制体边界到内部共 $p$ 层的控制点不移动,则网格变形量从物面到控制体边界逐渐衰减到0,因而从理论上可以保证控制体内外侧的网格变形匹配。

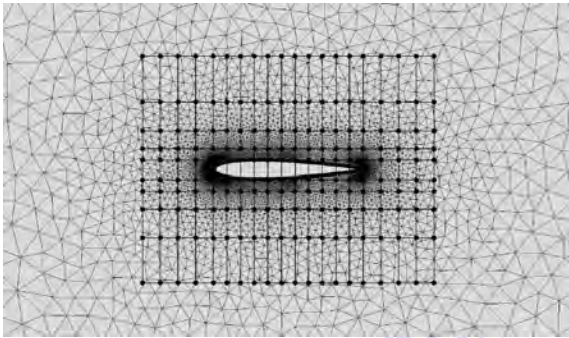


图5 同时参数化物面和变形空间网格的控制体  
Fig.5 Control volume for both shape parameterization and space grid deformation

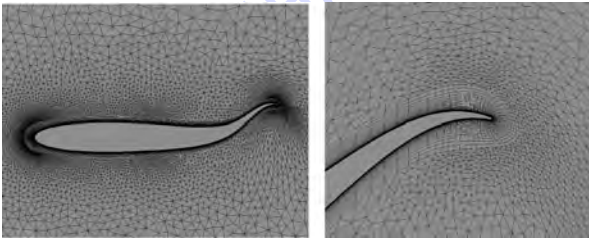


图6 NFFD变形空间网格

Fig.6 Space grid deformation by NFFD

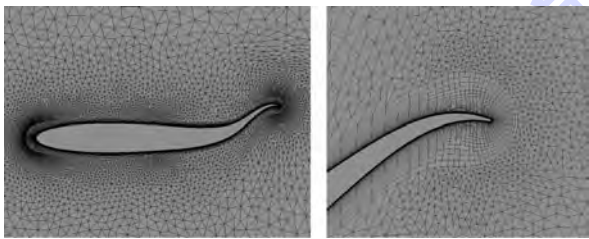


图7 IDWF变形空间网格

Fig.7 Space grid deformation by IDWF

## 2 控制点对翼型反设计的影响

本文流场模拟采用基于非结构混合网格的有限体积法求解雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程<sup>[17]</sup>,并采用一方程的SA湍流模型。对流项和黏性项分别采用 Roe 格式和中心差分进行离散,

时间离散基于 LU-SGS 方法。

采用基于梯度的非线性优化方法,梯度计算采用非结构网格的离散伴随方法。优化方法有拟牛顿(Quasi-Newton, QN)法<sup>[9]</sup>和序列二次规划(Sequential Quadratic Programming, SQP)方法<sup>[23]</sup>。

反设计是一种有效的翼型设计方法,同时由于其优化目标结果唯一,可以有效地开展控制点分布对优化结果的影响。

本文反设计初始翼型为 NACA0012,目标翼型为标准的 EH1590 飞翼翼型。翼型绕流的来流条件为:马赫数  $Ma = 0.75$ ,雷诺数  $Re = 5.6 \times 10^6$ ,温度  $T = 216.77 \text{ K}$ ;计算迎角  $\alpha = 0^\circ$ 。反设计的目标函数  $F_{obj}$  为

$$\begin{cases} F_{obj} = \sum_{i=1}^N (p_i/p_{i,obj} - 1)^2 \\ p_i = p_i(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $p_i$  为翼型上优化得到的压力; $p_{i,obj}$  为目标压力; $N$  为给定目标压力点的数目; $\mathbf{x}$  为用作设计变量的控制点法向坐标的变形量。

计算网格如图5所示,采用扩展 NFFD 方法参数化翼型和统一变形表面网格及空间网格。

### 2.1 控制点个数对设计结果的影响

控制点个数直接影响着设计空间,为了研究控制点分布对设计结果的影响,必须保证有足够的控制点,消除设计变量个数对结果的影响。

本文首先研究控制点个数对设计结果的影响,如图8所示,控制点个数分别为24、32和48,且沿流向均匀分布。翼型反设计为无约束优

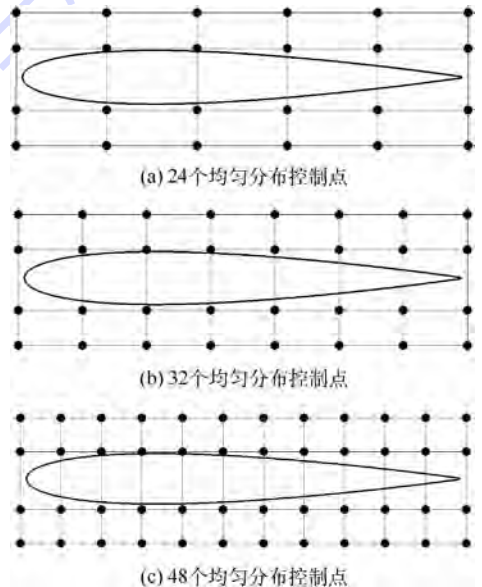


图8 初始翼型和3种均匀分布控制点  
Fig.8 Initial airfoil and three types of uniformly distributed control points

化,为消除优化方法对结果的影响,分别采用QN法和SQP方法2种优化方法进行优化计算。

图9给出了3种控制点情况下目标函数随优化迭代步数的变化。随着控制点的增加,设计空间增大,采用QN法和SQP方法2种优化方法计算的目标函数收敛值都更小,收敛后的翼型更接近目标值,如图10所示。同时,采用24个和32个控制点计算收敛后的翼型与目标翼型差别较大,采用48个控制点时设计翼型能收敛到目标翼型。

同控制点数量时,将控制点向翼型前后缘聚集以提高优化效率,如图12所示。

图13(a)给出了采用QN法优化计算的收敛历程。可以看出,与均匀分布类似,控制点越多,优化收敛后反设计翼型压力分布越接近目标翼型的压力分布。3种控制点个数情况下,控制点向翼型前后缘聚集后收敛的目标函数都比控制点均匀分布时更低,则反设计翼型越接近目标翼型。

采用SQP方法计算的结果与采用QN法类似,图13(b)给出了相应目标函数的收敛历程。控制点均匀分布时,控制点增加目标函数收敛更低,但差别不是很大;控制点聚集分布时,控制点增加,目标函数收敛更低且差别很大,表明控制点聚集分布有效地扩大了设计空间。另外,对比图13(a)和(b)可以看出,采用SQP方法比QN法收敛速度更快。

不同控制点分布时反设计的翼型对比如图14所示,采用QN法和SQP方法2种优化方

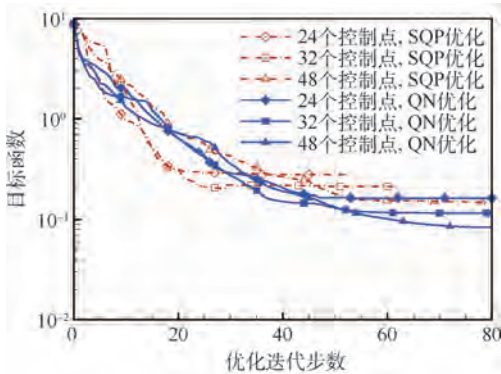


图9 控制点均匀分布时目标函数收敛历程  
Fig.9 Convergence history of objective function with uniformly distributed control points

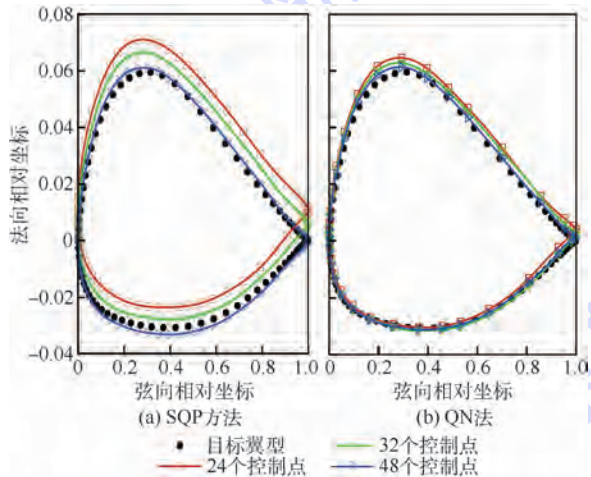


图10 控制点均匀分布时反设计翼型比较  
Fig.10 Comparison of inversely designed airfoils with uniformly distributed control points

### 2.2 控制点分布对设计结果的影响

本文的NFFD技术控制点不必均匀分布,且一般情况下控制点的分布都会影响优化结果。图11给出了控制点为48个且均匀分布时各个控制点在初始迭代步时目标函数对控制点移动量的梯度,靠近翼型的中间两排控制点比外侧控制点梯度大,且翼型前后缘控制点梯度很大,表明前后缘处的控制点对目标函数更敏感。因此在保持相

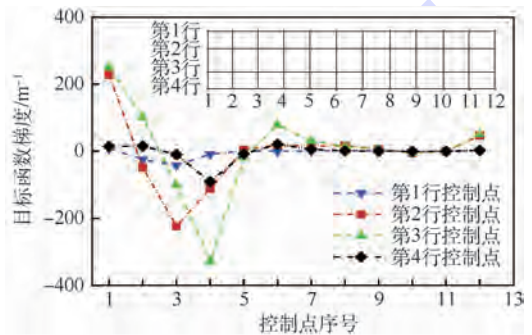


图11 第1步各控制点的目标函数梯度  
Fig.11 Objective function gradient of control points at the first step

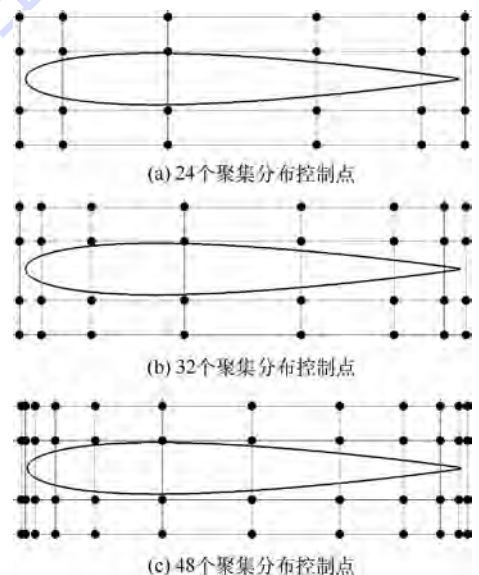


图12 初始翼型和3种聚集分布控制点  
Fig.12 Initial airfoil and three types of aggregated distributed control points

得到更好的反设计目标;采用 NFFD 方法参数化外形时,用作设计变量的控制点聚集分布到前后缘等流动敏感的几何区域,可以明显提高优化设计的效率。

### 3 飞翼标模优化设计

选取某飞翼标模气动优化问题进一步研究三维情况下控制点个数及其分布对优化结果的影响。共3组控制点及分布:

**Case 1** 63个控制点并向飞翼前后缘聚集,如图15(a)所示(略去了未选为设计变量的控制点)。

**Case 2** 100个控制点并沿流向均匀分布,如图15(b)所示。

**Case 3** 100个控制点并向飞翼前后缘聚集,如图15(c)所示。

优化目标为提高巡航状态的升阻比,来流条件为:马赫数  $Ma = 0.85$ ,静压  $p_1 = 26\ 500\ \text{Pa}$ ,温度  $T = 216.77\ \text{K}$ ,侧滑角  $\beta = 0^\circ$ ,迎角  $\alpha = 5^\circ$ 。优化过程中只允许飞翼上表面发生几何变形,且要求全机容积不减。优化问题可以表示为

$$\begin{cases} \min F_{\text{obj}} = \min\left(\frac{C_L}{C_D}\right) \\ \text{s. t.} \begin{cases} V > V_0 \\ C_L = C_L(\mathbf{x}) \\ C_D = C_D(\mathbf{x}) \\ V = V(\mathbf{x}) \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $V_0$ 和 $V$ 分别为飞翼的初始容积和优化容积; $C_L$ 为升力系数; $C_D$ 为阻力系数; $\mathbf{x}$ 为设计变量。优化方法采用SQP方法。

升阻比 $K$ 和全机相对容积比 $V/V_0$ 的优化历程如图16所示。控制点个数增加,收敛后的升阻比更大,同时收敛的速度加快;相同控制点个数时,将控制点向飞翼前后缘聚集收敛后升阻比稍大,收敛速度明显提高。此外,3种情况下优化后的容积都略有增加,且都在1%范围内。

图17给出了3种情况下升力系数和阻力系数迭代过程。不同控制点个数及分布时,飞翼外形随优化迭代变化过程差别很大,且收敛后升阻力系数及外形差别都较大。

图18给出了优化前后20%和80%2个展向站位 $\eta$ 上3种控制点类型的剖面翼型形状和压力分布的比较。20%处剖面几何形状优化前后变化较小,但压力分布变化很明显;80%处剖面翼型后缘区域厚度增加明显,其上表面压力显著降低,下

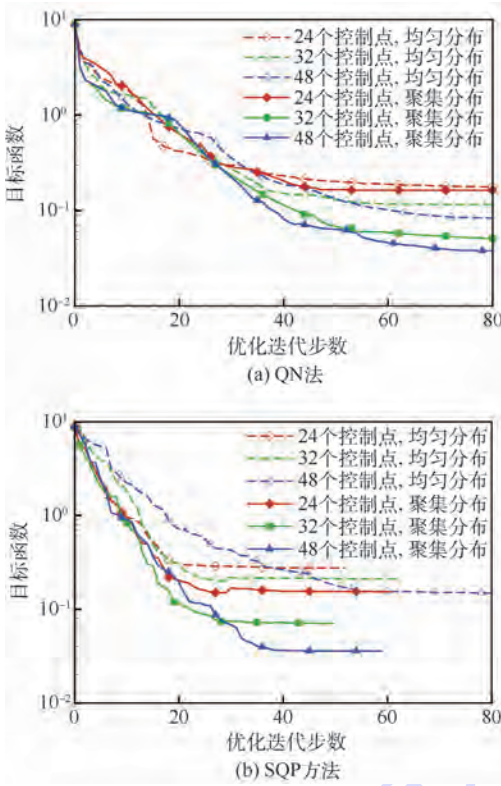


图13 采用QN法和SQP方法的不同控制点目标函数收敛历程

Fig. 13 Convergence history of objective function based on different control points by QN and SQP methods

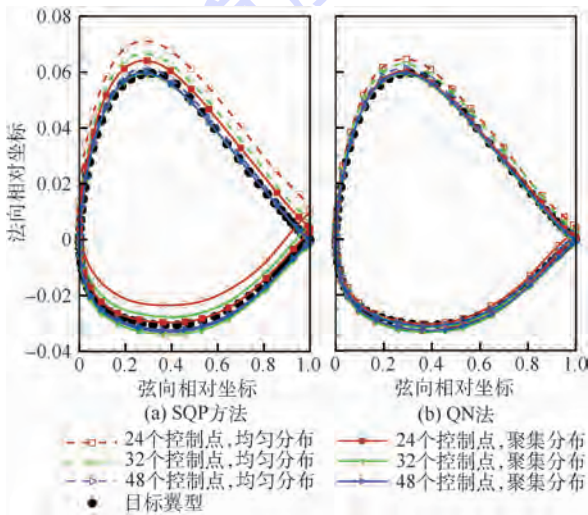


图14 控制点均匀和聚集分布时反设计翼型比较

Fig. 14 Comparison of inversely designed airfoils between uniformly and aggregated distributed control points

法的计算结果都表明,通过改进控制点分布,即将控制点向敏感的、更高的前后缘位置聚集,设计翼型能更好地收敛于目标翼型。

不同控制点个数和控制点分布下,采用QN法和SQP方法2种优化方法分别进行翼型反设计,结果表明,控制点增多有利于增大设计空间而

表面压力变化不大,因而升力增加明显。

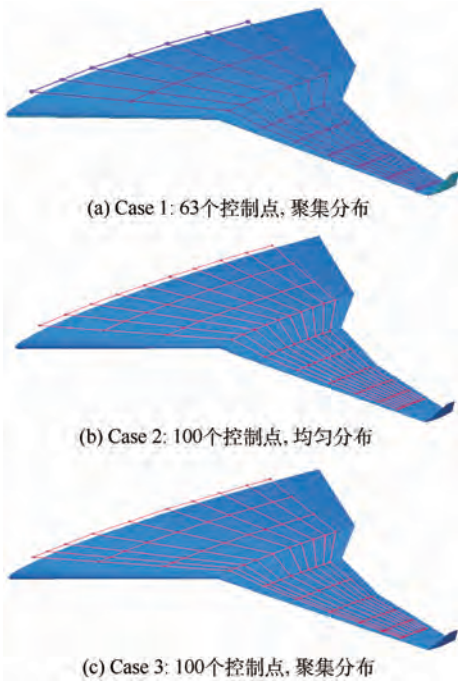


图 15 飞翼优化改进前后的控制点及其分布  
Fig. 15 Control points and distribution before and after flying-wing optimization

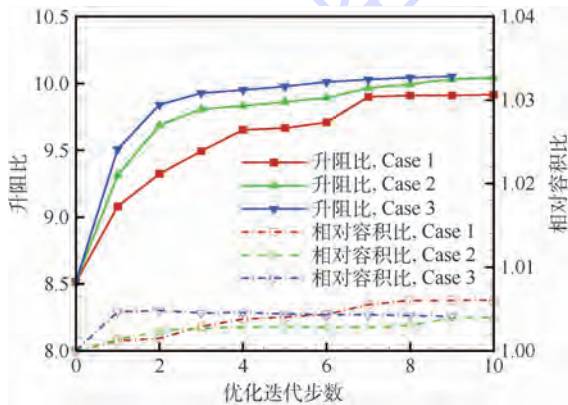


图 16 升阻比和相对容积比收敛历程  
Fig. 16 Convergence history of lift-to-drag ratio and volume ratio

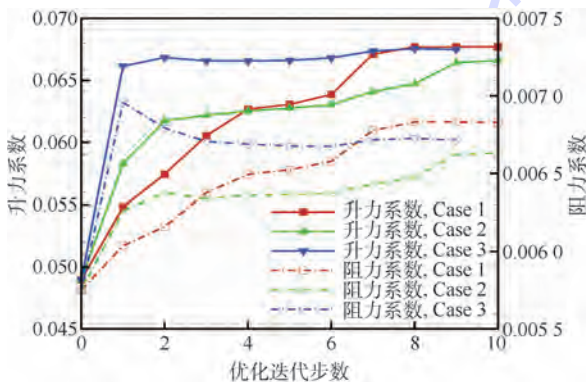


图 17 升力和阻力系数收敛历程  
Fig. 17 Convergence history of lift and drag coefficients

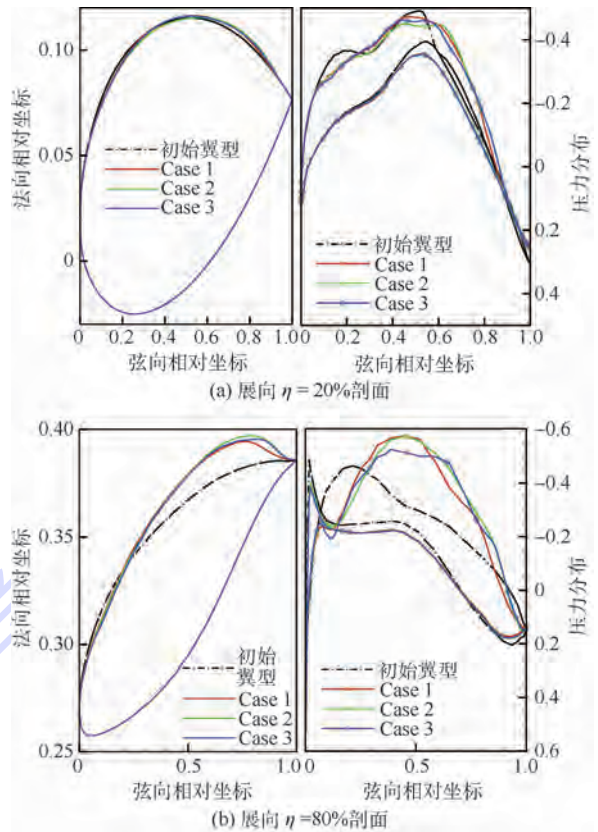


图 18 优化后不同展向剖面几何形状和压力分布比较  
Fig. 18 Comparison of wing section shapes and pressure distribution at different span location after optimization

3种控制点类型收敛后的几何外形和压力分布都有所差别,其中不同控制点个数差别更明显,因而收敛后升阻比差别更大。100个控制点的2种情况下,收敛后的目标函数和翼型形状差别都较小,但压力分布差别却比较明显。表明优化结果对控制点个数和分布都很敏感。

通过对飞翼提高升阻比优化的对比,结果表明,对于三维气动外形的优化问题,增加控制点和改进控制点分布后可以明显提高优化的效率。

### 4 结论

本文针对 NFFD 参数化方法变形飞行器外形时属于间接变形的特性,采用 QN 法和 SQP 方法 2 种优化方法,开展了翼型反设计和飞翼标模气动优化设计,研究了控制点个数及分布对外形优化设计的影响。

1) 根据 NFFD 技术单个控制点变形局部性特点,经过适当扩展 NFFD 控制体,实现了同时变形表面网格和空间网格,且从理论上确保了控制体内外网格变形协调。

2) 靠近几何外形的 NFFD 控制点对目标函数有更高的敏感度,因而当 NFFD 控制点过多或

设计变量个数受优化方法限制时,应优先选择物面附近的控制点作为设计变量,以提高设计变量参数化和变形几何形状的能力。

3) 在控制点个数不增加的情况下,将控制点适度地向翼型或机翼前后缘等流动敏感的区域聚集,可以增加控制点变形几何的能力而扩大设计空间,显著提高优化效率。

本文参数化方法、网格变形方法及优化方法能有效实现反设计和气动优化的目标,在气动外形优化设计中具有很大的潜力。

### 参考文献 (References)

- [1] BARRETT T R, BRESSLOFF N W, KEANE A J. Airfoil shape design and optimization using multifidelity analysis and embedded inverse design [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44 (9): 2051-2060.
- [2] 靳军, 刘波, 曹志鹏, 等. 基于 NURBS 的三维轴流压气机叶片的几何型面优化研究 [J]. *航空动力学报*, 2005, 20 (4): 625-629.
- JIN J, LIU B, CAO Z P, et al. Investigation of 3D axial flow compressor blade shape optimization based on NURBS [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20 (4): 625-629 (in Chinese).
- [3] 马晓永, 范召林, 吴文华, 等. 基于 NURBS 方法的机翼气动外形优化 [J]. *航空学报*, 2011, 32 (9): 1616-1621.
- MA X Y, FAN Z L, WU W H, et al. Aerodynamic shape optimization for wing based on NURBS [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32 (9): 1616-1621 (in Chinese).
- [4] 卜月鹏, 宋文萍, 韩忠华, 等. 基于 CST 参数化方法的翼型气动优化设计 [J]. *西北工业大学学报*, 2013, 31 (5): 829-836.
- BU Y P, SONG W P, HAN Z H, et al. Aerodynamic optimization design of airfoil based on CST parameterization method [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2013, 31 (5): 829-836 (in Chinese).
- [5] 李静, 高正红, 黄江涛, 等. 基于 CST 参数化方法气动优化设计研究 [J]. *空气动力学学报*, 2012, 30 (4): 443-449.
- LI J, GAO Z H, HUANG J T, et al. Aerodynamic optimization system based on CST technique [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30 (4): 443-449 (in Chinese).
- [6] 王迅, 蔡晋生, 屈崑, 等. 基于改进 CST 参数化方法和转捩模型的翼型优化设计 [J]. *航空学报*, 2015, 36 (2): 449-461.
- WANG X, CAI J S, QU K, et al. Airfoil optimization based on improved CST parametric method and transition model [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36 (2): 449-461 (in Chinese).
- [7] 陈颂, 白俊强, 孙智伟, 等. 基于 DFFD 技术的翼型气动优化设计 [J]. *航空学报*, 2014, 35 (3): 695-705.
- CHEN S, BAI J Q, SUN Z W, et al. Aerodynamic optimization design of airfoil using DFFD technique [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35 (3): 695-705 (in Chinese).
- [8] AMOIRALIS E I, NIKOLOS I K. Freeform deformation versus B-spline representation in inverse airfoil design [J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2008, 8 (2): 1-13.
- [9] 李彬, 邓有奇, 唐静, 等. 基于三维非结构网格的离散型伴随方法 [J]. *航空学报*, 2014, 35 (3): 674-686.
- LI B, DENG Y Q, TANG J, et al. Discrete adjoint method for 3D on unstructured grid [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35 (3): 674-686 (in Chinese).
- [10] 王丹, 白俊强, 黄江涛. FFD 方法在气动优化设计中的应用 [J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2014, 44 (3): 267-277.
- WANG D, BAI J Q, HUANG J T. The application of FFD method in aerodynamic optimization design [J]. *Scientia Sinica: Physica, Mechanica & Astronomica*, 2014, 44 (3): 267-277 (in Chinese).
- [11] 王元元, 张彬乾, 郭兆电, 等. 基于 FFD 技术的大型运输机上翘后体气动优化设计 [J]. *航空学报*, 2013, 34 (8): 1806-1814.
- WANG Y Y, ZHANG B Q, GUO Z D, et al. Aerodynamic optimization design for large upswept afterbody of transport aircraft based on FFD technology [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (8): 1806-1814 (in Chinese).
- [12] 黄江涛, 高正红, 白俊强, 等. 基于任意空间属性 FFD 技术的融合式翼梢小翼稳健型气动优化设计 [J]. *航空学报*, 2013, 34 (1): 37-46.
- HUANG J T, GAO Z H, BAI J Q, et al. Study of robust winglet design based on arbitrary space shape FFD technique [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (1): 37-46 (in Chinese).
- [13] RONZHEIMER A, HEPPELLE M, BREZILLON J, et al. Aerodynamic optimal engine integration for a business jet configuration: AIAA-2012-1841 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [14] LI J, GAO Z H, HUANG J T, et al. Aerodynamic design optimization of nacelle/pylon position on an aircraft [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26 (4): 850-857.
- [15] 王婧超, 李立州, 岳珠峰. 自由网格变形技术在涡轮叶片多学科设计优化过程中的应用 [J]. *飞机设计*, 2006, 27 (3): 40-43.
- WANG J C, LI L Z, YUE Z F. Free-form deformation application in multidisciplinary design optimization procedure of turbine blades [J]. *Aircraft Design*, 2006, 27 (3): 40-43 (in Chinese).
- [16] KENWAY G K W, KENNEDY G J. A CAD-free approach to high-fidelity aerostructural optimization: AIAA-2010-9231 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [17] 唐静, 邓有奇, 马明生, 等. 飞翼气动优化中参数化和网格变形技术 [J]. *航空学报*, 2015, 36 (5): 1480-1490.
- TANG J, DENG Y Q, MA M S, et al. Parametrization and grid deformation techniques for flying-wing aerodynamic optimization [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36 (5): 1480-1490 (in Chinese).
- [18] LYU Z, MARTINS J R R A. RANS-based aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body aircraft: AIAA-2013-2586 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [19] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models [J]. *ACM Siggraph Computer Graphics*, 1986,

20(4):151-160.

[J]. Math Programming, 1993, 59(1):261-276.

- [20] LAMOUSIN H J, WAGGENSPACK W N. NURBS-based free-form deformations [J]. Computer Graphics and Applications, 1994, 14(6):59-65.
- [21] YAMAZAKI W, MOUTON S, CARRIER G. Efficient design optimization by physics-based direct manipulation free-form deformation: AIAA-2008-5953 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [22] FARIN G. Curves and surfaces for computer aided geometry design- A practical guide [M]. 5th ed. New York: Academic Press, 2002.
- [23] PANIER E R, TITS A L. On combining feasibility, descent and superlinear convergence in inequality constrained optimization

#### 作者简介:

马明生 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器气动总体设计。

唐静 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器气动外形优化设计、非结构网格技术。

李彬 男, 博士。主要研究方向: 飞行器气动外形优化设计、外挂物分离投放数值模拟。

## Effects of NFFD control points distribution on aerodynamic shape optimization

MA Mingsheng<sup>1,2,\*</sup>, TANG Jing<sup>1</sup>, LI Bin<sup>2</sup>, ZHOU Guiyu<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The NURBS based free-form deformation (NFFD), which is universal for representation of object geometry, and whose control point influence zone is local for geometry deformation, is used widely for aerodynamic shape optimization. By extending the control volume and locating the outer control points appropriately, NFFD is used to parameterize the surface, deform the surface grid and volume grid in one single process. The grid cells both inside and outside control volume are preserved consistent theoretically after shape deformation. With the gradient of object function calculated by discrete adjoint method, both the quasi-Newton (QN) and sequential quadratic programming (SQP) optimization techniques are applied to inverse airfoil design from the initial airfoil, NACA0012, to the standard flying-wing airfoil, EH1590. The effects of the number and distribution of control points on optimization result are discussed. In the case of the lift-to-drag ratio optimization for a whole aircraft with flying-wing in a single design state, the convergence speed is improved obviously and higher lift-to-drag ratio is obtained by improving the distribution of control points.

**Keywords:** aerodynamic optimization; inverse design; free-form deformation; grid deformation; control points distribution; airfoil; flying-wing

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0308

# 基于 ADS-B 的航空器测高系统误差评估方法

金开研<sup>1,2</sup>, 朱衍波<sup>1,2,3,\*</sup>, 许有臣<sup>1,2</sup>

(1. 民航数据通信有限责任公司 研究与发展中心, 北京 100083; 2. 国家空管新航行系统技术重点实验室, 北京 100083;  
3. 北京航空航天大学 电子信息学院, 北京 100083)

**摘 要:** 针对基于广播式自动相关监视(ADS-B)数据的航空器高度保持性能监控中测高系统误差准确评估问题,提出了基于核平滑和混合正态分布模型的数据平滑和拟合分析方法。提出了 ADS-B 信息低分辨率高度数据的核平滑方法,通过比较分析得到了数据平滑的最优窗宽,基于实测数据的分析证明了该方法对于航空器测高系统误差评价的有效性。针对航空器使用的 2 套独立的测高设备具有不同的高度保持性能分布特征的问题,提出了基于混合正态分布模型的拟合分析方法,实测结果表明,该方法可以准确拟合航空器测高系统误差的双峰特征。本文所提出的方法已经在中国 RVSM 航空器高度保持性能的实际分析中使用,分析结果满足国际民航组织的相关要求。

**关键词:** 广播式自动相关监视(ADS-B); 测高系统误差; 核平滑; 混合高斯分布; 模型拟合

中图分类号: V241.4<sup>+</sup>21; O212

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2017)04-0685-09

2007 年 11 月,中国民航在 8 400 ~ 12 500 m 的高空航路实施了缩小垂直间隔(Reduced Vertical Separation Minimum, RVSM)标准,将高空航路的垂直间隔从 600 m 缩小到 300 m。RVSM 的实施有效增加了中国民航高空航路容量,也对航空器的高度保持性能提出了更加苛刻的要求。

航空器的高度保持性能是航空器对所指定飞行的高度层的符合性能力,反映了由于测高系统误差(Altimetry System Error, ASE)和指定高度偏差(Assigned Attitude Deviation, AAD)导致的垂向飞行误差。由于不同航空器具有不同的 ASE,并且 ASE 会随机龄的增长或航空器的加装产生变化,因此国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)要求各国民航必须对本国民用航空器的 ASE 进行定期评估,

避免由于航空器 ASE 过大导致实际飞行高度严重偏离规定高度,从而给航路飞行带来安全隐患<sup>[1]</sup>。

目前,国际民航通行的航空器高度保持性能评价技术包括机载监控和地基监控 2 种。机载监控基于与航空器机载设备独立的 GPS 接收机采集的航空器真实几何位置信息,需要采用跟飞的方式采集数据,由于其自身采集限制,使用机载监控,无法实现批量采集数据,难以实现对整个空域内航空器 ASE 的批量分析和性能评估。从而,目前欧洲、美国、日本等国家和地区都使用地基监控系统对其空域内的航空器进行高度保持性能监控。传统的地基监控实质上是由 4 ~ 5 个地面站组成,可以覆盖一定空域范围的广域多点定位系统,利用地基监控系统,可以明显改善机载监控系

收稿日期: 2016-04-18; 录用日期: 2016-07-16; 网络出版时间: 2016-08-22 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160822.1555.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1433114); 民航科技创新引导资金(20150205)

\* 通讯作者: E-mail: zyb@buaa.edu.cn

引用格式: 金开研, 朱衍波, 许有臣. 基于 ADS-B 的航空器测高系统误差评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 685-693. JIN K Y, ZHU Y B, XU Y C. Error evaluation method of aircraft altimetry system based on ADS-B[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 685-693 (in Chinese).

统数量严重不足的问题,但是传统的地基监控系统也存在成本高、建设周期长等不足<sup>[2]</sup>。

Lebedev<sup>[3-4]</sup>于2002年提出将广播式自动相关监视(ADS-B)作为解算航空器高度保持性能的数据源,进而提出使用临近多航空器高度比较的方式求解航空器 ASE 值的方法。ADS-B 通过航空器自主广播自身位置实现地空和空空监视。利用 ADS-B 信息的航空器几何高度位置对航空器 ASE 进行分析,可有效解决传统机载监控和地基监控方式的不足。Aldis 和 Nixon<sup>[5]</sup>对 Lebedev<sup>[3-4]</sup>提出的方法进行了进一步分析,提出了其方法在实际使用过程中面临的挑战,说明了其解算精度无法满足 ICAO 对于航空器高度保持性能监控的要求。基于这一情况,美国 FAA 的 Falk 和 Martin<sup>[6-8]</sup>进行了进一步论证,证明了 ADS-B 数据与机载监控数据源所采集的 GPS 数据为同源数据,即使用 ADS-B 下发的航空器几何高度信息作为航空器空域运行的真实高度,并开始与澳大利亚合作使用这一方法验证其实际应用效果。基于实际数据分析,Butcher 等<sup>[9]</sup>发现在澳大利亚空域内,不同地理位置的 ADS-B 站点测定的 ASE 值有较大差异。Falk 等<sup>[10-11]</sup>又进一步论证了航空器基于 ADS-B 的几何高度信息与航空器的大地水准面基准有关,即对于基于椭球高(Height Above Ellipsoid, HAE)和平均海平面(Mean Sea Level, MSL)高度下发的航空器几何高度信息之间存在差异,并可通过高程异常值加以修正,但是对于航空器的基准面信息在 ADS-B 下发的数据中并不包含。基于以上结论,Aldis 等<sup>[12]</sup>提出了在基准面信息缺失的情况下,使用回归分析对基于累积数据对航空器基准面进行确定的方法,并在澳大利亚推广使用。

目前,FAA 和澳大利亚直接使用 ADS-B 数据中包含的航空器几何高度信息作为 ASE 数据源,并使用相同的机载监控流程进行解算。为了保证数据源可以准确反映真实的航迹点高度位置特征,使数据精度满足航空器高度保持性能评价的要求,航空器高度保持性能解算的关键步骤是用恰当的平滑方法对航空器高度信息进行处理,并对航迹点高度保持性能结果数据进行统计分析,而相关方法国外鲜有报道。从而为了解决中国基于 ADS-B 数据的航空器高度保持性能监控的需要,提出一种适用于 ADS-B 的平滑方法,同时为了更准确地分析航空器的高度保持性能,在得到其航迹点的 ASE 值以后,需要利用累积数据对单架航空器的统计分布规律进行分析。

因此,本文在现有研究成果的基础上,针对 ADS-B 数据精度特征提出基于核平滑的高度数据平滑方法,并结合实际数据比较所提出方法与现行方法的优劣。同时基于航迹点的 ASE 值提出基于混合正态分布模型的航空器 ASE 分布拟合分析方法,并给出这一分析方法的实例验证。

## 1 基于 ADS-B 的 ASE 评估

ASE 是航空器真实高度和测高系统显示高度之间的高度差,主要由机载测高系统测量不准确导致,是高度保持性能评估要解决的主要问题。

航空器下发的 ADS-B 数据中包含来自测高系统的气压高度和来自 GPS 接收机的 GPS 高度。其中,GPS 高度的精度远高于气压高度,可以用于表征航空器的真实气压高度,从而得到航空器 ASE。图 1 给出了基于 ADS-B 的 ASE 评估的一般步骤。图中:TVE 为总垂直偏差。

为了对航空器的高度保持性能进行评价,对于获取到的 ADS-B 数据,应包含航空器的四维位置及高度信息,即样本数据中应包含时间向量  $T_i$ ,纬度向量  $L_{at,i}$ 和经度向量  $L_{ong,i}$ ,GPS 几何高度向量  $H_{g,i}$ 和模式 C 高度向量  $H_{mc,i}$ , $i=1,2,\dots,N$ , $N$ 为原始样本个数。ASE 求解的一般步骤如下:

1) 根据样本集  $\{T_i, H_{mc,i}\}$  推断航空器运行的标准高度层 FL,并截取平飞片段  $\{T_m, H_{mc,m}\}$ , $m=1,2,\dots,N_L$ , $N_L$ 为平飞片段的样本个数。将  $L_{at,i}$ 、 $L_{ong,i}$ 和  $H_{g,i}$ 按  $\{T_m, H_{mc,m}\}$ 进行同步,得到  $L_{at,m}$ 、 $L_{ong,m}$ 和  $H_{g,m}$ 。

2) 根据样本集  $\{L_{at,m}, L_{ong,m}\}$  计算航空器平飞片段的经纬度相关系数  $C$ ,以  $C \geq 95\%$  为条件截取航空器运行的平直飞片段  $\{L_{at,k}, L_{ong,k}\}$ , $k=1,2,\dots,N_{LS}$ , $N_{LS}$ 为平直飞片段的样本个数。将  $T_m$ 、 $H_{g,m}$ 和  $H_{mc,m}$ 按  $\{L_{at,k}, L_{ong,k}\}$ 进行同步,得到  $T_k$ 、 $H_{g,k}$ 和  $H_{mc,k}$ 。

3) 对样本集  $\{T_k, H_{g,k}\}$ 、 $\{T_k, H_{mc,k}\}$  分别进行数据平滑预处理,得到  $\{T_k, H_{sg,k}\}$ 和  $\{T_k, H_{smc,k}\}$ 。

4) 根据  $\{T_k, H_{smc,k}\}$  和 FL 计算向量  $A_{AD,k}$ 。

5) 引入气象数据,根据  $\{T_k, L_{at,k}, L_{ong,k}\}$  计算航空器实际运行时给定的 FL 对应的基于 MSL 的几何高度向量  $H_{gMSL,k}$ 。

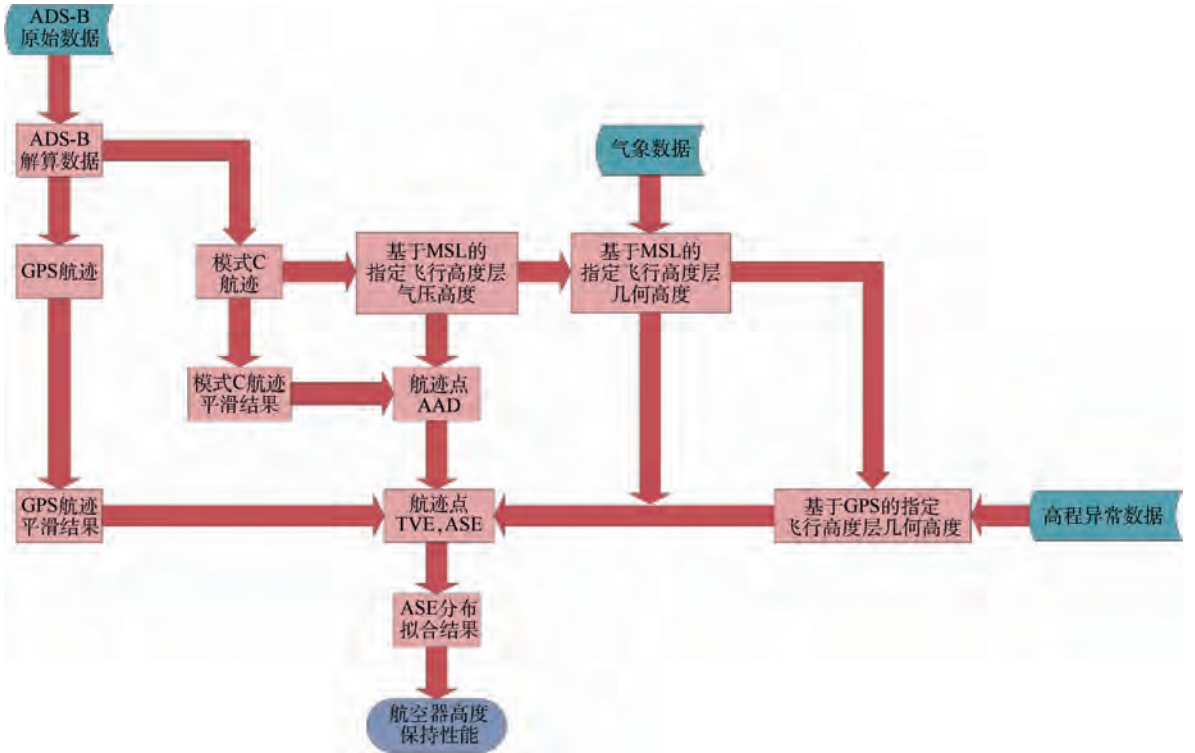


图1 ASE计算的一般步骤

Fig.1 General steps of ASE calculation

6) 引入高程异常数据,根据  $\{T_k, L_{at,k}, L_{ong,k}, H_{gMSL\Omega,k}\}$  计算得到基于 HAE 的几何高度数据  $H_{gHAE\Omega,k}$

7) 利用  $H_{gMSL\Omega,k}$ 、 $H_{gHAE\Omega,k}$  和  $H_{sg,k}$  计算向量  $T_{VMSL,k}$  和  $T_{VEHAE,k}$

8) 利用  $T_{VMSL,k}$ 、 $T_{VEHAE,k}$  和  $A_{AD,k}$  计算向量  $A_{SEMSL,k}$  和  $A_{SEHAE,k}$

9) 对  $A_{SEMSL,k}$  和  $A_{SEHAE,k}$  进行分布模型拟合,得到航空器高度保持性能的最终评价结果。

在整个评价过程中有 2 个关键步骤,即步骤 3) 对航迹高度数据的平滑处理和步骤 9) 对航迹点 ASE 结果的分布拟合分析。

## 2 基于核回归的 ADS-B 高度数据平滑

根据航空无线电技术委员会(Radio Technical Commission for Aeronautics, RTCA)制定的标准,航空器下发的 ADS-B 数据中的 GPS 高度和气压高度的精度均为 25 ft(1 ft=0.3048 m)。因此,需要基于所采集的 ADS-B 数据对航空器的 GPS 高度和气压高度进行准确回归,减小航空器高度时间序列的随机噪声,使最终结果更好地反映航空器的运行趋势。

在 ADS-B 高度数据回归中,由于自变量和因变量之间具有未知的相关关系,因此使用非参数

回归平滑方法。本文使用核回归平滑方法实现 GPS 高度和气压高度的准确计算。

回归曲线拟合的目标是发现变量  $\{x_i\}_{i=1}^n$  和  $\{y_i\}_{i=1}^n$  之间的关系。考虑  $X_i$  为自变量,  $Y_i$  为因变量,则有通常的函数关系为  $Y_i = m(X_i) + \varepsilon_i, i = 1, 2, \dots, n, \varepsilon_i$  为随机误差。当  $\{x_i\}_{i=1}^n$  为随机变量时,有  $m(x) = E(Y|X=x)$ 。核回归以非参数方法估计随机变量的条件概率,基于核密度估计, Nadaraya-Watson 核估计为

$$m_n(x) = \frac{\sum_{i=1}^n K\left(\frac{x - X_i}{h_n}\right) Y_i}{\sum_{i=1}^n K\left(\frac{x - X_i}{h_n}\right)} \quad (1)$$

式中:  $m_n(x)$  为  $m(x)$  的核估计;  $K(\cdot)$  为核函数;  $h_n$  为核估计的窗宽。

对于核函数,通常使用的有:均匀核  $K(u) = \frac{1}{2}I(|u| \leq 1)$ , Gaussian 核  $K(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{u^2}{2}}$  和 Epanechnikov 核  $K(u) = \frac{3}{4}(1 - u^2)I(|u| \leq 1)$  等,其中,  $I$  为均匀分布的密度函数。

图 2 给出了 3 种不同的核函数对于平滑效果的比较。

然而研究表明,相对于核函数的选择,平滑结果的精确度更应该说是窗宽选择的问题<sup>[13]</sup>,核

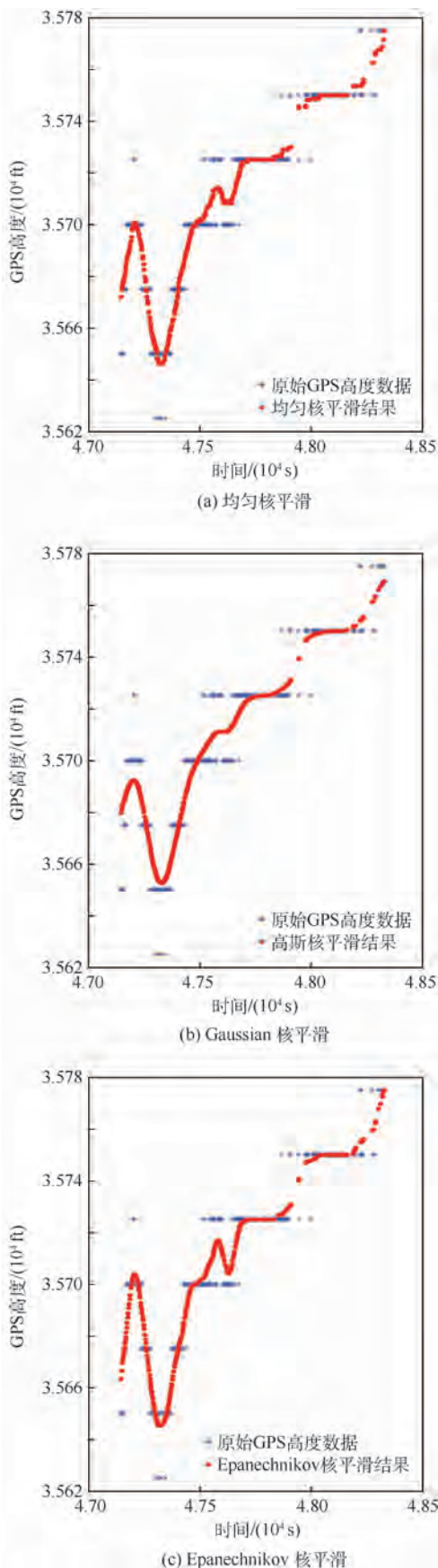


图2 不同核函数的比较

Fig. 2 Comparison of different kernel functions

估计的窗宽对平滑程度有较大影响。窗宽较大的情况下,每个观测值的影响区间较大,则结果更为平滑,过大的窗宽往往会造成“过平滑”的情况,反之窗宽过小的情况会造成平滑程度的缺乏,导致“平滑不足”<sup>[1,14]</sup>。从而解决 ADS-B 数据平滑问题的关键点是为核平滑方法找到一个适合的窗宽。图3给出了不同窗宽平滑效果的比较。图中: $h$ 为窗宽。

本文使用 Bowman 和 Azzalini<sup>[15]</sup>在1997年建议的最优窗宽,即

$$\begin{cases} h_x = \frac{\text{median} |x_i - \text{median}(x_i)|}{0.6745} \left(\frac{4}{3}n\right)^{\frac{1}{5}} \\ h_y = \frac{\text{median} |y_i - \text{median}(y_i)|}{0.6745} \left(\frac{4}{3}n\right)^{\frac{1}{5}} \\ h = \sqrt{h_x h_y} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\text{median}$ 表示中位数; $n$ 为总样本量。

图4给出了本文方法与 FAA 平滑方法的比较情况。可以看出,较 FAA 的平滑结果,使用核平滑方法具有更强的稳定性,平滑结果更好。

基于核回归平滑,可以对 ADS-B 数据中的高度数据进行适当的平滑,进而得到航空器航迹近似真实的 GPS 高度和气压高度。

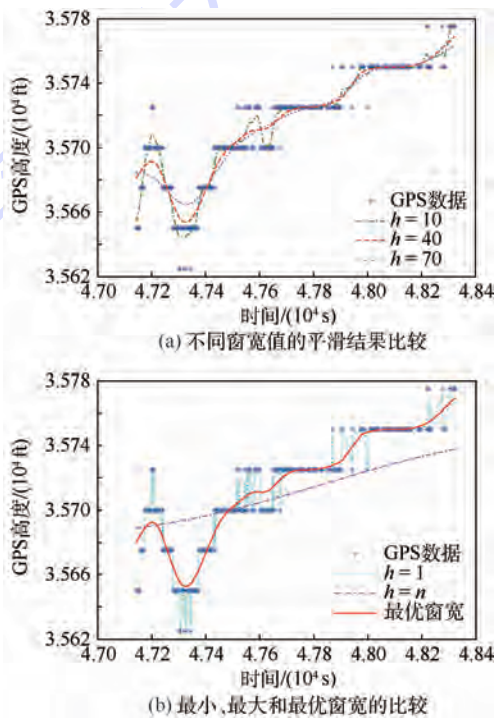


图3 不同窗宽的比较

Fig. 3 Comparison of different bandwidths

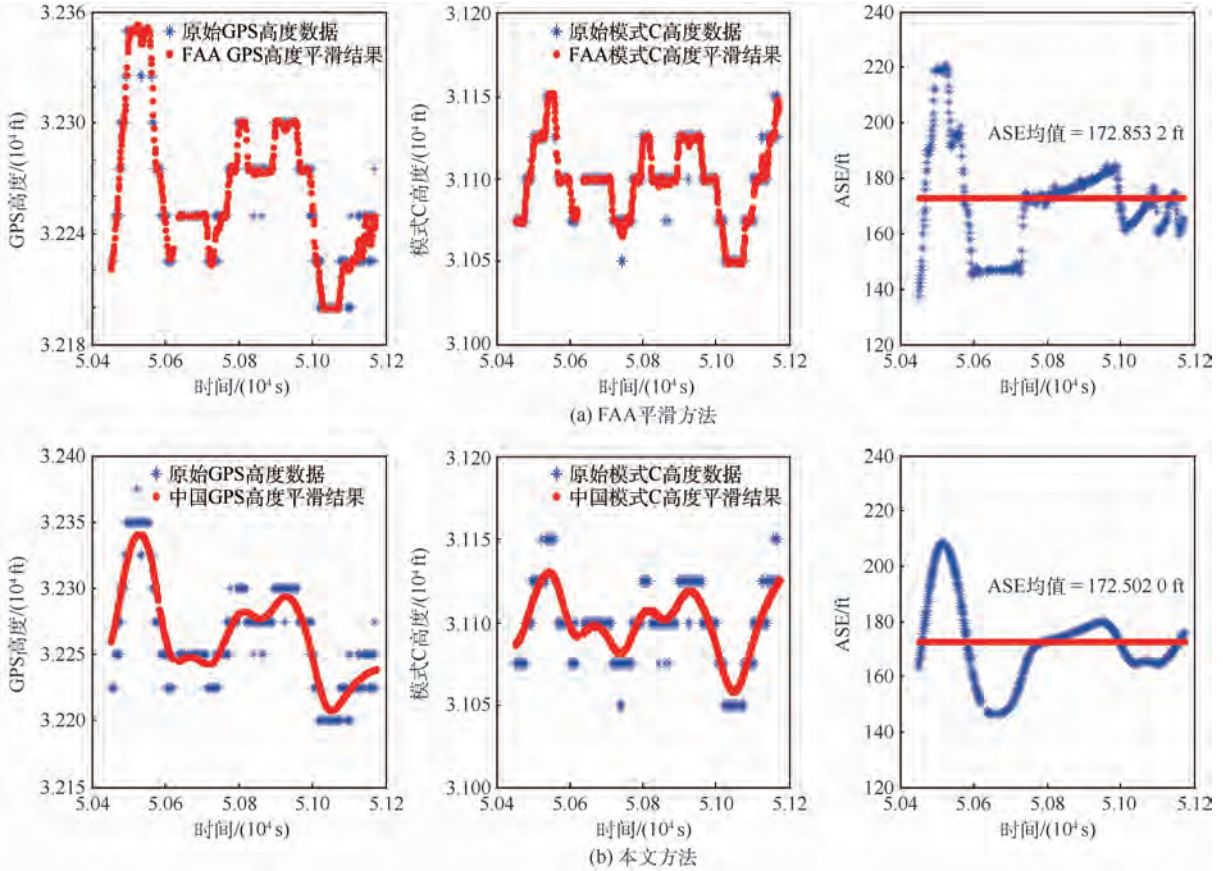


图4 2种平滑方法的结果比较

Fig. 4 Results comparison of two smoothing method

### 3 航空器 ASE 分布拟合

由于 GPS 高度的精度远高于气压高度,因此可将 GPS 高度作为气压高度的真实值,二者之差为航空器测高系统测量气压高度的误差,即 ASE。通过对每架航空器航迹点 ASE 的分布密度估计,可以评估航空器高度保持性能。

对基于航空器 ADS-B 数据计算的 ASE,采用核密度估计方法估计其概率分布。对于航空器的 ASE 样本数据,可以认为其为取自连续分布  $p(x)$  的数据  $\{x_i\}_{i=1}^n$ ,则其在任意点  $x$  处的核密度估计为

$$\hat{p}_n(x) = \frac{1}{nh} \sum_{i=1}^n K\left(\frac{x - X_i}{h}\right) \quad (3)$$

本文算例中的 ASE 核密度估计结果如图 5 所示。可以看出,航空器相对于  $ASE_{MSL}$ ,  $ASE_{HAE}$  的分布模型较为分散,从而可以进一步确定这一航空器的基准面为 MSL。

除此之外,航空器 ASE 的核密度分布拟合的一项重要功能是可以对航空器 ASE 的部分其他特征进行描述。在此以另外一个实例对这一问题进行分析,图 6 给出了这一分析的实例。

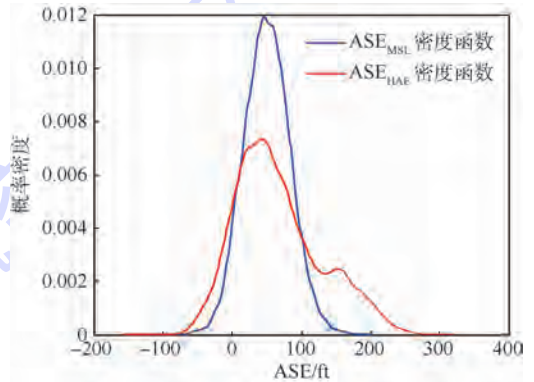


图5 航空器 ASE 的核密度估计

Fig. 5 Kernel density estimation of aircraft ASE

图 6(a)为航空器的日均值分析,横轴为航空器的运行时间。可以看出,日均值回归线斜率约为 0.06,并没有明显的趋势性变化,应该用总体的均值作为对该航空器性能的评价,但是可以发现图 6 中的 ASE 日均值点明显较为分散。

从航空器实际运行的角度来看,每一架航空器都具有 2 套独立的测高学设备,在飞行过程中由飞行员自行确定使用哪套测高学设备进行航空器高度控制。从而可以初步预计,发生这种 ASE 日均值点离散的原因是该航空器的 2 套测高

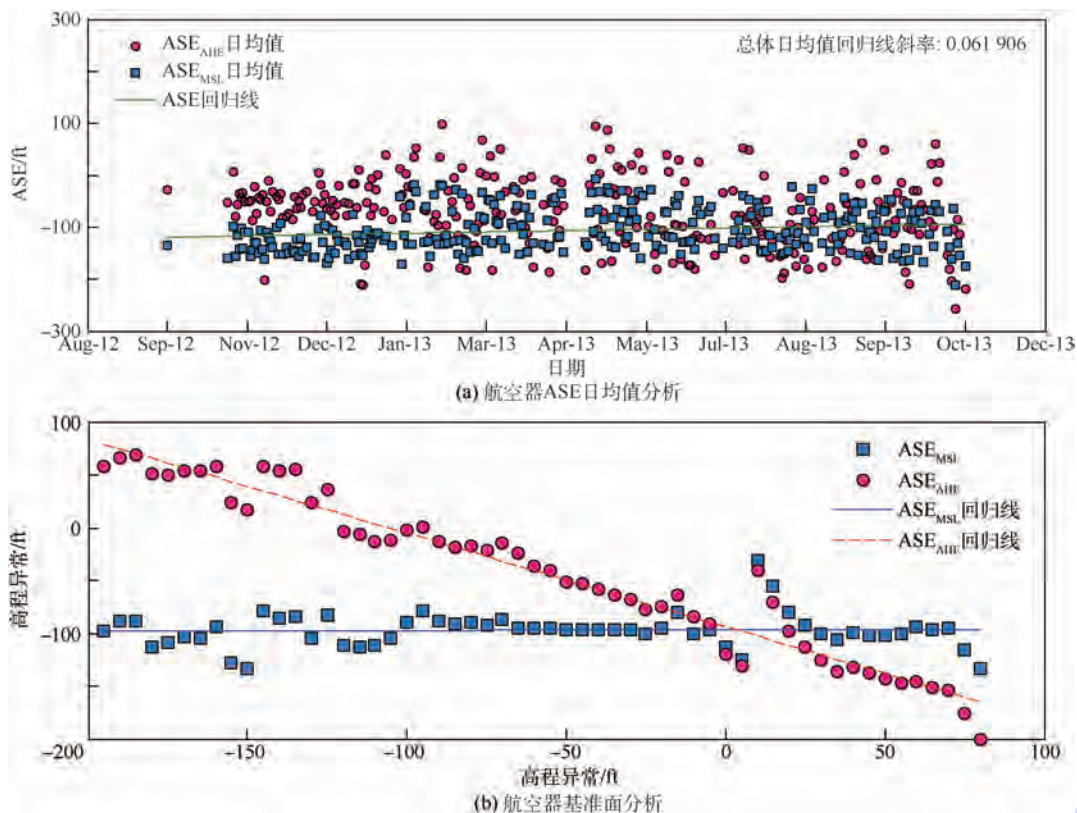


图6 某航空器基准面与日均值分析

Fig.6 Height reference and daily mean value analysis of an aircraft

学设备具有不同均值的高度保持性能。显然,对于具有此类特性的航空器,简单地用均值对其性能进行评价无法真实反映其高度保持性能,所以,在对其性能进行评价时,应考虑其他方法,更好地反映其离散特征。

本节需要解决的实际问题为:如何从核密度估计的结果中发现离散情况的真实原因,并对真实均值进行分析。

从统计学角度来看,航空器2套独立的测高学设备应具备不同的高度保持性能分布特征,反映在总体的分布上则为2个分布的混合。从而这一实际问题对应的数学问题为对ASE进行基于混合分布的模型拟合,其难点则在于对混合分布中各参数的估计。

利用2种正态分布的混合分布对航空器ASE进行分析,即

$$f_{ASE}(x) = \alpha_1 \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_1} \exp\left[-\frac{(x-\mu_1)^2}{2\sigma_1^2}\right] + \alpha_2 \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_2} \exp\left[-\frac{(x-\mu_2)^2}{2\sigma_2^2}\right] \quad (4)$$

式中: $\mu_1$ 和 $\mu_2$ 为2个正态分布的均值; $\sigma_1$ 和 $\sigma_2$ 为2个正态分布的标准差; $\alpha_1$ 和 $\alpha_2$ 为2个正态分布的权重系数。进而通过对该分布的拟合,估计其参数,得到的 $\mu_1$ 和 $\mu_2$ 分别代表2个独立的测

高学设备所对应的ASE值。

在此,对2种正态分布的混合分布的分布参数进行求解,分布拟合的初值根据表1确定。表中: $s_x$ 为样本标准差。

图7给出了混合模型式(4)的拟合结果。图7(a)中,紫色和绿色密度曲线为混合分布的2个拟合结果,图7(b)中的红色密度曲线为2个正态分布概率密度的混合。从结果中可以看出,拟合结果很好,2个正态分布的均值相差100ft左右。

图8给出了该航空器的核密度估计情况。

表1 个体航空器分布拟合初值

Table 1 Initial values of individual aircraft distribution fitting

参数	拟合初值
$\alpha_1$	0.5
$\alpha_2$	0.5
$\mu_1$	$\bar{x} + s_x = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i + \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$
$\mu_2$	$\bar{x} - s_x = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i - \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$
$\sigma_1$	$\frac{s_x}{2} = \frac{\sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}}{2}$
$\sigma_2$	$\frac{s_x}{2} = \frac{\sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}}{2}$

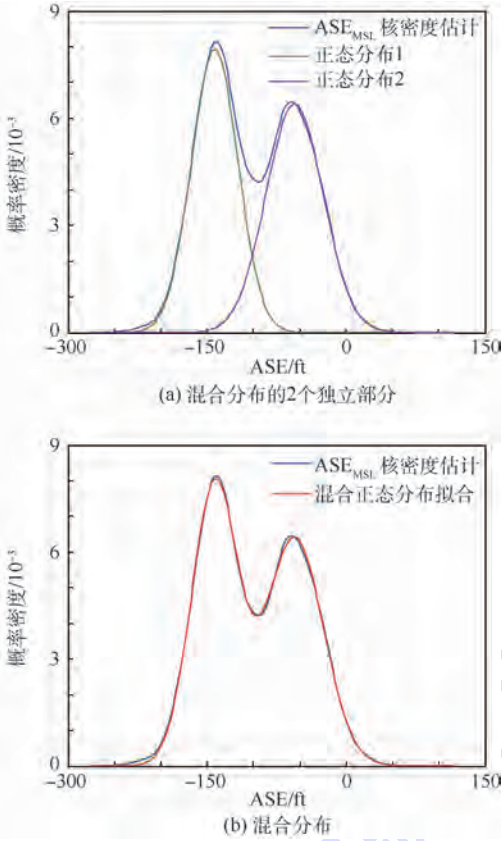


图 7 航空器 ASE 混合分布拟合

Fig.7 Mixed distribution fitting of aircraft ASE

可以看出,经混合分布拟合后,该航空器的 ASE<sub>MSL</sub>核密度曲线具有明显的双峰特征,体现了 2 套独立的测高学系统之间航空器高度保持性能的差异。

经过实际分析可以发现,利用基于混合分布的模型拟合和参数估计,可以有效地对 ASE 离散的问题进行判别,从而准确估计航空器的 ASE 性能。

对于具有 ASE 双峰特性的航空器的评价,不能简单使用航空器 ASE 的均值作为其评价方法,

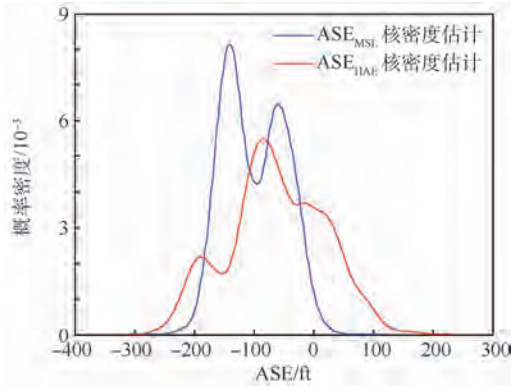


图 8 航空器 ASE 核密度估计的双峰结果

Fig.8 Double peak results for kernel density estimation of aircraft ASE

根据混合分布模型拟合的结果,应使用偏差绝对值较大的分布均值作为航空器最终的高度保持性能评价结果。

#### 4 实际应用

本文基于 ADS-B 数据的航空器高度保持性能分析方法已经在中国 RVSM 航空器高度保持性能的实际分析中正式使用。

利用这一方法,中国地区监控组织已经对飞经中国空域同时具有 ADS-B out 能力的航空器进行高度保持性能分析。截至 2016 年 1 月,共累计结算航迹点 ASE 两亿八千多万条,对累计近 7 000 架航空器的高度保持性能进行了分析。分析结果满足了 ICAO 的相关要求,成为全球范围内认可的航空器高度保持性能分析结果。

在目前正根据中国民航 ADS-B 总体规划建设的“ADS-B 航空器高度保持性能地基监控系统”中,以本文给出的分析方法作为主要核心算法加以运用,图 9 给出了系统的初步运行界面。

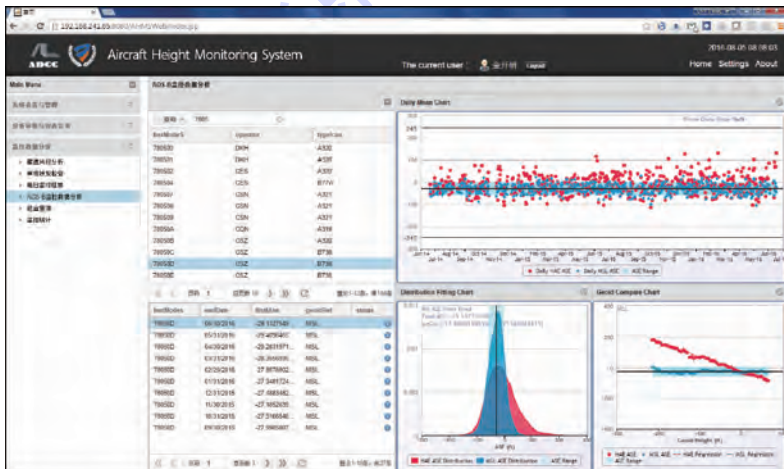


图 9 ADS-B 航空器高度保持性能地基监控系统界面

Fig.9 Graphical user interface of ground-based ADS-B aircraft height keeping performance monitoring system

## 5 结 论

本文在介绍了航空器高度保持性能监控的背景下,给出了如何利用 ADS-B 数据进行航迹点的 ASE 求解,同时给出了利用基于 ADS-B 数据的航空器航迹点 ASE 值对航空器总体高度保持性能进行评价的不同方面。

由于利用 ADS-B 技术对航空器高度保持性能进行分析属于一个新兴的方法,所以本文中给出的方法和分析流程为首次提出,结果表明:

1) 基于核回归的 ADS-B 高度数据平滑方法可以较好地对精度为 25 ft 的 ADS-B 高度数据进行平滑,进而得到航空器航迹近似真实的 GPS 高度和气压高度。

2) 利用基于混合分布的模型拟合和参数估计,可以有效地对 ASE 的双峰离散的问题进行判别,从而准确估计航空器的 ASE 性能。

3) 利用本文所提出的方法,可以对基于 ADS-B 数据计算的航空器高度保持性能进行评价,给出个体航空器性能分析结论。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] ICAO. Manual on implementation of a 300 m (1 000 ft) vertical separation minimum between FL 290 and FL 410 inclusive; Doc 9574-AN/934[S]. 2nd ed. Montreal: ICAO, 2002:9-12.
- [ 2 ] ICAO. Operating procedures and practices for regional monitoring agencies in relation to the use of a 300 m (1 000 ft) vertical separation minimum between FL 290 and FL 410 inclusive; Doc 9937-AN/477[S]. Montreal: ICAO, 2010:74-76.
- [ 3 ] LEBEDEV B. Method of ASE monitoring; ICAO-SASP-WG/WHL/1-WP/07[R]. Canberra: ICAO SASP, 2002:2-4.
- [ 4 ] LEBEDEV B. Another method of ASE monitoring; ICAO-SASP-WG/WHL/2-WP/10[R]. Montreal: ICAO SASP, 2002:1-5.
- [ 5 ] ALDIS G, NIXON D. Use of ADS-B for height-keeping monitoring; ICAO-SASP-WG/WHL/12-WP/22[R]. Santiago: ICAO SASP, 2007:12-13.
- [ 6 ] FAA. Investigation into the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system er-

ror; ICAO-SASP-WG/WHL/13-IP/13[R]. Montreal: ICAO SASP, 2008:3-4.

- [ 7 ] MARTIN L, FALK C. An update to the investigation into the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/14-WP/17[R]. Paris: ICAO SASP, 2008:6-12.
- [ 8 ] FALK C. An update to the investigation into the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/15-IP/06[R]. Montreal: ICAO SASP, 2009:4-5.
- [ 9 ] BUTCHER R, FALK C, ALDIS G. Trial-use of the automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/16-WP/24[R]. Auckland: ICAO SASP, 2009:8-9.
- [ 10 ] FALK C, ALDIS G, BUTCHER R. An update to the investigation into the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/17-WP/21[R]. Montreal: ICAO SASP, 2010:19-21.
- [ 11 ] FALK C, ALDIS G, BUTCHER R. Progress on the research conducted to determine the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/18-WP/12[R]. Brussels: ICAO SASP, 2010:2-5.
- [ 12 ] ALDIS G, BARRY S, FALK C, et al. Large-scale study of the use of automatic dependent surveillance-broadcast data for monitoring aircraft altimetry system error; ICAO-SASP-WG/WHL/19-WP/16[R]. Montreal: ICAO SASP, 2011:23-26.
- [ 13 ] 薛留根. 现代非参数统计[M]. 北京: 科学出版社, 2015:173.  
XUE L G. Modern nonparametric statistics[M]. Beijing: Science Press, 2015:173 (in Chinese).
- [ 14 ] JEFFREY S S. Smoothing methods in statistics[M]. Berlin: Springer, 1996:54-55.
- [ 15 ] BOWMAN A W, AZZALINI A. Applied smoothing techniques for data analysis[M]. New York: Oxford University Press, 1997:31.

作者简介:

金开研 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 航空数据分析。

朱衍波 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 空中交通管理。

# Error evaluation method of aircraft altimetry system based on ADS-B

JIN Kaiyan<sup>1,2</sup>, ZHU Yanbo<sup>1,2,3,\*</sup>, XU Youchen<sup>1,2</sup>

(1. R&D Center, Aviation Data Communication Corporation, Beijing 100083, China;

2. National Key Laboratory of CNS/ATM, Beijing 100083, China;

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

**Abstract:** Aimed at the accurate evaluation of the altimetry system error for the automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B) height keeping performance monitoring, a data smoothing and fitting analysis method based on the kernel smoothing and mixed-Gaussian distribution was proposed. The kernel smoothing method for improving the resolution of the height data in the ADS-B messages was proposed. The optimal bandwidth of the data smoothing was analyzed. The analysis using real data demonstrates that this error evaluation method of the altimetry system is effective. To solve the problem that the two independent altimetry systems of an aircraft have different height keeping performance distribution characteristics, the fitting method based on the mixed-Gaussian distribution was proposed. The analysis using real data demonstrates that this method can accurately describe the double split peak characteristic of the aircraft altimetry system error. The proposed methods have been used in the analysis of Chinese RVSM aircraft height keeping performance. Evaluation results follow the requirements of International Civil Aviation Organization.

**Keywords:** automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B); altimetry system error; kernel smoothing; mixed-Gaussian distribution; model fitting

**Received:** 2016-04-18; **Accepted:** 2016-07-16; **Published online:** 2016-08-22 15:55

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160822.1555.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160822.1555.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (U1433114); Scientific and Technological Innovation Guiding Fund of CAAC (20150205)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0846

# 碳纤维增强树脂基层板应变率相关损伤数值研究



彭亮, 黄文博, 毛伟, 赵美英\*

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘 要:** 为了研究高应变率载荷对于碳纤维增强树脂基复合材料变形破坏行为的影响,通过应变率修正对复合材料的刚度与强度进行修正,建立了可考虑应变率效应的复合材料损伤数值模型,采用该模型对不同应变率条件下层板结构的面内破坏行为进行了模拟并与文献实验进行了对比分析。计算结果表明:本文所构建的数值模型可以有效预测树脂基层板结构在不同应变率条件下的破坏特征,并在材料刚度与强度硬化现象的预测方面有着较高精度;对于 $0^\circ$ 、 $90^\circ$ 铺层主导的试件,由于其力学性能近似为线性,数值模型在强度预测方面获得了较高精度;而对于 $\pm 45^\circ$ 铺层主导试件,其不同应变率条件下表现出较强的非线性损伤特性,因此模型在其强度性能预测方面存在一定误差。

**关键词:** 复合材料;层板;应变率效应;Hashin 准则;损伤演化

**中图分类号:** V214.8

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0694-07

纤维增强树脂基复合材料具有较高的比强度、比刚度等力学性能,已被大量应用于航空、航天、国防军工以及交通运输等领域。长期以来,对于该类材料在高速冲击条件下的响应特性的研究大多是针对层板结构面内特性,特别是作为力学性能主控材料的碳纤维与玻璃纤维材料的力学性能进行测试,并且发现上述2种纤维在不同应变率载荷作用下,其力学性能的率相关特性不明显<sup>[1-2]</sup>。

然而随着近年来的深入研究发现,碳纤维增强树脂基材料的某些面内力学性能是由纤维与基体共同决定,且作为基体材料的树脂存在明显的应变率效应,并且对于层板面内、面外力学性能有着较为明显的影响。以目前航空工业常用的T300、T800纤维/环氧树脂材料为例,Gilat等<sup>[2]</sup>对纯环氧树脂材料在低、中、高应变率条件下的拉伸力学特性进行了实验研究,其研究表明:在

不同应变率载荷作用下树脂的失效力水平并没有显著的变化,但其模量有着明显不同。随着加载速率的提高,材料模量有着较为明显的硬化趋势。在此基础上进一步研究了不同纤维铺设角度T300碳纤维层板在各应变率条件下的强度特性,发现随着应变率的增长, $[\pm 45^\circ]$ 铺层试件的最大拉伸强度较 $0^\circ$ 、 $90^\circ$ 铺层试件有着非常明显的增长,并认为这种增长的主要原因是由基体材料的应变率效应导致。而Hosur等<sup>[3]</sup>采用实验方法研究了不同纤维铺设角度的碳/环氧树脂层板在变应变率条件下的压缩特性,并发现应变率不仅会影响板的强度与刚度,也会改变试件的破坏模式。Jadhav等<sup>[4]</sup>对碳/环氧树脂层板在 $500 \sim 1500 \text{ s}^{-1}$ 应变率载荷下响应进行了压缩实验研究,发现随着应变率的增长,层板结构的最大应力和最大应变都有明显的增长,且高应变率压缩载荷下,层板的最大应力、应变与纤维的铺设角度有

收稿日期: 2016-11-03; 录用日期: 2016-12-02; 网络出版时间: 2016-12-22 17:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161222.1750.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11502205)

\* 通讯作者: E-mail: zhaomeiying@nwpu.edu.cn

**引用格式:** 彭亮, 黄文博, 毛伟, 等. 碳纤维增强树脂基层板应变率相关损伤数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 694-700. PENG L, HUANG W B, MAO W, et al. Numerical study for damage of carbon fiber reinforced resin matrix laminates related to strain rates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 694-700 (in Chinese).

关。黄桥平等<sup>[5]</sup>采用分离式霍普金森拉杆实验结果对 T300/环氧复合材料层板的冲击性能进行了研究,针对材料的率相关问题,提出了一种考虑应变率效应的黏弹性本构模型,基于模型计算结果探讨了考虑应变率效应时复合材料层板在高速冲击有效时间内的应力(应变)分布、挠度随冲击速度的变化等动态响应规律。王正浩等<sup>[6]</sup>则利用 MTS 实验机以及 Hopkinson 拉伸杆分别对 2 种铺设方式的碳纤维/环氧树脂层板进行了准静态拉伸实验(应变率为  $10^{-5} \sim 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ )、中应变率拉伸实验(应变率为  $10^0 \sim 10^1 \text{ s}^{-1}$ )和高速冲击拉伸实验(应变率为  $10^2 \sim 10^4 \text{ s}^{-1}$ )。其研究结果表明:T300/环氧复合材料是具有明显的应变率相关特性;层板的铺设方向对其应变率效应有着显著的影响;随着应变率的增加,材料的强度及弹性模量有较程度的提高,但破坏应变有所降低。

由以上研究结果可知,目前对于碳纤维增强树脂基复合材料在不同应变率条件下力学性能的研究已经取得一定成果,但研究成果仍大量基于实验方法,所取得的结果难以应用于复合材料结构设计与力学性能、特别是复杂结构在高应变率力学性能的评估中<sup>[7-8]</sup>。本文将考虑碳纤维增强树脂基复合材料在高应变率条件下的模量、强度变化问题,通过引入应变率修正系数来表述材料在不同方向上的应变率效应,结合 Hashin<sup>[9-10]</sup>损伤判据与连续损伤模型,构建了可考虑材料应变率效应的复合材料单向带损伤本构模型,基于有限元软件 ABAQUS-VUMAT 完成程序编制,对碳纤维/环氧树脂复合材料试件在不同应变率条件下的破坏行为进行了数值研究,并与文献实验结果进行了对比,验证本文所提出模型的有效性。

## 1 材料本构模型建立

### 1.1 考虑应变率的本构关系

典型碳纤维增强树脂基复合材料单向带属于正交各向异性材料,其材料应力应变关系为

$$\begin{cases} \sigma_{ij} = C_{ij} \varepsilon_{ij} & i, j = 1, 2, 3 \\ \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $i, j$ 代表 1、2、3 方向; $\sigma_{ij}, \sigma_1 \sim \sigma_6$ 为应力分

量; $C_{ij}$ 为刚度矩阵分量; $\varepsilon_{ij}, \varepsilon_1 \sim \varepsilon_6$ 为应变分量。

$$\begin{cases} C_{11} = \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} \\ C_{12} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}E_{33}\Delta} = \frac{\nu_{12} + \nu_{13}\nu_{32}}{E_{11}E_{33}\Delta} \\ C_{22} = \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} \\ C_{13} = \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_{11}E_{22}\Delta} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} \\ C_{23} = \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} = \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_{11}E_{22}\Delta} \\ C_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_{11}E_{22}\Delta} \\ C_{44} = G_{23} \\ C_{55} = G_{13} \\ C_{66} = G_{12} \end{cases} \quad (2)$$

$$\Delta = \frac{1}{E_{11}E_{22}E_{33}} \begin{vmatrix} 1 & -\nu_{21} & -\nu_{31} \\ -\nu_{12} & 1 & -\nu_{32} \\ -\nu_{13} & -\nu_{23} & 1 \end{vmatrix} \quad (3)$$

式中: $E_i$ 为  $i$  方向的材料拉压模量; $G_{ij}$ 为  $ij$  方向剪切模量; $\nu_{ij}$ 为  $ij$  方向泊松比。鉴于复合材料层板结构在高速冲击过程中所体现出的应变率效应,需要考虑应变率对材料性能参数的影响,对于材料本构中应变率效应的体现,通常都是在应力应变关系中通过添加修正项来描述,借鉴前人关于应变率效应的研究方法<sup>[11-13]</sup>,本文引入动态增强因子(Dynamic Increase Factor, DIF),并认为复合材料单层板各方向上模量、强度的应变率效应为

$$\beta_{\text{DIF}} = \left\{ \left[ \tanh \left( \left( \lg \left( \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) - A \right) B \right) \frac{C}{\left( \frac{C+1}{2} \right)} + 1 \right] \frac{C+1}{2} \right\} \quad (4)$$

式中: $\dot{\varepsilon}_0$ 与 $\dot{\varepsilon}$ 分别为参考应变率与实时应变率;参数  $A, B, C$  可由实验拟合,而对于强度与模量的动态修正则采用式(5)完成。

$$\begin{cases} \{S_{\text{RF}}\} = \{S_0\} \beta_{\text{DIF}}^S \\ \{E_{\text{RF}}\} = \{E_0\} \beta_{\text{DIF}}^E \end{cases} \quad (5)$$

式中: $E_{\text{RF}}$ 和  $S_{\text{RF}}$ 为当前应变率下的模量和强度; $E_0$ 和  $S_0$ 为参考应变率条件下对应的模量与强度; $\beta_{\text{DIF}}^E$ 和  $\beta_{\text{DIF}}^S$ 分别为模量和强度动态增强因子。

## 1.2 损伤判据

为了表述材料各方向达到损伤临界值后的损伤过程,本文采用 Hashin 准则的基本思想,考虑面内拉伸载荷下的典型失效模式,将单向复合材料层板的损伤分为纤维损伤和基体损伤,根据加载方式的不同损伤判据可表示为

纤维拉伸破坏 ( $\sigma_1 \geq 0$ )

$$F_f^t = \left( \frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{\alpha}{S_C^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \geq 1 \quad (6)$$

纤维压缩破坏 ( $\sigma_1 < 0$ )

$$F_f^c = \left( \frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

基体拉伸破坏 ( $\sigma_2 + \sigma_3 \geq 0$ )

$$F_m^t = \left( \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_T} \right)^2 + \frac{1}{S_T^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3) + \frac{1}{S_C^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \geq 1 \quad (8)$$

基体压缩破坏 ( $\sigma_2 + \sigma_3 < 0$ )

$$F_m^c = \left( \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2S_T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y_C}{2S_C} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_C} + \frac{1}{S_T^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3) + \frac{1}{S_C^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \geq 1 \quad (9)$$

式中:  $F_f^t$ 、 $F_f^c$ 、 $F_m^t$  和  $F_m^c$  分别为纤维拉伸损伤变量、纤维压缩损伤变量、基体拉伸损伤变量、基体压缩损伤变量;  $X_T$ 、 $X_C$ 、 $Y_T$ 、 $Y_C$ 、 $S_T$  和  $S_C$  分别为轴向拉伸、轴向压缩、横向拉伸、横向压缩、横向剪切和轴向剪切强度;  $\alpha$  为剪切修正因子。通过 Hashin 准则,可以判断材料是否发生某相损伤,并进而产生

损伤演化与积累。

## 1.3 损伤模型

考虑到树脂基复合材料结构在初始损伤后直至完全破坏之前存在累积损伤的过程,单纯使用 Hashin 损伤判据并不能很好地预测结构的最终失效,因此本文采用了连续损伤模型 (continuum damage model) 来描述复合材料结构的渐进破坏过程。对于连续损伤模型,通常可以通过引入标量或者矢量以较为全面的描述复合材料从初始损坏到完全破坏的发展过程。借鉴 Matzenmiller 等<sup>[14]</sup>的研究成果建立了描述纤维增强复合材料脆性损伤行为的损伤模型,通过引入损伤算子,实现了有效应力和真应力的连接。该模型属于应变控制材料模型,适合在商用有限元程序中实施。在本模型中,通过定义一个二阶对称张量来描述纤维束的损伤状态,其三维损伤柔度矩阵形式如下:

$$S(d) = \begin{bmatrix} \frac{1}{d_f E_{11}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} & -\frac{\nu_{31}}{E_{33}} & & & \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{d_m E_{22}} & -\frac{\nu_{32}}{E_{33}} & & & \\ -\frac{\nu_{13}}{E_{11}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{33}} & & & \\ & & & \frac{1}{d_f d_m G_{12}} & & \\ & & & & \frac{1}{d_m G_{23}} & \\ & & & & & \frac{1}{d_f G_{13}} \end{bmatrix} \quad (10)$$

相应的损伤刚度矩阵  $C(d)$  则可表述为

$$C(d) = \frac{1}{\Delta_c} \cdot \begin{bmatrix} d_f E_{11} (1 - d_m \nu_{23} \nu_{32}) & d_f d_m E_{11} (\nu_{21} + \nu_{23} \nu_{31}) & d_f E_{11} (\nu_{31} + \nu_{21} \nu_{32}) & & & \\ & d_m E_{22} (1 - d_f \nu_{13} \nu_{31}) & d_m E_{22} (\nu_{32} + d_f \nu_{12} \nu_{31}) & & & \\ & & E_{33} (1 - d_f d_m \nu_{12} \nu_{21}) & & & \\ & & & d_f d_m G_{12} & & \\ & & & & d_m G_{23} & \\ & & & & & d_f G_{13} \end{bmatrix}$$

式中:

$$\Delta_c = \frac{1}{1 - d_f d_m \nu_{12} \nu_{21} - d_m \nu_{23} \nu_{32} - d_f \nu_{13} \nu_{31} - 2d_f d_m \nu_{21} \nu_{32} \nu_{13}}$$

$d_f = (1 - d_{ft}) (1 - d_{fc})$  为纤维断裂的全局损伤变量,  $d_{ft}$ 、 $d_{fc}$  分别为纤维拉伸、压缩对应的损伤演化变量;  $d_m = (1 - d_{mt}) (1 - d_{mc})$  为基体破坏的全局

损伤变量,  $d_{mt}$  和  $d_{mc}$  分别为基体拉伸、压缩相对应的损伤演化变量。

上述材料本构模型通过采用 ABAQUS-VUMAT 子程序实现。

一旦上述 Hashin 准则中某一损伤准则满足,则相应的刚度系数将被削减。为了避免材料模型

软化过程中所产生的损伤局部化特性,本文借鉴了文献[15-16]研究成果,将单元特征长度引入到损伤演化表达式,则单元耗散能可以表示为

$$G_1 = \frac{1}{2} \sigma_{eq}^f \varepsilon_{eq}^f l_c \quad (11)$$

式中: $l_c$  为单元特征长度; $G_1$  为材料的 I 型断裂能; $\sigma_{eq}^f$  与  $\varepsilon_{eq}^f$  为材料的等效最大应力与等效失效应变。而不同失效模式下的损伤变量的演化,则采用式(12)表示:

$$d_l = \frac{\delta_{l,eq}^f (\delta_{l,eq} - \delta_{l,eq}^0)}{\delta_{l,eq} (\delta_{l,eq}^f - \delta_{l,eq}^0)} \quad (12)$$

式中: $d_l$  为损伤演化变量, $l$  为不同失效模式,

本文结合 Hashin 失效判据采用了 4 种失效模式, $\delta_{l,eq}$  为全局等效位移; $\delta_{l,eq}^f$  为对应失效模式下的损伤等效位移; $\delta_{l,eq}^0$  为损伤起始时的等效位移。各损伤模式下的等效位移与等效应力公式如表 1 所示, $\delta_{l,eq}^f$  与  $\delta_{l,eq}^0$  则可由式(13)与式(14)得到:

$$\delta_{l,eq}^f = \frac{2G_1}{\sigma_{l,eq}^0} \quad (13)$$

$$\delta_{l,eq}^0 = \frac{\delta_{l,eq}}{\sqrt{e_l}} \quad (14)$$

式中: $\sigma_{l,eq}^0$  为初始损伤应力; $e_l$  为损伤模式所对应的权值。

根据上述理论编写 VUMAT 子程序流程图如图 1 所示。

表 1 不同损伤模式下的等效位移与应力计算式

Table 1 Formulas of equivalent displacement and stress under different damage modes

损伤模式	等效位移	等效应力
纤维拉伸	$\delta_{f,eq} = l_c \sqrt{\langle \langle \varepsilon_{11} \rangle \rangle^2 + \alpha \varepsilon_{12}^2 + \alpha \varepsilon_{31}^2}$	$\sigma_{f,eq} = \frac{l_c (\langle \langle \sigma_{11} \rangle \rangle \langle \varepsilon_{11} \rangle + \alpha \sigma_{12} \varepsilon_{12} + \alpha \sigma_{31} \varepsilon_{31})}{\delta_{f,eq}}$
纤维压缩	$\delta_{f,eq} = l_c \langle -\varepsilon_{11} \rangle$	$\sigma_{fc,eq} = \frac{l_c \langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\varepsilon_{11} \rangle}{\delta_{fc,eq}}$
基体拉伸	$\delta_{mt,eq} = l_c \sqrt{\langle \langle \varepsilon_{22} \rangle \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2 + \varepsilon_{23}^2}$	$\sigma_{mt,eq} = \frac{l_c (\langle \langle \sigma_{22} \rangle \rangle \langle \varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12} + \sigma_{23} \varepsilon_{23})}{\delta_{mt,eq}}$
基体压缩	$\delta_{mc,eq} = l_c \sqrt{\langle \langle -\varepsilon_{22} \rangle \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2}$	$\sigma_{mc,eq} = \frac{l_c (\langle \langle -\sigma_{22} \rangle \rangle \langle -\varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{mc,eq}}$

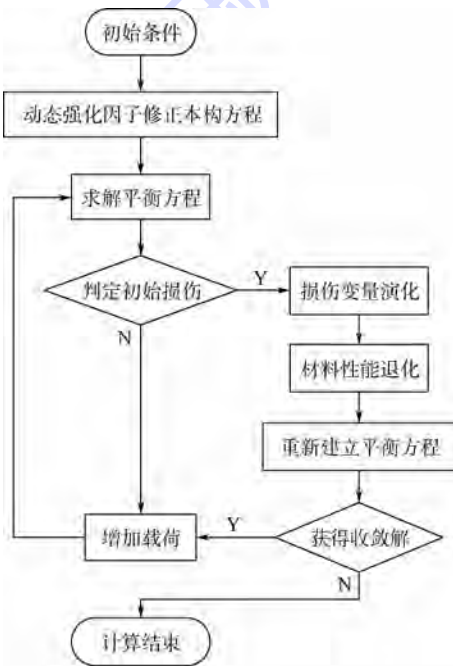
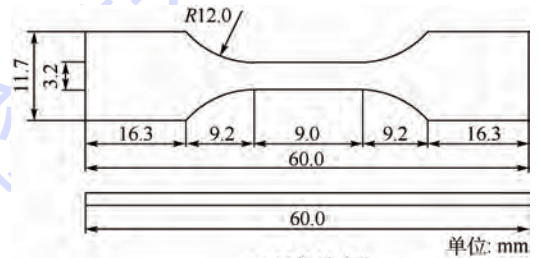


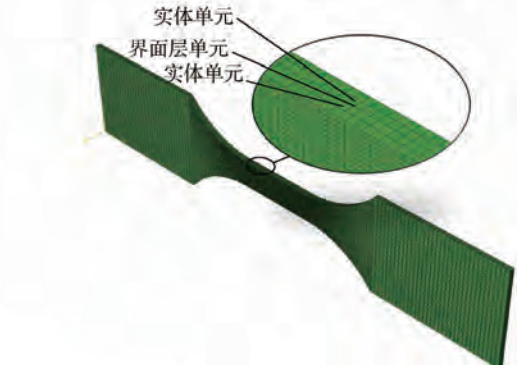
图 1 VUMAT 子程序流程图

Fig. 1 Flowchart of VUMAT subroutine

准静态/高应变率 2 种条件下层板结构的破坏特性进行了研究,其中准静态拉伸取应变率为  $10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 、高速冲击拉伸应变率取  $10^3 \text{ s}^{-1}$ 。图 2(a)



(a) 试件尺寸<sup>[6]</sup>



(b) 有限元模型

图 2 复合材料层板拉伸试件尺寸<sup>[6]</sup>与有限元模型  
Fig. 2 Dimension<sup>[6]</sup> and finite element model of composite laminated tensile specimen

## 2 模型验证

为了验证上述材料模型的有效性,文献[6]选择 T700/Epoxy [(45/-45)<sub>4</sub>]<sub>s</sub> 铺层层板试件,对

为试件尺寸<sup>[6]</sup>,厚度 2.4 mm,数值仿真平台采用 ABAQUS Explicit,有限元模型如图 2(b)所示,模型层内模型采用 8 节点缩减积分实体单元 C3D8R,而层间则加入内聚力单元 COH3D,用以描述不同角度铺层间的界面损伤情况,层板材料与模型本构参数见表 2,材料模型则通过 ABAQUS-VUMAT 子程序导入。界面层材料等效参数及破坏强度如表 3 和表 4 所示。

表 2 T700/Epoxy 复合材料本构参数

Table 2 Constitutive parameters of T700/Epoxy composite

参数	数值	参数	数值	参数	数值
$E_{11}/\text{GPa}$	119.8	$X_T/\text{GPa}$	1.805	$B_s$	0.2
$E_{22} = E_{33}/\text{GPa}$	10.5	$X_C/\text{GPa}$	1.338	$C_s$	3.1
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.2975	$Y_T/\text{GPa}$	0.05	$A_m$	1.85
$\nu_{23}$	0.48	$Y_C/\text{GPa}$	0.204	$B_m$	0.5
$G_{12} = G_{13}/\text{GPa}$	5.2	$S_T = S_C/\text{GPa}$	0.13	$C_m$	1.3
$G_{23}/\text{GPa}$	3.7	$A_s$	2.3		

注: $A_s, B_s, C_s$ —强度应变率效应参数值; $A_m, B_m, C_m$ —模量应变率效应参数值。

表 3 界面层材料等效参数

Table 3 Equivalent parameters of interface layer material

等效参数	$K_{nn}$	$K_{ss}$	$K_{tt}$
数值	250 000	121 100	121 100

注: $K_{nn}$ —法向刚度; $K_{ss}$ —1 方向刚度; $K_{tt}$ —2 方向刚度。

表 4 界面层材料破坏强度

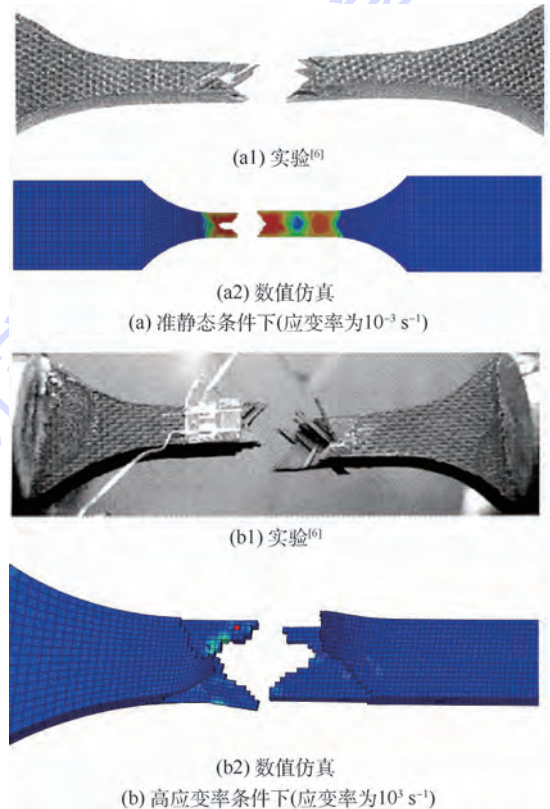
Table 4 Damage strength of interface layer material

破坏模式	法向	1 方向	2 方向
界面强度	102	50	50

图 3 所示为铺设方向为 $[(45/-45)_4]_s$ 的试件在准静态和高应变率加载条件下拉伸断裂后的破坏形貌,可以看到试件在载荷作用下,沿 $\pm 45^\circ$ 方向出现断裂,且在图 3(a)所示的低应变率加载条件下,各层断口基本处于同一位置,未产生明显的层间损伤;而在图 3(b)所示的高应变率加载条件下,各层断口虽仍然延沿 $\pm 45^\circ$ 方向断裂,但是断口位置出现偏移,且出现了明显层间分层损伤。而由数值仿真结果可知:数值模型可以较好地描述试件在不同加载条件下的断口破坏特点,特别是对于高应变率载荷,数值模型无论断口特点还是分层损伤的描述,均与实验结果一致。

图 4 所示为不同应变率条件下,由实验与数值仿真得到的 2 组不同铺层试件的拉伸应力-应

变响应曲线,对比低应变率结果可知:2 类试件在高应变率条件下出现了较为明显的模量与强度提升,即硬化现象,但不同应变率条件下材料的断裂能释放率变化则较小;对于 2 组不同铺层的试件,其应力-应变响应曲线也有所不同,对于 $\pm 45^\circ$ 铺层主导的试件,当试件材料一旦出现损伤,无论在常应变率条件还是高应变率条件,均表现出了较为明显的非线性损伤特性,而当 $0^\circ, 90^\circ$ 铺层加入后,由于试件力学性能由其主导,因此在常应变条件下,其损伤特性近似为线性,而高应变条件下,非线性损伤特性又逐步体现出来;对比实验与数值仿真结果可知,数值仿真结果所得到各应变率条件下的材料模量及极限强度与实验结果相近,但高应变率条件下数值模型所得到的损伤起始及扩展过程与实验结果有一定差距,造成该问题的主要原因是:复合材料各铺层间的破坏模式不相同,并且各层间的破坏会相互影响,导致层板处于混合破坏模式,且各破坏模式下的断裂能计算误差相对较大,因此影响了数值模型对于材料损伤扩展过程的预测精度。

图 3  $[(45/-45)_4]_s$  层板结构在不同应变率条件下实验<sup>[6]</sup>与数值仿真断口形貌对比Fig. 3 Comparison of fracture morphology between experiment<sup>[6]</sup> and numerical simulation under different strain rates for  $[(45/-45)_4]_s$  laminate structure

### 3 结论

本文针对高应变率条件下复合材料层板结构的内面损伤问题,构建了含应变率修正条件下的各向异性材料力学本构,采用数值方法研究了不同应变率条件下的层板结构变形损伤情况,并对比实验结果验证了数值模型的准确性,通过本文研究可以得到:

1) 纤维增强树脂基复合材料在不同应变率载荷作用下,其力学性能,特别是横向、剪切力学性能存在有明显应变率效应。

2) 本文以应变率作为修正因子,对材料刚度与极限强度进行修正,并结合 Hashin 准则与连续损伤模型,构建了考虑应变率效应的复合材料各向异性力学模型;该模型可准确描述层板结构在不同应变率条件下的破坏特征,并在材料刚度与最大应力计算中表现出较高精度。

3) 由于复合材料断裂应力水平由材料破坏模式与各模式下材料断裂能联合控制,因此本文所提出模型在材料损伤过程的预测中仍存在一定误差。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] 周元鑫,江大志,夏源明. 碳纤维静、动态加载下拉伸力学性能的试验研究[J]. 材料科学与工艺,2000,8(1):12-15.  
ZHOU Y X,JIANG D Z,XIA Y M. Static and dynamic tensile behavior of carbon fiber[J]. Material Science and Technology, 2000,8(1):12-15(in Chinese).

[ 2 ] GILAT A,GOLDBERG R K,ROBERTS G D. Experimental study of strain-rate-dependent behavior of carbon/epoxy composite[J]. Composites Science and Technology,2002,62(10-11):1469-1476.

[ 3 ] HOSUR M V,ALEXANDER J,VAIDYA U K, et al. High strain rate compression response of carbon/epoxy laminate composites [J]. Composite Structures,2001,52(3-4):405-417.

[ 4 ] JADHAV A,WOLDESENBET E,PANG S S. High strain rate properties of balanced angle-ply graphite/epoxy composites [J]. Composites Part B:Engineering,2003,34(4):339-346.

[ 5 ] 黄桥平,赵桂平,卢天健. 考虑应变率效应的复合材料层板冲击动态响应[J]. 西安交通大学学报,2009,43(1):72-76.  
HUANG Q P,ZHAO G P,LU T J. Dynamic response with strain rate dependence of composite laminates [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2009,43(1):72-76(in Chinese).

[ 6 ] 王正浩,赵桂平,马君峰,等. 碳/环氧树脂复合材料应变率效应的实验研究[J]. 复合材料学报,2007,24(2):113-119.  
WANG Z H,ZHAO G P,MA J F, et al. Experiment study on the strain rate behavior of carbon/epoxy composite materials [J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2007,24(2):113-119(in Chinese).

[ 7 ] HARDING J,WELSH L M. A tensile testing technique for fibre-

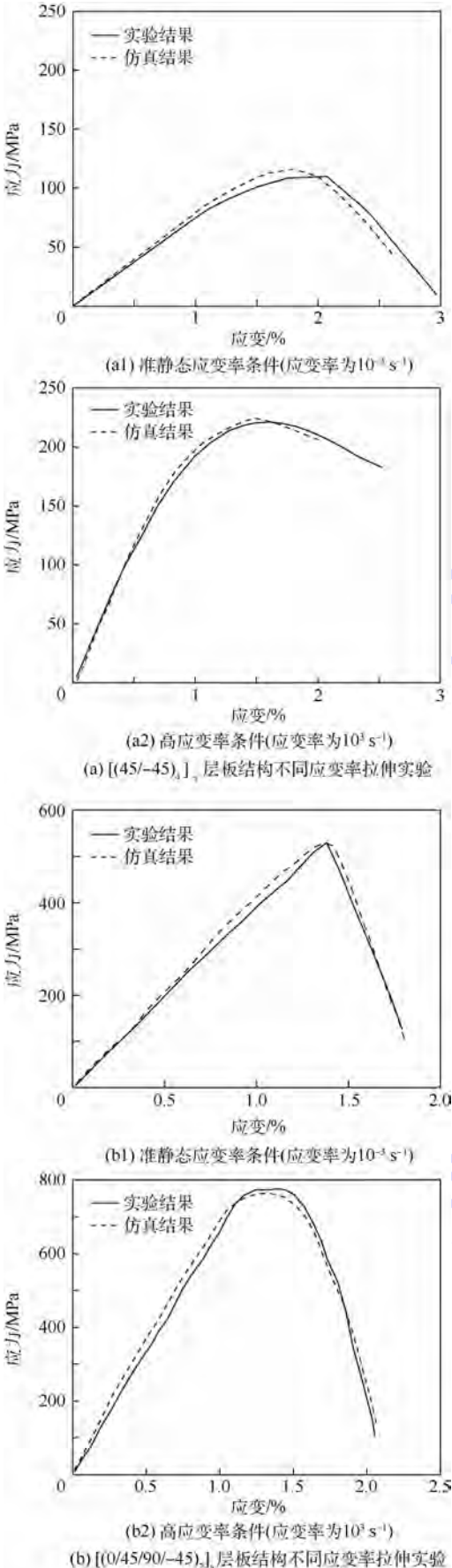


图4 不同应变率条件下试件实验与数值仿真结果

Fig. 4 Results of experiment and numerical

simulation of specimens under different strain rates

- reinforced composites at impact rates of strain [J]. *Journal of Materials Science*, 1983, 18(6):1810-1826.
- [8] CANTWELL W J, MORTON J. Geometrical effects on the high velocity impact response of CFRP [J]. *Composite Structures*, 1988, 10(3):247-265.
- [9] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2):329-334.
- [10] HASHIN Z. Analysis of stiffness reduction of cracked cross-ply laminates [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1986, 25(5):771-778.
- [11] ALHASSANI S T S, KADDOUR A S. Strain rate effects on GRP, KRP and CFRP composite laminates [J]. *Key Engineering Materials*, 1998, 141-143:427-452.
- [12] GUDEN M, YILDIRIM U, HALL I W. Effect of strain rate on the compression behavior of a woven glass fiber/SC-15 composite [J]. *Polymer Testing*, 2004, 23(6):719-725.
- [13] JOHNSON W S, MASTERS J E, WILSON D W, et al. High strain rate characterization of a glass/epoxy composite [J]. *Journal of Composites Technology & Research*, 2000, 22(1):3-11.
- [14] MATZENMILLER A, LUBLINER J, TAYLOR R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites [J]. *Mechanics of Materials*, 1995, 20(2):125-152.
- [15] ULVEN C, VAIDYA U K, HOSUR M V. Effect of projectile shape during ballistic perforation of VARTM carbon/epoxy composite panels [J]. *Composite Structures*, 2003, 61(1-2):143-150.
- [16] LAPCZYK I, HURTADO J A. Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2007, 38(11):2333-2341.

#### 作者简介:

彭亮 男,博士研究生,讲师。主要研究方向:复合材料结构损伤。

黄文博 男,硕士研究生。主要研究方向:航空复合材料结构冲击损伤。

毛伟 男,硕士研究生。主要研究方向:复合材料结构损伤。

赵美英 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空复合材料结构。

## Numerical study for damage of carbon fiber reinforced resin matrix laminates related to strain rates

PENG Liang, HUANG Wenbo, MAO Wei, ZHAO Meiyi<sup>\*</sup>

(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to study the effect of high strain rate loading on the deformation and failure of carbon fiber reinforced resin matrix composites, a numerical damage model, in which the stiffness and strength of composite material were modified by the strain rate correction method, was established in consideration of the strain rate effect. The in-plane failure behavior of the laminar structure under different strain rate conditions was simulated and compared with the literature experiment. The results show that the numerical model constructed in this paper can effectively predict the failure characteristics of the resin base plate structure under different strain rate conditions, and has high accuracy in predicting the stiffness and strength hardening phenomenon. For the specimen dominated by  $0^\circ$  and  $90^\circ$  layer, because of the quasi-linear mechanical properties, the numerical model obtains high accuracy in strength prediction; however, for  $\pm 45^\circ$  layer dominant specimen, it exhibits the characteristics of strong nonlinear damage under different strain rate conditions, so the model has some errors in its strength prediction.

**Keywords:** composite; laminates; strain rate effect; Hashin criteria; damage evolution

Received: 2016-11-03; Accepted: 2016-12-02; Published online: 2016-12-22 17:50

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161222.1750.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161222.1750.001.html)

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11502205)

\* Corresponding author. E-mail: zhaomeiyi@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0309

# 飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验



姚军锴<sup>1,\*</sup>, 何海波<sup>1</sup>, 周丹杰<sup>1</sup>, 何承军<sup>1</sup>, 史志伟<sup>2</sup>, 杜海<sup>2</sup>

(1. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

**摘 要:** 飞翼布局飞行器采用多个气动舵面共同作用来控制飞行, 常规气动舵面的结构复杂, 在大迎角时由于流动分离, 舵面操纵效率显著降低。等离子体激励器具有结构简单、重量轻和响应快等优势, 常被用在流动控制上。本文利用激励器抑制单侧翼面流动分离产生不对称的气动力, 对飞翼布局飞行器滚转通道的控制进行了试验研究, 得出了激励器在飞行器上的最优布置位置和最佳控制参数, 并和常规副翼舵面滚转操控效果进行了对比。结果表明: 布置于内翼、中翼前缘的等离子体激励器能够获得最佳的滚转控制效果; 激励器调制频率对飞行器滚转控制效果的影响较大, 而激励电压对滚转控制效果的影响较小; 与常规副翼相比, 等离子体激励器在大迎角时对滚转通道的操控效果优于副翼。

**关键词:** 等离子体激励器; 飞翼布局; 风洞试验; 滚转操控; 流动控制

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0701-08

飞翼式布局相对于传统布局具有较大升阻比和良好的隐身性能, 因而是下一代作战飞机较为理想的气动布局形式。但由于缺少平尾和垂尾, 其纵向和航向往往呈现出中立稳定或静不稳定态势, 因而此类飞机需要采用推力矢量装置或多个操纵面共同作用来产生所需的操纵力和力矩<sup>[1-2]</sup>, 这就增加了结构的复杂程度, 降低了可靠性和隐身性能。

主动流动控制技术的发展为其提供了解决思路, 近年来研究人员发现采用流动控制手段, 可实现对飞行器姿态的控制<sup>[3-4]</sup>。孔轶男等<sup>[5]</sup>采用喷流的方式, 实现了小展弦比飞翼布局飞行器横向控制, Moeller 和 Rediniotis<sup>[3]</sup>在三角翼模型上通过射流改变涡破碎位置, 实现了飞行器气动力矩的控制。而等离子体气动激励作为一种新的主动流动控制方法, 具有结构简单、重量轻、厚度小和功耗低的特点, 因此在流动控制和飞行控制方面有

广阔的应用前景<sup>[6-9]</sup>。国内外在等离子体应用方面开展了大量研究, Patel 等<sup>[10-11]</sup>采用等离子体激励器对 1303 飞翼布局飞行器进行了风洞试验, 结果表明通过等离子体激励器对机翼表面流动进行控制能够显著增加飞行器的升力, 并由此提出了采用等离子体进行飞行控制的概念。Nelson 等<sup>[12]</sup>在 1303 飞翼布局飞行器上布置等离子体激励器, 产生了等同于传统控制舵面的滚转力矩。国内杜海等<sup>[13-14]</sup>采用等离子体激励方式对飞翼布局飞行器进行了风洞试验, 结果表明, 在飞行器不同位置布置激励器, 可实现对飞行器滚转、偏航和俯仰力矩的控制, 等离子体激励器获得的气动力矩可达到常规舵面一定偏转角度的控制效果。

从国内外目前的研究情况看, 对飞翼布局飞行器应用等离子体激励器进行增升<sup>[15-16]</sup>和气动力矩控制<sup>[13-14]</sup>为主要的研究热点, 而对于等离子

收稿日期: 2016-04-18; 录用日期: 2016-05-13; 网络出版时间: 2016-09-12 10:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160912.1028.003.html

\* 通讯作者: E-mail: yjk1031@163.com

**引用格式:** 姚军锴, 何海波, 周丹杰, 等. 飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 701-708. YAO J K, HE H B, ZHOU D J, et al. Tests of flying wing aircraft roll control using plasma actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 701-708 (in Chinese).

体激励器布置位置和放电参数对产生控制力矩影响方面的研究较少。已有研究表明,激励器布置位置和放电参数能够显著影响其控制效果<sup>[17-19]</sup>。因此,本文开展了飞翼布局飞行器等离子体激励器滚转操控研究,为今后等离子体激励器实际应用中的位置、放电参数选择提供了借鉴和指导。

## 1 试验系统

### 1.1 等离子电源

本文试验选用2种等离子体电源,分别为纳秒脉冲等离子体电源和AC等离子体电源。纳秒脉冲等离子体电源输入为0~220 V,50 Hz的交流电,输出电压在0~50 kV连续可调,放电频率调节范围为0.1~5.0 kHz。AC等离子体电源输出电压调节范围为0~30 kV,放电频率调节范围为1~100 kHz,占空比(DC)可在0~99%范围调整,输出电压波形为正弦波。

### 1.2 风洞及天平

试验风洞为开口式回流风洞,由试验段、扩散段、回流段、稳定段、收缩段和动力段组成。试验段尺寸为1.5 m×1.0 m,最大稳定风速为35 m/s,试验中风速为25 m/s,雷诺数 $Re = 3.81 \times 10^5$ 。试验采用 $\phi 14$  mm杆式六分量天平,天平响应频率大于80 Hz,天平量程和校准精度如表1所示。

表1 天平量程和校准精度

Table 1 Measuring range and calibration accuracy of force balance

参数	X/kg	Y/kg	Z/kg	$M_x / (kg \cdot m)$	$M_y / (kg \cdot m)$	$M_z / (kg \cdot m)$
天平量程	1.6	6.0	2.2	0.21	0.14	0.38
校准精度/%	0.08	0.03	0.06	0.02	0.01	0.08

注:X—轴向力;Y—法向力;Z—侧向力; $M_x$ —滚转力矩; $M_y$ —偏航力矩; $M_z$ —俯仰力矩。

### 1.3 试验模型

试验用飞翼布局飞行器模型由ABS塑料加工而成,模型展长700 mm,机长345 mm,模型安装在风洞中的情况如图1所示。



图1 飞翼布局飞行器模型

Fig. 1 Flying wing aircraft model

### 1.4 试验内容

本次试验开展了等离子体激励器在飞翼布局飞行器上的布置位置和放电参数对飞行器滚转通道控制效果的影响研究。试验中模型上的激励器电极材料为铜箔(厚度约0.05 mm),绝缘材料为聚酰亚胺薄膜(厚度约0.06 mm)。

为便于后续描述,对布置于飞行器上的等离子体激励器作如下编号和说明:为研究激励器对飞行器滚转通道操控效果,在飞行器顺航向右侧布置激励器,如图2所示。将布置在模型上表面平行于内翼段前缘的激励器定义为A方式,布置在模型上表面内翼段垂直于机身轴线的激励器定义为B方式,布置在模型上表面平行于中翼段前缘定义为C方式。对于以上3种布置方式,试验中开展了不同位置的研究,各位置对应的激励器编号定义如表2所示,对于A、C、D布置方式其相对弦长中 $c$ 指不同剖面位置处的弦长,而对于B布置方式其相对弦长中 $c_1$ 为对称面处的弦长, $x$ 为翼剖面弦向位置。D方式激励器编号如图3所示。对于D方式时3种位置,单做如下说明:将

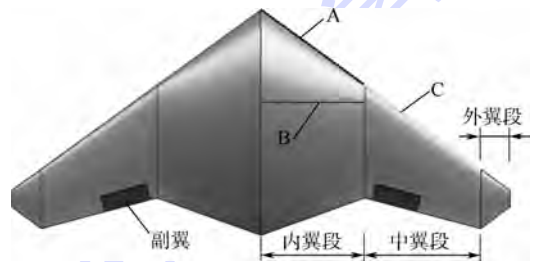


图2 等离子激励器编号

Fig. 2 Plasma actuator number

表2 不同布置位置对应的等离子激励器编号

Table 2 Plasma actuator number corresponding to different arrangement positions

激励器编号	位置 $\frac{x}{c} / \%$	位置 $\frac{x}{c_1} / \%$
A0	0	
A1	5	
A2	10	
A3	15	
B0		5
B1		10
B2		20
B3		40
B4		50
C0	0	
C1	5	
C2	10	

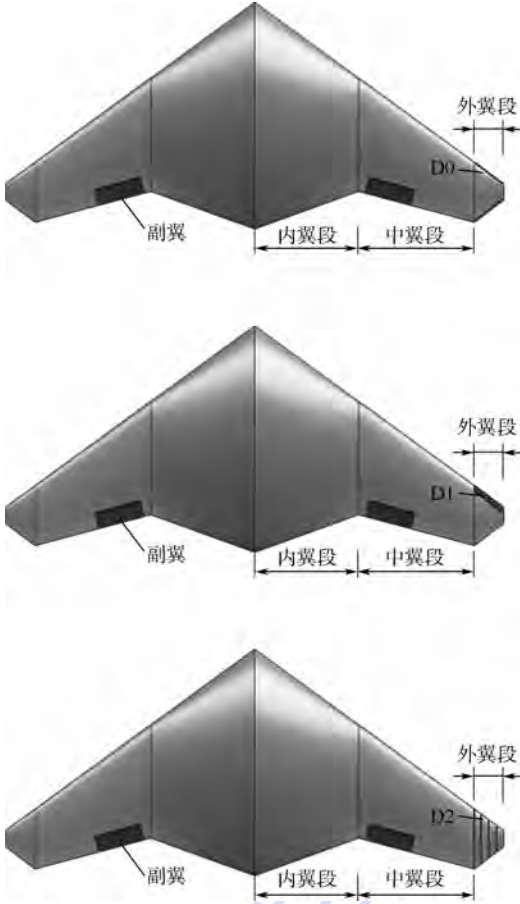


图3 D布置方式激励器编号

Fig. 3 Plasma actuator number corresponding to arrangement position D

激励器布置于模型上表面外翼段前后缘位置编号为D0,3条激励器布置于平行于外翼前缘0、5% $c$ 、10% $c$ 编号为D1,4条激励器顺来流布置并均分外翼段展向编号为D2。

## 2 结果与分析

### 2.1 激励器位置影响

试验采用固定放电参数的方式,开展了激励器位置的影响研究。选用纳秒脉冲等离子体电源,激励器调制频率为 $f=70\text{ Hz}$ ,激励电压为 $U=15\text{ kV}$ 。激励器A布置方式不同位置下放电与否产生的滚转力矩系数增量如图4所示, $\Delta M_x$ 为激励器开启相对于激励器关闭状态的滚转力矩系数增量, $\alpha$ 为迎角。

由试验结果可知, $\alpha \leq 12^\circ$ ,4种布置位置激励器产生的滚转力矩系数增量较小, $\alpha > 12^\circ$ ,各位置下激励器产生的滚转力矩系数增量随迎角增加量值增大,在 $\alpha = 24^\circ$ 附近由于翼面流动分离的加剧控制效果迅速降低。布置于前缘的A0位置产

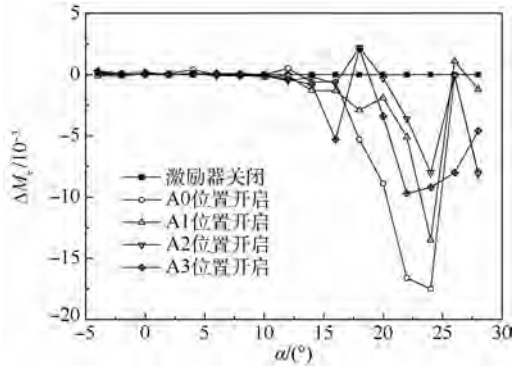


图4 A布置方式滚转力矩系数增量随迎角变化

Fig. 4 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to arrangement position A

生的滚转力矩系数增量较大,在 $\alpha = 24^\circ$ 处达到了最大量值0.0175,随激励器布置位置向后移动,滚转力矩系数增量逐渐降低。

激励器对飞行器滚转通道的操控是通过对流动分离的抑制实现的,由于在小迎角状态飞行器表面均为附着流态,因而激励器放电前后对全机滚转力矩系数的影响较小;大迎角时,机体表面出现流动分离,激励器放电后抑制了分离流动,使其重新附着,增大了右侧翼面的升力,升力的不对称为飞行器带来了滚转力矩。

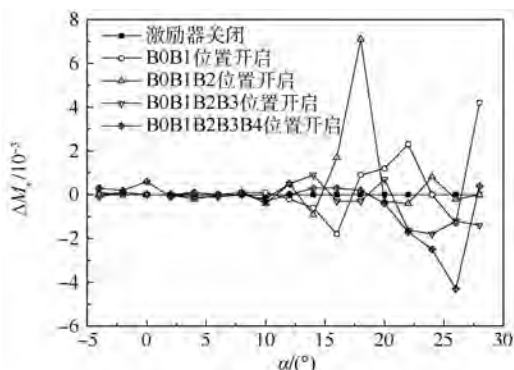
B、C布置方式时不同激励器位置放电与否产生的全机滚转力矩系数增量 $\Delta M_x$ 随迎角变化如图5所示。

由图5(a)中可知,激励器B布置方式不同位置放电前后对全机滚转通道的影响较小。由于激励器沿飞行器右侧翼面上表面展向布置,布置于前缘的激励器长度较短,大攻角时对流动分离的抑制能力有限,而位置靠后的激励器虽然长度较长,但大攻角时均处于流动分离区内部,对已经完全分离的气流作用效果有限,因此该布置方式下对飞行器滚转操纵效果较弱。

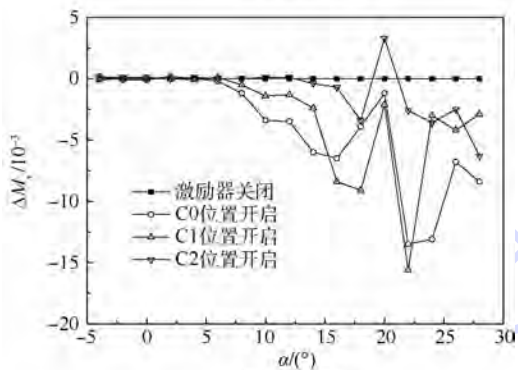
激励器C布置方式时,放电前后对滚转通道的起始控制迎角较A布置方式前移至 $6^\circ$ ,总体看,激励器布置位置越靠近前缘对滚转通道的控制效果越好。

由于A、C布置方式均对飞行器滚转通道有一定操控效果,且2种布置方式的起始控制迎角不同,因此考虑将A、C布置方式结合,沿飞行器内翼和中翼段布置等离子体激励器,不同位置下激励器放电与否产生的全机滚转力矩系数增量随迎角变化如图6所示。

由试验结果可知,总体上随激励器布置位置后移,产生的滚转力矩系数增量逐渐降低,A2C2



(a) B布置方式



(b) C布置方式

图5 B、C布置方式滚转力矩系数增量随迎角变化

Fig. 5 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to arrangement position B and C

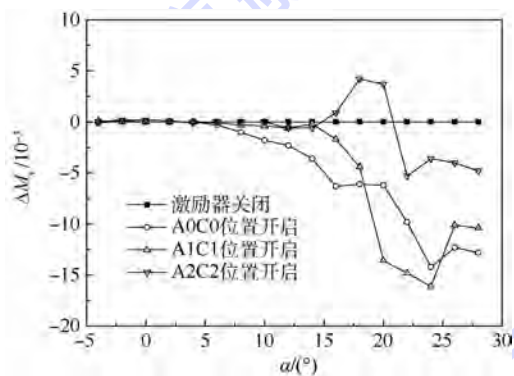


图6 AC布置方式滚转力矩系数增量随迎角变化

Fig. 6 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to arrangement position AC

位置甚至在  $\alpha = 16^\circ \sim 21^\circ$  放电后出现了对外机滚转力矩的反操纵。布置于前缘的 A0C0 位置产生的滚转力矩系数增量较大,该布置方式结合了 A 布置方式良好的大迎角控制效果和 C 布置方式较小的起始控制迎角优势,在  $\alpha = 6^\circ$  后对外机滚转通道的操纵效果基本随迎角增加呈增大趋势,在  $\alpha = 24^\circ$  时达到最大量值,而后由于流动分离加剧,滚转力矩系数增量逐渐降低。

考虑到外翼段对滚转控制的力臂较长,因此

以 D 布置方式开展了滚转操控风洞试验,试验结果如图 7 所示。

从图 7 可知,激励器 D 布置方式各位置放电前后对外机滚转通道有一定影响,但量值较小。随迎角增大飞翼布局飞行器首先在外翼段表面出现分离,但由于外翼段展向尺寸较小,激励器能够布置的空间有限,多条布置时只有在分离区附近的激励器能够对流动起到再附作用,因此 D 布置方式对飞行器滚转操控效果较弱。

根据以上研究结果,当激励器布置于内翼段和中翼段前缘即 A0C0 位置时,对滚转通道的控制效果最佳。以下将以该最优布置位置为基础,开展放电参数对飞行器滚转操控效果的影响研究。

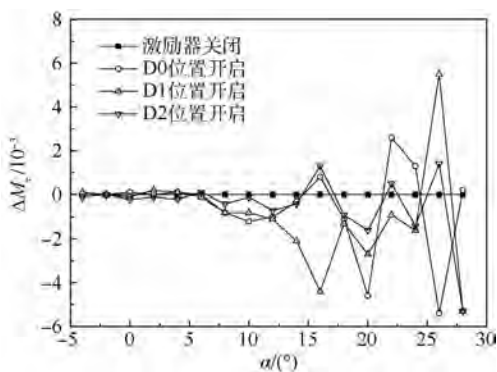


图7 D布置方式滚转力矩系数增量随迎角变化

Fig. 7 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to arrangement position D

## 2.2 放电参数影响

等离子体激励器电源在放电时主要有 3 个控制参数:调制频率、激励电压和占空比。本次试验采用纳秒脉冲等离子体电源和 AC 等离子体电源 2 种电源,由于纳秒脉冲等离子体电源不具备占空比调节能力,因此在研究占空比的影响时,采用 AC 等离子体电源。首先用纳秒脉冲电源开展了调制频率和激励电压对飞行器滚转控制效果的影响研究试验。

激励器布置位置为 A0C0,激励电压固定为  $U = 15 \text{ kV}$  时,不同调制频率激励器放电与否产生的全机滚转力矩系数增量随迎角的变化如图 8 所示。

由图 8 结果可知,飞行器滚转控制效果受激励器调制频率的影响较大。调制频率  $f < 70 \text{ Hz}$  时,激励器放电后产生的滚转力矩系数增量随调制频率增加而增大; $f = 70 \text{ Hz}$  时,对飞行器滚转通道的控制效果最佳; $f > 70 \text{ Hz}$  时,激励器放电后产生的滚转力矩系数增量随调制频率的增加而减

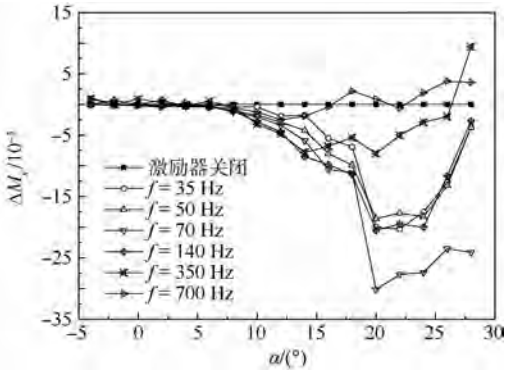


图8 不同调制频率滚转力矩系数增量随迎角变化  
Fig.8 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to different modulation frequencies

小,在大迎角时过大的调制频率( $f = 700 \text{ Hz}$ )对滚转通道出现了反操纵。

根据施特劳哈尔数公式:

$$Sr = fL_{sep}/V_\infty \quad (1)$$

式中: $L_{sep}$ 为沿流线分离区大小; $V_\infty$ 为来流速度。当调制频率 $f = 70 \text{ Hz}$ 时, $Sr \approx 1$ ,该调制频率下滚转控制效果最佳,此时等离子体放电激励频率与分离涡脱落频率存在耦合关系,使流动分离得到有效抑制。因而可得出以下结论:在固定电压下最佳滚转控制效果的调制频率为 $Sr = 1$ 时对应的频率。

根据上述研究结果,固定调制频率 $f = 70 \text{ Hz}$ ,开展了不同激励电压 $U$ 对飞行器滚转控制效果的影响试验,各激励电压激励器放电与否产生的全机滚转力矩系数增量随迎角的变化如图9所示。

由试验结果可知,激励电压对飞行器滚转控制效果的影响较小。各迎角下激励电压变化,飞行器滚转力矩系数增量基本不变。

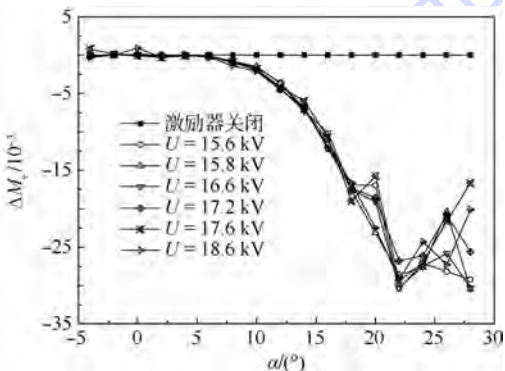


图9 不同激励电压滚转力矩系数增量随迎角变化  
Fig.9 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to different excitation voltage

由于等离子体激励器是通过将掩埋电极和裸露电极间的空气电离进而使其加速运动来实现流动控制的,因此放电电压过大可能导致激励器2个电极间的绝缘层被击穿。根据上述研究结果,实际应用时应选择较小的激励电压以保护激励器,延长其使用寿命。

为研究占空比(DC)对飞行器滚转控制效果的影响,采用AC等离子体电源开展了试验。调制频率固定为 $f = 70 \text{ Hz}$ 、激励电压固定为 $U = 15 \text{ kV}$ 时,不同占空比激励器放电与否产生的全机滚转力矩系数增量随迎角的变化如图10所示。

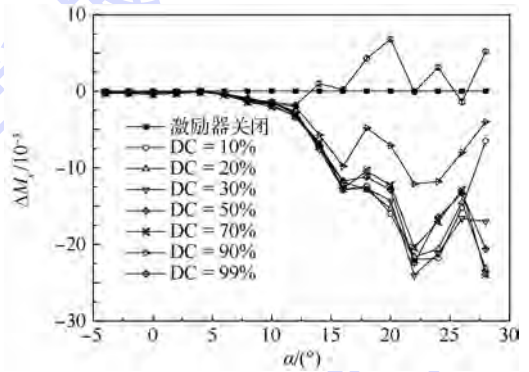


图10 不同占空比滚转力矩系数增量随迎角变化  
Fig.10 Variation of rolling moment coefficient increment with angle of attack corresponding to different duty cycles

由试验结果可知,占空比对飞行器滚转控制效果有一定影响。占空比小于50%,激励器放电后产生的全机滚转力矩系数增量基本不随占空比而变化;占空比大于50%,激励器放电后产生的全机滚转力矩系数增量随占空比增加而下降。因此,采用AC放电方式时,占空比的选取不宜过大,否则会对飞行器滚转操控效果产生不利影响。

### 2.3 等离子激励与气动舵操控效率对比

通过上述研究,等离子体激励能够实现对比翼布局飞行器滚转通道的操控,这种新型操控方式与常规气动舵的操控效率相比究竟如何?本文开展了常规气动舵面滚转操控的风洞试验。图11对比了纳秒脉冲放电方式下,调制频率 $f = 70 \text{ Hz}$ 、激励电压 $U = 15 \text{ kV}$ 、A0C0布置位置时,等离子体激励器放电产生的滚转力矩系数增量与飞行器副翼不同舵偏 $\delta_x$ 产生的滚转力矩系数增量。

由图11可知, $\delta_x < 20^\circ$ 时,副翼产生的滚转力矩系数增量随舵偏的增加而增大。随迎角增加,各舵偏下副翼产生的滚转力矩系数增量逐渐降低。常规气动舵面在 $\alpha = 16^\circ$ 之后,由于流动分离

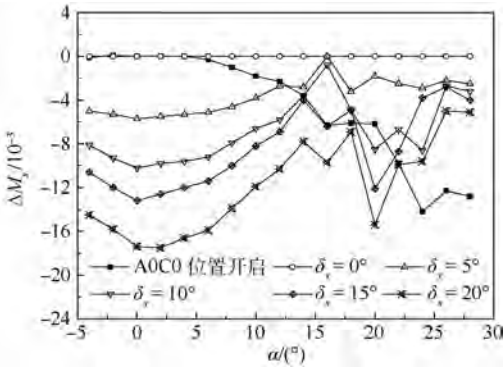


图 11 激励器与副翼不同舵偏的滚转力矩系数增量随迎角变化

Fig. 11 Variation of rolling moment coefficient increment caused by plasma actuator and aileron deflection with angle of attack

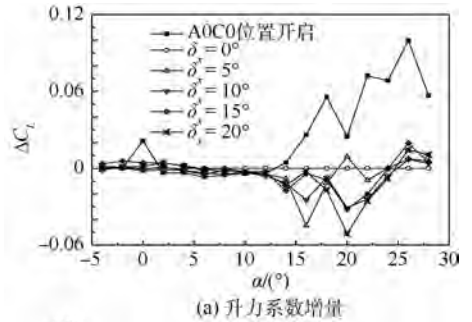
其对飞行器滚转通道的操控基本失效,而等离子体激励器在  $\alpha < 12^\circ$  时对飞行器滚转通道的操纵能力较弱,  $\alpha > 12^\circ$  时其操纵效率随迎角的增加迅速增大,在  $\alpha = 12.5^\circ$  时相当于常规副翼  $\delta_a = 5^\circ$  的滚转操控效果,  $\alpha = 16^\circ$  时相当于常规副翼  $15^\circ$  舵偏的滚转操控效果,  $\alpha = 22^\circ$  时相当于常规副翼  $\delta_a = 20^\circ$  的滚转操控效果。

图 12 给出了激励器放电与飞行器副翼不同舵偏产生的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、侧向力系数及偏航力矩系数增量 ( $\Delta C_L$ 、 $\Delta C_D$ 、 $\Delta M_z$ 、 $\Delta C_y$  及  $\Delta M_y$ ) 随迎角变化的对比。

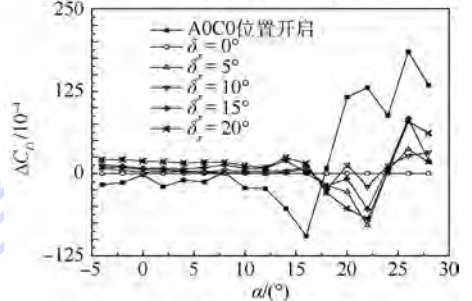
由试验结果可知:总体看常规副翼偏转后,飞行器升力系数降低,阻力系数增加,而等离子体激励器控制滚转时,放电后飞行器升力系数增加,阻力系数降低,在滚转操控过程中对飞行器气动特性产生了有利影响;副翼偏转后对飞行器俯仰力矩产生了一定影响,致使升降舵需同步偏转,而等离子体激励器放电后对俯仰力矩的影响很小,基本不需升降舵配合作动。副翼偏转对侧向力系数的影响较小,等离子体激励器放电后,在产生较大滚转力矩的同时也带来了大的侧向力。而对于偏航力矩,副翼偏转后产生了负偏航,等离子体激励器放电后产生的偏航力矩为正。

激励器以 AOC0 位置布置,飞行过程中,激励器放电后飞行器顺航向向左滚转,此时需要产生正的侧向力(指向右侧机翼)以平衡侧滑影响,等离子体放电方式能够产生较大的正侧向力从而降低方向舵舵偏。

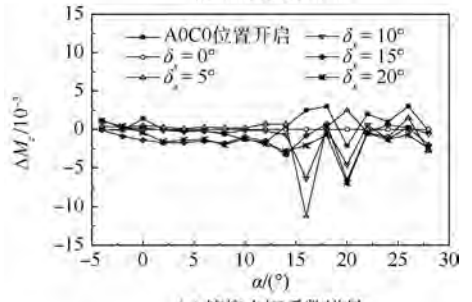
综上所述,采用等离子体激励器控制飞行器滚转通道时,对全机气动特性产生了有益的影响,减少了各通道间的气动耦合。



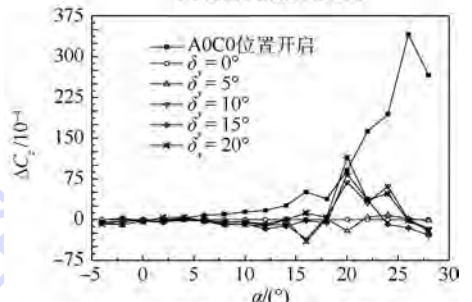
(a) 升力系数增量



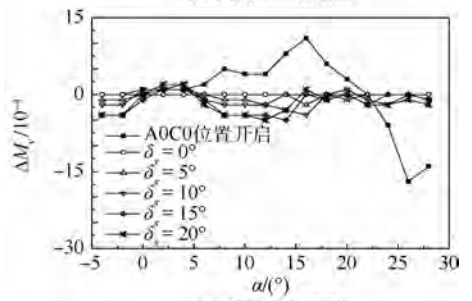
(b) 阻力系数增量



(c) 俯仰力矩系数增量



(d) 侧向力系数增量



(e) 偏航力矩系数

图 12 激励器与副翼不同舵偏的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、侧向力系数及偏航力矩系数增量随迎角变化曲线

Fig. 12 Variation of lift coefficient, drag coefficient, pitch moment coefficient, lateral force coefficient and yaw moment coefficient increments caused by plasma actuator and aileron deflection with angle of attack

### 3 结 论

通过研究等离子体激励的布置位置、放电参数对飞翼布局飞行器滚转控制效果的影响,得出以下结论:

1) 等离子体激励器通过放电能够实现对飞翼布局飞行器滚转力矩的操控,产生操控的机理是抑制翼面流动分离,从而使两侧机翼产生不对称的升力。

2) 激励器以平行于飞行器前缘方式布置时,能够获得较好的滚转控制效果,最佳控制效果为布置在内翼、中翼前缘位置。激励器位置后移,滚转控制效果逐渐降低。

3) 在纳秒脉冲放电方式下,飞行器滚转控制效果受激励器调制频率的影响较大,而激励电压对滚转控制效果的影响较小。最佳滚转控制效果的调制频率为施特劳哈尔数等于1时对应的频率。

4) 在AC放电方式下,占空比对飞行器滚转控制效果有一定影响。占空比的选取不宜过大,否则会对飞行器滚转操控效果产生不利影响。

5) 等离子体激励器与常规副翼控制滚转相比,在小迎角时产生的滚转操纵力矩比副翼小,大迎角时副翼舵面由于流动分离失效,而等离子体激励器的操纵效率随迎角的增加迅速增大。试验状态下,激励器在 $\alpha = 12.5^\circ$ 时与常规副翼 $\delta_x = 5^\circ$ 的滚转操控效果相当, $\alpha = 16^\circ$ 时与常规副翼 $\delta_x = 15^\circ$ 的效果相当, $\alpha = 22^\circ$ 时与常规副翼 $\delta_x = 20^\circ$ 的效果相当。

6) 相比于常规气动舵面,等离子体激励器在滚转操控时,能够增加飞行器升力,降低阻力,产生较大的正侧向力和正偏航力矩,同时对俯仰力矩的影响较小。

### 参考文献 (References)

[1] BOWLUS J A, MULTHOPP D, BANDA S S. Challenges and opportunities in tailless aircraft stability and control; AIAA-97-3830 [R]. Reston: AIAA, 1997: 1713-1718.

[2] 李林, 马超, 王立新. 小展弦比飞翼布局飞机稳定特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1312-1317.

LI L, MA C, WANG L X. Stability features of low aspect-ratio flying wings [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1312-1317 (in Chinese).

[3] MOELLER E B, REDINIOTIS O K. Hingeless flow control over a Delta-wing planform [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(6): 1035-1044.

[4] TRAUB L W, GILARRANZ J L, REDINIOTIS O K. Delta wing hingeless control via synthetic jet actuation [C] // 40th AIAA

Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 1-10.

[5] 孔轶男, 黄建栋, 王立新, 等. 涡流控制在小展弦比飞翼布局飞机上的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(4): 435-439.

KONG Y N, HUANG J D, WANG L X, et al. Vortex control in low aspect ratio flying wing [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(4): 435-439 (in Chinese).

[6] CORKE T C, POST M L. Overview of plasma actuators: Concepts, optimization, and applications; AIAA-2005-563 [R]. Reston: AIAA, 2005.

[7] CORKE T C, ENLOE C L, WILKINSON S P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2010, 42: 505-529.

[8] ROUPASSOV D V, ZAVYALOV I N, STARIKOVSKII A Y, et al. Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge [C] // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 1-7.

[9] POST M L, CORKE T C. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators [J]. AIAA Journal, 2004, 42(11): 2177-2184.

[10] PATEL M P, NG T T, VASUDEVAN S, et al. Plasma actuators for hingeless aerodynamic control of an unmanned air vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1264-1273.

[11] HE C, CORKE T C, PATEL M P. Plasma flaps and slats: An application of weakly ionized plasma actuators [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 864-873.

[12] NELSON R C, CORKE T C, HE C A, et al. Modification of the flow structure over a UAV wing for roll control; AIAA-2007-884 [R]. Reston: AIAA, 2007.

[13] 杜海, 史志伟, 倪芳原, 等. 基于等离子体激励的飞翼布局飞行器气动力矩控制[J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2038-2046.

DU H, SHI Z W, NI F Y, et al. Aerodynamic moment control of flying wing vehicle using plasma actuators [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2038-2046 (in Chinese).

[14] 杜海, 史志伟, 耿玺, 等. 等离子体激励器对微型飞行器横航向气动力矩控制的实验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1781-1790.

DU H, SHI Z W, GENG X, et al. Experimental study of directional-lateral aerodynamic moment control of micro air vehicle by plasma actuators [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1781-1790 (in Chinese).

[15] 王万波, 章荣平, 黄宗波, 等. 等离子体激励用于2段翼型增升的试验研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 64-68.

WANG W B, ZHANG R P, HUANG Z B, et al. Test research of two-element airfoil lift enhancement by plasma actuator [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 64-68 (in Chinese).

[16] 李应红, 吴云, 张朴. 等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3): 372-377.

LI Y H, WU Y, ZHANG P. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377 (in Chinese).

[17] 王万波, 黄勇, 黄宗波, 等. 介质阻挡放电等离子体对 NA-

- CA0015 翼型流动控制的 PIV 实验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 1-5.
- WANG W B, HUANG Y, HUANG Z B, et al. PIV measurement of dielectric barrier discharge plasma flow control on NA-CA0015 airfoil[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 1-5 (in Chinese).
- [18] 李应红, 梁华, 马清源, 等. 脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1429-1435.
- LI Y H, LIANG H, MA Q Y, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1429-1435 (in Chinese).
- [19] 赵勤, 吴云, 李应红, 等. 端壁等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2129-2138.
- ZHAO Q, WU Y, LI Y H, et al. Experiment of flow separation control in highly loaded compressor cascade corner by endwall plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2129-2138 (in Chinese).
- 作者简介:**  
姚罕锴 男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 飞行器气动布局设计。

## Tests of flying wing aircraft roll control using plasma actuator

YAO Junkai<sup>1,\*</sup>, HE Haibo<sup>1</sup>, ZHOU Danjie<sup>1</sup>, HE Chengjun<sup>1</sup>, SHI Zhiwei<sup>2</sup>, DU Hai<sup>2</sup>

(1. Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Flying wing aircraft usually uses multiple aerodynamic control surfaces for flight control. The aerodynamic control surface has a complex structure and control efficiency decreases dramatically at large angles of attack due to flow separation. The plasma actuator is usually used in flow control due to the advantages of simple structure, light-weight design and fast time response. In this paper, tests were done using the plasma actuator to produce asymmetrical aerodynamic forces for flying wing aircraft roll control by suppressing the flow separation on unilateral wing. The optimal dispose position and discharge parameter of plasma actuator were obtained and aileron roll control effect was also investigated and compared with plasma actuator. The results indicate that the plasma actuator arranged at the leading edge of inner and middle wing can get the best roll control effect. The modulation frequency of plasma actuator has significant impact on aircraft roll control, while excitation voltage's impact is small. Compared to the aileron, the plasma actuator achieves better roll control effect at large angles of attack.

**Keywords:** plasma actuator; flying wing; wind tunnel test; roll control; flow control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0311

# 基于框架域的随机游走全色锐化方法



王敬凯, 杨小远\*

(北京航空航天大学 数学与系统科学学院, 北京 100083)

**摘 要:** 针对多光谱图像与全色图像的融合问题, 提出了一种新的全色锐化方法。该方法首先通过亮度、色调、饱和度 (IHS) 变换与非下采样框架变换将原图像从空间域变换到框架域, 然后利用基于图论的随机游走, 建立高频框架系数的统计融合模型。此模型根据高频框架系数的邻域相关性与尺度相关性构造新的随机游走协调函数, 将高频框架系数融合权重的估计转化为随机游走标记问题的求解。实验结果表明, 该方法有利于保持图像的光谱信息和边缘轮廓信息, 可以在降低融合图像光谱误差的同时提高空间分辨率, 并且优于一些主流全色锐化方法。

**关键词:** 全色锐化; 框架变换; 随机游走; 多光谱图像; 全色图像

**中图分类号:** O29

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)04-0709-11

遥感图像融合是通过一定方法将同一地区的 2 幅或多幅遥感图像融合成一幅新遥感图像, 使得新遥感图像比原单一遥感图像含有更多的信息。本文的研究重点为全色锐化, 是目前遥感图像融合领域的一个研究热点。多光谱图像通常空间分辨率较低, 而全色图像通常具有较高的空间分辨率, 但普遍缺乏光谱信息。全色锐化的目的就是全色图像的空间信息融合到多光谱图像中, 得到具有高空间分辨率的多光谱图像<sup>[1]</sup>。

最近几十年, 世界各国学者提出了许多全色锐化方法。成分替代法是常见的全色锐化方法之一, 主要有主成分分析 (PCA)<sup>[1]</sup>, Gram-Schmidt 正交化<sup>[2]</sup>, 亮度、色调、饱和度 (IHS) 变换<sup>[3]</sup> 等。此类方法通过对多光谱图像进行某种变换, 将多光谱图像的空间信息集中于某一通道, 然后用空间信息丰富的全色图像进行替换, 最后由逆变换得到空间分辨率提升的多光谱图像, 但是此类方法较易产生光谱扭曲。针对此问题, 后续的学者又

提出了一些改进的方法<sup>[4-5]</sup>, 文献[4]利用互相关系数对 PCA 进行改进, 给出一种自适应 PCA 方法, 并与轮廓波变换结合, 未考虑到遥感图像的光谱特征。文献[5]利用粒子群优化给出一种自适应成分替代法, 得到自适应的权重系数, 未考虑到遥感图像的几何特征。上述方法可以在一定程度上降低光谱误差, 但仍未完全克服光谱误差较大的弊端。为进一步减少光谱信息损失, 人们开始提出基于多尺度变换的方法, 主要有小波变换 (WT)<sup>[6-7]</sup>、非下采样小波变换 (ATW)<sup>[8-10]</sup>、拉普拉斯金字塔变换 (LP)<sup>[11-12]</sup>、曲波变换 (Curvelet)<sup>[13]</sup>、非下采样轮廓波变换 (NSCT)<sup>[14-15]</sup> 及小波框架变换<sup>[16-18]</sup> 等。此类方法首先将图像从空间域转换到变换域, 然后针对变换系数的特点制定相应的融合规则, 最后将得到的融合系数进行逆变换得到融合图像。此外, 还有学者提出其他方法<sup>[19-22]</sup>, 文献[19]通过区域地图学习插值进行全色锐化, 文献[20]提出基于非局部参数的优化

收稿日期: 2016-04-18; 录用日期: 2016-06-02; 网络出版时间: 2016-09-06 17:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1705.013.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61671002); 北京市自然科学基金 (4152029)

\* 通讯作者: E-mail: xiaoyuanyang@vip.163.com

引用格式: 王敬凯, 杨小远. 基于框架域的随机游走全色锐化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 709-719.

WANG J K, YANG X Y. Framelet-based random walk pan-sharpening method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 709-719 (in Chinese).

模型,文献[21-22]将稀疏表示与细节注入模型结合。2015年,Vivone等对全色锐化方法进行了总结和比较分析<sup>[23]</sup>。

Grady将基于图论的随机游走方法应用于图像分割,此方法有助于对边缘轮廓信息的识别,且对弱边缘也有较好的提取效果<sup>[24-25]</sup>。Shen等将其推广到多曝光图像融合<sup>[26]</sup>,通过随机游走得到每个像素点的到达概率来确定融合权重。Hua等根据多聚焦图像的特点,重新构造随机游走协调函数,将其应用于多聚焦图像融合<sup>[27]</sup>。

文献[26-27]均是在空间域上建立随机游走融合模型,直接对像素点融合。由于多光谱图像经IHS变换后,其I通道仍包含了一部分光谱信息。如果利用随机游走在空间域对多光谱图像的I通道与直方图匹配后的全色图像(与I通道具有相同的均值和标准差)进行融合,虽然可以提高融合图像的空间分辨率,但会产生一定的光谱信息损失。针对此问题,将多光谱图像的I通道与匹配后的全色图像变换到框架域进行融合。I通道的低频框架系数包含了大部分光谱信息,为保留光谱信息,保持其不变,只对I通道和匹配后的全色图像的高频框架系数进行融合。

本文根据高频框架系数主要包含图像边缘轮廓信息的特点,建立基于随机游走的统计融合模型。此模型在构造随机游走协调函数时,考虑到每个高频框架系数的局部统计特征与相关性,又在基于图论的随机游走学习中,考虑到全局的高频框架系数,使得所得融合权重可以较好地度量高频框架系数包含的空间信息,有助于在融合过程中保留图像的边缘轮廓信息,进而提高融合图像的空间分辨率。

## 1 IHS变换与框架变换

### 1.1 图像的IHS变换

IHS变换(式(1))可以将多光谱图像的光谱信息与空间信息进行分离,其中光谱信息主要集中在H、S通道,空间信息主要集中在I通道<sup>[3]</sup>。因此H、S通道保持不变,将匹配后的全色图像与I通道进行融合,得到新的I通道 $I_f$ ,最后由逆IHS变换(式(2))<sup>[3]</sup>得到融合图像。

$$\begin{bmatrix} I \\ Z_1 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/3 & 1/3 & 1/3 \\ -\sqrt{2}/6 & -\sqrt{2}/6 & 2\sqrt{2}/6 \\ 1/\sqrt{2} & -1/\sqrt{2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R \\ G \\ B \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} R_f \\ G_f \\ B_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} \\ 1 & -1/\sqrt{2} & -1/\sqrt{2} \\ 1 & \sqrt{2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_f \\ Z_1 \\ Z_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $R$ 、 $G$ 、 $B$ 为多光谱图像的3个波段; $I$ 为多光谱图像的I通道; $Z_1$ 和 $Z_2$ 为2个中间量,H、S通道可由 $Z_1$ 和 $Z_2$ 推导得出,因此保持 $Z_1$ 和 $Z_2$ 不变即可; $I_f$ 为融合图像的I通道; $R_f$ 、 $G_f$ 、 $B_f$ 为融合图像的3个波段。

### 1.2 图像的框架变换

框架变换相比传统的小波变换具有冗余性且可以实现完全重构,已经有学者将其应用在图像融合中<sup>[16-18]</sup>。由于传统的框架变换不具备平移不变性,因此本文采用非下采样的框架变换,使变换具有平移不变性,且具备更好的冗余性<sup>[28]</sup>。利用线性B样条框架,通过酉拓展原理(UEP)<sup>[29]</sup>得到此框架变换的低通滤波器 $h_0 = \frac{1}{4}[1 \ 2 \ 1]$ ;

高通滤波器 $h_1 = -\frac{1}{4}[1 \ -2 \ 1]$ 及 $h_2 = \sqrt{2}/4 \cdot [-1 \ 0 \ 1]$ 。由上述滤波器,根据文献[28]给出的分解算法,对多光谱图像的I通道和匹配后的全色图像进行非下采样多尺度框架变换,每一尺度均可得到1个低频子带与8个高频子带,大小与原图像相同,均为 $M$ 行 $N$ 列的矩阵。此时,待融合的图像由空间域(由像素表示)变换到框架域(由低频与高频框架系数表示)。然后对得到的框架系数进行融合,最后由文献[28]给出的重构算法得到融合后的I通道 $I_f$ 。

## 2 随机游走基本原理

本节首先给出基于图论的随机游走,在此基础上,给出随机游走标记问题(未标记顶点到标记顶点的到达概率)的求解过程。

由图论,图可由顶点集与边集表示。顶点集为 $V = \{v_m, m = 1, 2, \dots, K + MN\} = \{Y, X\}$ , $v_m$ 为顶点, $Y = \{Y_l, l = 1, 2, \dots, K\}$ 为标记顶点集, $Y_l$ 用来标记 $K$ 个待融合的系数矩阵, $X = \{x_i, i = 1, 2, \dots, MN\}$ 为未标记顶点集,可看作 $MN$ 个随机变量, $x_i$ 为第 $i$ 个系数。边集为 $\mathcal{E} = \{e_{i,l}^1, e_{i,j}^2\}$ , $i, j = 1, 2, \dots, MN, l = 1, 2, \dots, K, e_{i,l}^1$ 为未标记顶点与标记顶点连接形成的边; $e_{i,j}^2$ 为未标记顶点之间连接形成的边,一般采用四邻域的方法进行连接。本文采用无向图,边 $e_{i,l}^1$ 与 $e_{i,j}^2$ 的权值可记为 $w_{i,l}^1$ 与 $w_{i,j}^2$ 。如无特别说明,文中的上标1,2均表示序号。综上,基于图论的随机游走如图1所示。

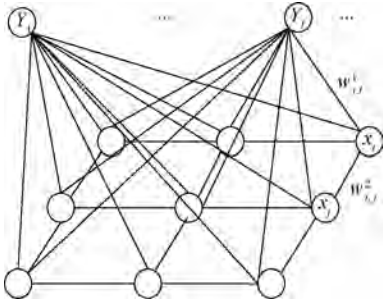


图 1 基于图论的随机游走

Fig. 1 Random walk based on graph theory

为得到未标记顶点到标记顶点的到达概率, 首先定义顶点间的协调函数为<sup>[26]</sup>

$$w_{m,n} = w(v_m, v_n) = \begin{cases} \alpha w_{m,n}^1 & v_m \in X, v_n \in Y \\ \beta w_{m,n}^2 & v_m, v_n \in X \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $w(v_m, v_n)$  为计算顶点  $v_m$  与  $v_n$  之间权值的协调函数,  $w_{m,n}$  为其简化表示;  $w_{m,n}^1$  为第  $m$  个未标记顶点与第  $n$  个标记顶点之间的权值;  $w_{m,n}^2$  为第  $m$  个未标记顶点与第  $n$  个未标记顶点之间的权值;  $\alpha$  与  $\beta$  为调节参数, 对权值  $w_{m,n}^1$  与  $w_{m,n}^2$  进行调节。

由文献[20]可知, 标记问题可以转化为求解相应的狄利克雷问题。令  $u(v_m)$  表示在点  $v_m$  处的能量, 图 1 系统的总能量  $E$  为<sup>[25]</sup>

$$E = \frac{1}{2} \sum_{(v_m, v_n) \in \varepsilon} w_{m,n} (u(v_m) - u(v_n))^2 \quad (4)$$

目标是找到满足  $\nabla^2 u = 0$  的调和函数  $u(\cdot)$ , 使  $E$  最小。此问题可有效利用矩阵运算, 定义拉普拉斯矩阵  $L$ <sup>[26]</sup>:

$$L_{m,n} = \begin{cases} d_m & m = n \\ -w_{m,n} & (v_m, v_n) \in \varepsilon \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $L_{m,n}$  为矩阵  $L$  在  $m$  行  $n$  列处的矩阵元素值,  $L$  的维数为  $(K + MN) \times (K + MN)$ ;  $d_m$  为在点  $v_m$  邻域处的度;  $w_{m,n}$  可由式(3)计算得到。

式(4)可以转化为矩阵表示

$$E = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_Y \\ \mathbf{u}_X \end{bmatrix}^T \mathbf{L} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_Y \\ \mathbf{u}_X \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_Y \\ \mathbf{u}_X \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \mathbf{L}_Y & \mathbf{F} \\ \mathbf{F}^T & \mathbf{L}_X \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_Y \\ \mathbf{u}_X \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{u}_Y$  和  $\mathbf{u}_X$  分别为标记的矩阵和未标记的矩阵;  $\mathbf{L}_Y$  和  $\mathbf{L}_X$  分别为标记顶点间连接的权值矩阵和未标记顶点间连接的权值矩阵;  $\mathbf{F}$  为未标记顶点与标记顶点间连接的权值矩阵。

最后通过求解  $\nabla E = 0$ , 关于  $\mathbf{u}_X$  求导, 将问题转化为线性方程组<sup>[26]</sup>:

$$\mathbf{L}_X \mathbf{u}_X = -\mathbf{F}^T \mathbf{u}_Y \quad (7)$$

赋值  $\mathbf{u}_Y$ , 求解式(7)得到  $\mathbf{u}_X$ , 然后由  $\mathbf{u}_X$  得到

未标记顶点到标记顶点的到达概率。

### 3 高频框架系数的统计融合模型

本节讨论高频框架系数的融合, 首先给出统计融合模型:

$$I_{i,s,k,i} = P_{s,k,i}^1 A_{s,k,i}^1 + P_{s,k,i}^2 A_{s,k,i}^2 \quad (8)$$

式中:  $I_{i,s,k,i}$  表示融合后的  $s$  尺度、 $k$  高频子带的第  $i$  个框架系数;  $A_{s,k,i}^1$  与  $A_{s,k,i}^2$  分别表示 I 通道与匹配后的全色图像的  $s$  尺度、 $k$  高频子带的第  $i$  个框架系数;  $P_{s,k,i}^1$  与  $P_{s,k,i}^2$  分别表示 I 通道与匹配后的全色图像的  $s$  尺度、 $k$  高频子带的第  $i$  个框架系数的融合权重;  $i = 1, 2, \dots, MN$ ;  $s = 1, 2, \dots, J$ ,  $J$  为分解尺度;  $k = 1, 2, \dots, 8$ , 表示 8 个高频子带。

模型中融合权重  $P_{s,k,i}^1$  与  $P_{s,k,i}^2$  未知, 根据第 2 节给出的随机游走基本原理, 将融合权重  $P_{s,k,i}^1$  与  $P_{s,k,i}^2$  的计算转化为随机游走标记问题的求解。用标记顶点表示待融合的高频子带, 未标记顶点表示高频子带中的每个框架系数。首先给出高频框架系数的统计特性, 然后在此基础上重新构造随机游走协调函数, 最后转化为求解线性方程组, 得到每个高频框架系数与所对应高频子带的概率关系, 即每个高频框架系数的融合权重。

#### 3.1 高频框架系数的统计特性

根据文献[30]总结的小波变换特性: 聚集性 (clustering) 与持续性 (persistence)。类似得出高频框架系数的统计特性: 同一尺度同一子带内的邻域相关性与不同尺度相同子带间的尺度相关性。邻域相关性: 如果一个框架系数是大(小)的, 则其相邻的系数也很可能是大(小)的, 如图 2(a) 所示。尺度相关性: 框架系数大(小)的属性沿尺度传递, 如图 2(b) 所示。其中,  $A_{s,k,i}$  为位于  $s$  尺度、 $k$  高频子带内第  $i$  个框架系数。

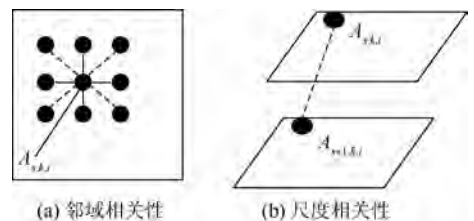


图 2 高频框架系数的邻域相关性与尺度相关性  
Fig. 2 Neighborhood correlation and scale correlation of high frequency framelet coefficients

3.2 基于高频框架系数统计特性的协调函数构造  
类比式(2), 定义关于  $s$  尺度、 $k$  高频子带的协调函数:

$$(w_{s,k})_{m,n} = w_{s,k}(v_m, v_n) = \begin{cases} k_n(w_{s,k}^1)_{m,n} & v_m \in X_{s,k}, v_n \in Y_{s,k} \\ (w_{s,k}^2)_{m,n} & v_m, v_n \in X_{s,k} \end{cases} \quad (9)$$

式中： $w_{s,k}(v_m, v_n)$ 、 $(w_{s,k})_{m,n}$ 、 $(w_{s,k}^1)_{m,n}$ 、 $(w_{s,k}^2)_{m,n}$ 、 $X_{s,k}$ 和 $Y_{s,k}$ 是对式(3)中变量的推广，用未标记顶点表示 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带的框架系数，标记顶点表示待融合的 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带；此外，本文取参数 $\alpha = k_n$  ( $k_n$ 为调节参数)， $\beta = 1$ ，可以对融合图像的空间分辨率与光谱误差进行调节，在4.3节参数选取中将会对 $k_n$ 的变化进行具体分析。

为将 $(w_{s,k}^1)_{m,n}$ 和 $(w_{s,k}^2)_{m,n}$ 的下标进行区分，本文用 $(w_{s,k}^1)_{i,l}$ 表示 $(w_{s,k}^1)_{m,n}$ ，用 $(w_{s,k}^2)_{i,j}$ 表示 $(w_{s,k}^2)_{m,n}$ 。此处 $i, j = 1, 2, \dots, MN$ ，表示 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带的第 $i, j$ 个框架系数；此外，由于本文是对2幅图像进行融合，所以取 $l = 1, 2$ ，分别代表多光谱图像的I通道和匹配后的全色图像。

### 3.2.1 $(w_{s,k}^1)_{i,l}$ 的构造

本节根据高频框架系数的邻域相关性与尺度相关性构造 $(w_{s,k}^1)_{i,l}$ 。

由3.1节知，高频框架系数具有邻域相关性，所以对高频框架系数进行度量时，需要考虑其邻域信息(四邻域或者八邻域，如图2(a)所示)的影响。本文先计算每个高频框架系数与其邻域均值的距离，然后再与其邻域的标准差做比值运算，具体计算过程见式(10)~式(12)。

$$\mu_{s,k,\delta}^l = \frac{1}{|\delta|} \sum_{v_j \in \delta} A_{s,k,i}^l \quad (10)$$

$$S_{s,k,\delta}^l = \frac{1}{|\delta|} \sum_{v_j \in \delta} (A_{s,k,i}^l - \mu_{s,k,\delta}^l)^2 \quad (11)$$

$$y_{s,k,i}^l = \frac{|A_{s,k,i}^l - \mu_{s,k,\delta}^l|}{\sqrt{S_{s,k,\delta}^l}} \quad (12)$$

式中： $l = 1, 2$ ； $\delta$ 为高频框架系数的邻域， $|\delta|$ 为邻域包含的系数个数； $\mu_{s,k,\delta}^l$ 与 $S_{s,k,\delta}^l$ 分别为高频框架系数邻域的均值与方差； $y_{s,k,i}^l$ 为高频框架系数的度量值， $y_{s,k,i}^l$ 越大，表明高频框架系数越显著，包含空间信息越多。

在式(12)中，仅考虑了高频框架系数在同一尺度下同一子带内的邻域相关性。由于本文采用多尺度框架变换，所以仍需考虑高频框架系数在不同尺度下的相关性影响。由3.1节知高频框架系数具有尺度相关性，如图2(b)所示。通过比较 $y_{s,k,i}^l$ 的大小以及I通道与匹配后的全色图像在不同尺度同一子带间的相关系数对 $y_{s,k,i}^l$ 进行修正，具体计算过程见式(13)~式(17)。

$$r(\mathbf{C}, \mathbf{D}) =$$

$$\frac{\sum_{a=1}^M \sum_{b=1}^N (C_{a,b} - \bar{C})(D_{a,b} - \bar{D})}{\sqrt{\sum_{a=1}^M \sum_{b=1}^N (C_{a,b} - \bar{C})^2 \sum_{a=1}^M \sum_{b=1}^N (D_{a,b} - \bar{D})^2}} \quad (13)$$

$$c_{(s,s+1),k}^l = r(\mathbf{A}_{s,k}^l, \mathbf{A}_{s+1,k}^l) \quad (14)$$

式中： $r$ 为计算矩阵 $\mathbf{C}$ 与 $\mathbf{D}$ 的相关系数； $C_{a,b}$ 和 $D_{a,b}$ 分别为矩阵 $\mathbf{C}$ 与 $\mathbf{D}$ 在 $a$ 行 $b$ 列的矩阵元素值； $\bar{C}$ 与 $\bar{D}$ 分别为矩阵 $\mathbf{C}$ 与 $\mathbf{D}$ 的均值； $l = 1, 2$ ； $\mathbf{A}_{s,k}^1$ 与 $\mathbf{A}_{s+1,k}^1$ 分别为I通道的 $s, s+1$ 尺度、 $k$ 高频子带矩阵， $\mathbf{A}_{s,k}^2$ 与 $\mathbf{A}_{s+1,k}^2$ 同上所述，为匹配后的全色图像； $c_{(s,s+1),k}^1$ 与 $c_{(s,s+1),k}^2$ 分别为I通道与匹配后的全色图像在不同尺度同一子带间的相关系数。

如果 $y_{s,k,i}^l < y_{s+1,k,i}^l$ ，则

$$y_{s,k,i}^l = |c_{(s,s+1),k}^l| y_{s+1,k,i}^l + (1 - |c_{(s,s+1),k}^l|) y_{s+1,k,i}^l \quad (15)$$

反之，则

$$y_{s+1,k,i}^l = |c_{(s,s+1),k}^l| y_{s,k,i}^l + (1 - |c_{(s,s+1),k}^l|) y_{s+1,k,i}^l \quad (16)$$

最后对 $y_{s,k,i}^l$ 进行归一化处理，得到

$$(w_{s,k}^1)_{i,l} = \frac{y_{s,k,i}^l}{\max(\mathbf{y}_{s,k}^l)} \quad (17)$$

式中： $\max(\mathbf{y}_{s,k}^l)$ 为求向量 $\mathbf{y}_{s,k}^l$ 所有元素中的最大值， $\mathbf{y}_{s,k}^l$ 为由元素 $y_{s,k,i}^l$ 组成的向量。

### 3.2.2 $(w_{s,k}^2)_{i,j}$ 的构造

本节根据高斯函数<sup>[21]</sup>构造 $(w_{s,k}^2)_{i,j}$ ：

$$(w_{s,k}^2)_{i,j} = \exp\left(-\frac{|f_{s,k,i} - f_{s,k,j}|}{\lambda}\right) \quad (18)$$

式中： $\lambda$ 取100； $i, j = 1, 2, \dots, MN$ ； $f_{s,k,i}$ 和 $f_{s,k,j}$ 表示 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带的第 $i, j$ 个系数的度量。

文献[21-22]均采用取均值的方法计算 $f_{s,k,i}$ ，但本文是在框架域上进行随机游走，需要考虑高频框架系数不同子带间的相关性影响。因此由I通道与匹配后的全色图像在同一尺度，相同高频子带间的相关系数计算 $f_{s,k,i}$ ，具体计算过程见式(19)和式(20)，同理可得 $f_{s,k,j}$ 。

$$f_{s,k,i} = |c_{s,k}| A_{s,k,i}^1 + (1 - |c_{s,k}|) A_{s,k,i}^2 \quad (19)$$

$$c_{s,k} = r(\mathbf{A}_{s,k}^1, \mathbf{A}_{s,k}^2) \quad (20)$$

式中： $c_{s,k}$ 为I通道与匹配后的全色图像在 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带间的相关系数。

综上分析，利用式(9)~式(20)可以得到基于高频框架系数统计特性的协调函数 $(w_{s,k})_{m,n}$ 。

## 3.3 高频框架系数融合权重的求解

本节通过求解随机游走标记问题，得到多光谱图像的I通道与匹配后的全色图像的 $s$ 尺度、 $k$

高频子带的融合权重。

本文将3.2节构造的协调函数代入第2节给出的随机游走标记问题的求解过程,将问题转化为线性方程组的求解:

$$\mathbf{L}_{X,s,k} \mathbf{u}_{X,s,k} = -\mathbf{F}_{s,k}^T \mathbf{u}_{Y,s,k} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{L}_{X,s,k}$ 、 $\mathbf{u}_{X,s,k}$ 、 $\mathbf{F}_{s,k}^T$ 和 $\mathbf{u}_{Y,s,k}$ 为在 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带意义下对 $\mathbf{L}_X$ 、 $\mathbf{u}_X$ 、 $\mathbf{F}^T$ 和 $\mathbf{u}_Y$ 的推广。

首先类比第2节给出的公式,由协调函数 $(w_{s,k})_{m,n}$ 构造新的拉普拉斯矩阵,进而确定矩阵 $\mathbf{L}_{X,s,k}$ 和 $\mathbf{F}_{s,k}^T$ 。然后,令 $\mathbf{u}_{Y,s,k} = [1 \ 0; 0 \ 1]^T$ ,求解式(21)得到 $\mathbf{u}_{X,s,k}$ :

$$\mathbf{u}_{X,s,k} = \begin{bmatrix} u_{X,s,k,1}^1 & u_{X,s,k,2}^1 & \cdots & u_{X,s,k,i}^1 & \cdots & u_{X,s,k,MN}^1 \\ u_{X,s,k,1}^2 & u_{X,s,k,2}^2 & \cdots & u_{X,s,k,i}^2 & \cdots & u_{X,s,k,MN}^2 \end{bmatrix}^T \quad (22)$$

式中: $u_{X,s,k,i}^1$ 与 $u_{X,s,k,i}^2$ 分别表示第1行和第2行的矩阵元素值。

利用 $\mathbf{u}_{X,s,k}$ 计算I通道与匹配后全色图像 $s$ 尺度、 $k$ 高频子带的第 $i$ 个框架系数的融合权重为

$$\begin{cases} P_{s,k,i}^1 = \frac{u_{X,s,k,i}^1}{u_{X,s,k,i}^1 + u_{X,s,k,i}^2} \\ P_{s,k,i}^2 = 1 - P_{s,k,i}^1 \end{cases} \quad (23)$$

最后将融合权重 $P_{s,k,i}^1$ 与 $P_{s,k,i}^2$ 代入式(8),即可得到融合后的高频框架系数。

### 3.4 融合算法流程

**步骤1** 对多光谱图像进行IHS变换(见式(1)),得到多光谱图像的I通道,并利用I通道对全色图像进行直方图匹配,使全色图像与I通道具有相同的均值和标准差<sup>[17]</sup>。

**步骤2** 利用非下采样框架变换分别对多光谱图像的I通道和匹配后的全色图像进行多尺度框架分解,得到低、高频框架系数。

**步骤3** 框架系数融合。低频:保留多光谱图像的I通道的低频框架系数;高频:利用基于随机游走的统计融合模型对多光谱图像的I通道和匹配后的全色图像的高频框架系数进行融合(见式(8))。

**步骤4** 对融合后的框架系数进行重构,得到融合全色图像空间信息的新的I通道 $\mathbf{I}_f$ 。

**步骤5** 用 $\mathbf{I}_f$ 替换 $\mathbf{I}$ ,进行逆IHS变换(见式(2)),得到具有高空间分辨率的多光谱图像。

## 4 实验与结果分析

### 4.1 实验数据与评价指标

选取2类常见的遥感卫星拍摄的全色图像与

多光谱图像进行图像融合实验:Quick Bird 遥感卫星拍摄的Pyramids全色图像(PY-PAN)与Pyramids多光谱图像(PY-MS)融合;Landsat 7 ETM + 遥感卫星拍摄的Wenzhou全色图像(WZ-PAN)与Wenzhou多光谱图像(WZ-MS)融合。全色图像和多光谱图像如图3所示。选取的图像大小均为512像素×512像素,利用MATLAB-2012a对选取的图像按照3.4节给出的算法流程进行编程实验。

在客观评价中,从光谱误差与空间分辨率2个角度分析融合效果,采用全色锐化常用的3个评价指标:相对平均光谱误差(RASE)<sup>[31]</sup>,相对无维全局光谱误差(ERGAS)<sup>[31]</sup>,空间相关系数(SCC)<sup>[32]</sup>。

由文献[31]可知,RASE与ERGAS从光谱误差的角度衡量融合效果,RASE与ERGAS的值越小,表明光谱误差越小,它们的理想值为0,其定义分别为

$$RASE = \frac{100}{Q} \sqrt{\frac{1}{U} \sum_{t=1}^U RMSE^2(t)} \quad (24)$$

$$ERGAS = 100 g \sqrt{\frac{1}{U} \sum_{t=1}^U \frac{RMSE^2(t)}{a^2(t)}} \quad (25)$$

式中: $U$ 为波段总数; $Q$ 为参考图像所有波段的均值; $RMSE(t)$ 为融合图像与参考图像的第 $t$ 波段的均方根误差; $g$ 为全色图像与多光谱图像的像素大小的比值; $a(t)$ 为参考图像的第 $t$ 波段的均值。

由文献[32],SCC用来衡量融合图像的空间

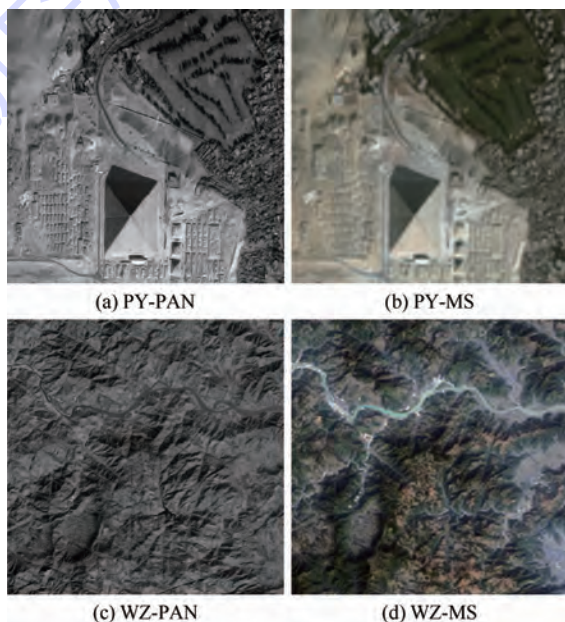


图3 全色图像与多光谱图像

Fig. 3 Panchromatic images and multispectral images

分辨率,利用拉普拉斯滤波器(见式(26))提取全色图像与融合后的I通道的高频信息,然后计算相关系数,SCC的值越大,表明融合图像的空间分辨率越高,其理想值为1。

$$M_{lap} = \begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 \\ -1 & 8 & -1 \\ -1 & -1 & -1 \end{bmatrix} \quad (26)$$

## 4.2 参数选取

### 4.2.1 分解尺度 $J$ 的分析

本节讨论分解尺度  $J$  的选取,取  $k_1 = k_2 = 1$  保持不变,  $J$  分别取 2、3、4 进行仿真实验,实验结果见表 1,括号内为评价指标的理想值。

表 1 不同分解尺度的融合结果

Table 1 Fusion results for different decomposition level

图像	$J$	RASE(0)	ERGAS(0)	SCC(1)
PY-PAN + PY-MS4	2	3.3788	0.8458	0.9720
	3	4.3365	1.0842	0.9789
	4	5.0120	1.2515	0.9796
WZ-PAN + WZ-MS	2	6.1765	3.0925	0.9706
	3	9.1356	4.5667	0.9769
	4	10.2174	5.1061	0.9774

由表 1 可知,随着分解尺度  $J$  的增加,融合图像的空间分辨率提升,但光谱误差增大。在  $J$  取 2 时,融合图像的空间分辨率已经较高,随着  $J$  的增加,空间分辨率没有明显提升,又考虑到光谱误差与实验运行时间,所以本文取  $J$  为 2 时进行融合实验。

### 4.2.2 参数 $k_n$ 的分析

由于只对 2 幅图像融合,所以只需讨论  $k_1$  与  $k_2$  变化对融合效果的影响。为分别看其影响,分 2 种情况进行讨论:固定  $k_2 = 1$ ,令  $k_1$  从 0.1 到 2 变化,间隔取 0.05;固定  $k_1 = 1$ ,令  $k_2$  从 0.1 到 2 变化,间隔取 0.05。按照上述思想,对 2 类遥感图像进行融合实验。PY 图像融合以及 WZ 图像融合的评价指标随  $k_1$  与  $k_2$  变化的曲线图见图 4。

由图 4 可以发现: $k_2$  保持不变时,随着  $k_1$  的增大,融合图像的空间分辨率逐渐提高,但光谱误差逐渐增大; $k_1$  保持不变时,随着  $k_2$  的增大,融合图像的光谱误差逐渐减小,但融合图像的空间分辨率逐渐减小。因此,本文只需固定其中一个参数,令另一个参数变化,即可得到不同情况下的融合图像。由图 4 还可以发现:固定  $k_2$ ,而  $k_1$  变化时,评价指标在初始时波动较大,虽然可以得到较低的光谱误差,但空间分辨率更低,不符合实际需求。所以本文固定  $k_1 = 1$ ,令  $k_2$  从 0.1 到 2 进行变化,融合实验结果见表 2。

由表 2 可知,当  $k_1$  为 1,  $k_2$  大于 1 时,融合图

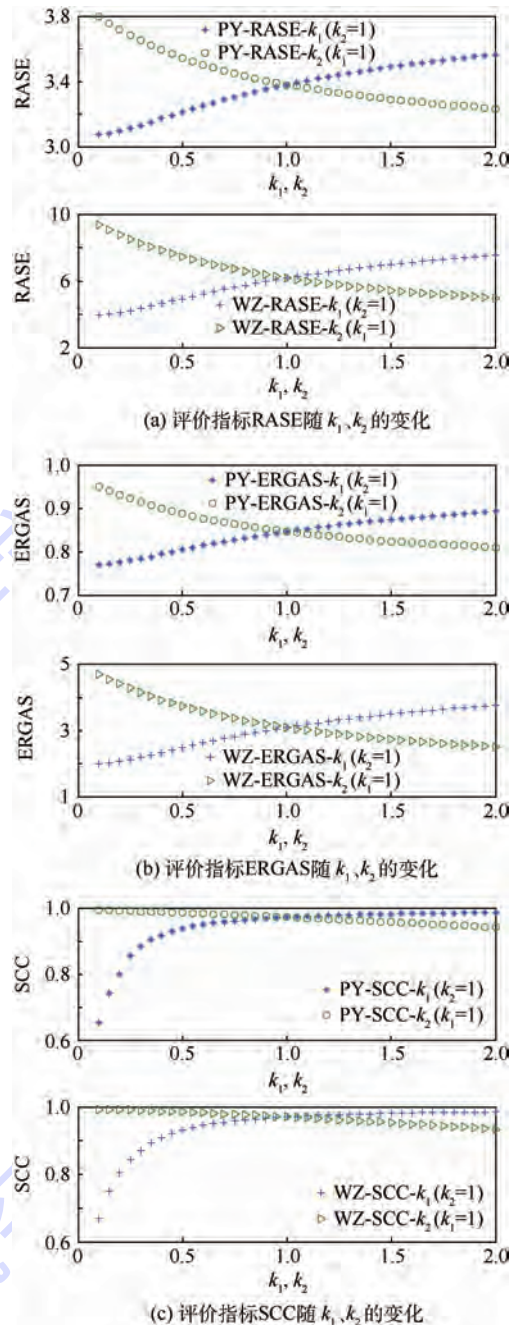


图 4 评价指标随  $k_1, k_2$  的变化

Fig. 4 Variation of evaluation indices with  $k_1$  and  $k_2$

像的空间分辨率变得较低,不符合实际需求。因此  $k_1$  为 1,  $k_2$  的范围在 0 与 1 之间时,可以在空间分辨率与光谱误差之间达到较好的平衡。

## 4.3 与其他全色锐化方法的比较

本节将基于框架域的随机游走全色锐化方法(NFT + RW)与基于空间域的随机游走融合方法(RW)<sup>[27]</sup>及其他 8 种主流全色锐化方法做比较,包括:Gram-Schmidt 正交化法(GS)<sup>[2]</sup>、IHS 变换法(IHS)<sup>[3]</sup>、基于广义金字塔变换与调制传递函数的方法(MTF + GLP)<sup>[12]</sup>、基于非下采样小波变换的上下文驱动融合方法(AWT + CDWL)<sup>[9]</sup>、

表 2 取不同  $k_2$  的融合结果

Table 2 Fusion results for different  $k_2$

图像	$k_2$	RASE(0)	ERGAS(0)	SCC(1)
PY-PAN + PY-MS	0.1	3.796 0	0.950 1	0.993 1
	0.5	3.544 8	0.887 4	0.985 3
	0.9	3.403 2	0.852 0	0.974 9
	1.0	3.378 8	0.845 8	0.972 0
	1.1	3.358 4	0.840 7	0.969 2
	1.5	3.289 3	0.823 6	0.957 2
	1.9	3.243 3	0.812 2	0.944 8
WZ-PAN + WZ-MS	2.0	3.232 6	0.809 5	0.941 7
	0.1	9.374 3	4.686 2	0.991 8
	0.5	7.468 1	3.735 7	0.985 1
	0.9	6.377 2	3.192 3	0.973 8
	1.0	6.176 5	3.092 5	0.970 6
	1.1	5.996 6	3.003 0	0.967 3
	1.5	5.439 3	2.725 9	0.953 0
1.9	5.062 7	2.538 8	0.938 1	
2.0	4.986 7	2.501 1	0.934 3	

光谱误差最小注入方法(AWT + SDM)<sup>[10]</sup>、基于非下采样轮廓波变换的图像融合方法(NSCT)<sup>[14]</sup>、基于不可分离框架提升变换的协方差交叉融合方法(NFLT + CI)<sup>[17]</sup>以及基于稀疏表示与细节注入模型的全色锐化方法(SRDIP)<sup>[22]</sup>。

用上述全色锐化方法对 2 类图像:PY-MS 与 PY-PAN 以及 WZ-MS 与 WZ-PAN 进行融合实验,其中本文方法的参数  $k_2$  取 3 种情况: $k_2 = 0.1, 0.5, 0.9$ 。从客观评价指标和主观融合效果 2 个角度对比分析,客观评价指标见表 3,融合图像见图 5,分别用 PY-FUS 与 WZ-FUS 表示融合后的图像。

由表 3,从客观评价指标分析。首先在 2 类图像融合中,NFT + RW 方法均可得到比传统的 RW 方法更优的评价指标值。其次,GS 与 IHS 方法虽然可以得到较高的 SCC 值,但其 RASE 与 ERGAS 值过大。这表明,成分替代法虽然可以大幅提高融合图像的空间分辨率,但会造成较大的光谱误差。在基于多尺度变换的方法中,分析 PY 图像融合:NFT + RW 方法的评价指标值优于 MTF + GLP、AWT + CDWL 和 NFLT + CI 方法。虽然 NSCT 与 AWT + SDM 方法的 SCC 值略高于 NFT + RW 方法,但其 RASE、ERGAS 值远大于 NFT + RW 方法;同样分析 WZ 图像融合:NFT + RW 方法的评价指标值优于 MTF + GLP、AWT + SDM AWT + CDWL、和 NFLT + CI 方法。虽然 NSCT 方法的 SCC 值略高于 NFT + RW 方法,但其 RASE、ERGAS 值是 NFT + RW 方法的 2 倍左右,即光谱误差远大于 NFT + RW 方法。此外,NFT +

表 3 不同融合方法的融合结果

Table 3 Fusion results of different fusion methods

图像	融合方法	RASE(0)	ERGAS(0)	SCC(1)
PY-PAN + PY-MS	GS	14.453 6	3.626 0	0.998 8
	IHS	13.193 0	3.272 8	0.999 6
	MTF + GLP	3.950 3	0.990 7	0.966 1
	AWT + CDWL	4.964 8	1.237 3	0.903 9
	AWT + SDM	6.793 1	1.695 0	0.993 9
	NSCT	7.863 2	1.995 9	0.999 0
	NFLT + CI	3.959 7	0.990 7	0.960 0
	SRDIP	3.742 8	0.935 3	0.948 0
	RW	9.485 9	2.355 0	0.986 5
	NFT + RW ( $k_2 = 0.1$ )	3.796 0	0.950 1	0.993 1
WZ-PAN + WZ-MS	NFT + RW ( $k_2 = 0.5$ )	3.544 8	0.887 4	0.985 3
	NFT + RW ( $k_2 = 0.9$ )	3.403 2	0.852 0	0.974 9
	GS	32.363 8	16.231 3	0.990 1
	IHS	33.678 2	16.822 8	0.999 5
	MTF + GLP	6.440 0	3.232 3	0.868 9
	AWT + CDWL	13.256 7	6.614 3	0.931 9
	AWT + SDM	18.870 9	9.419 8	0.949 8
	NSCT	16.173 3	8.102 5	0.996 6
	NFLT + CI	6.437 4	3.223 8	0.956 3
	SRDIP	7.792 3	3.891 6	0.943 9
WZ-PAN + WZ-MS	RW	21.363 4	10.672 8	0.982 4
	NFT + RW ( $k_2 = 0.1$ )	9.374 3	4.686 2	0.991 8
	NFT + RW ( $k_2 = 0.5$ )	7.468 1	3.735 7	0.985 1
	NFT + RW ( $k_2 = 0.9$ )	6.377 2	3.192 3	0.973 8

RW 方法在 2 类图像融合中的评价指标值均优于 SRDIP 方法。综上,权衡空间分辨率与光谱误差的评价指标值,NFT + RW 方法可以在保持光谱误差较低的情况下,使融合图像空间分辨率提高,优于传统的 RW 方法和其他全色锐化方法。

由图 5,从主观融合效果分析。首先可以发现 2 类图像融合中,成分替代法 GS 与 IHS 以及传统的 RW 方法都会产生光谱扭曲现象。然后,观察基于多尺度变换的融合图像:在 PY 图像融合中,本文方法所得融合图像的边缘轮廓比 MTF + GLP、AWT + CDWL 和 NFLT + CI 方法清晰且光谱特性保持得更好。虽然 NSCT 与 AWT + SDM 方法所得融合图像的边缘轮廓的清晰度略优于 NFT + RW 方法,但其融合图像在草地区域发生较大的光谱扭曲;在 WZ 图像融合中,与 NFT + RW 方法相比,AWT + CDWL、AWT + SDM、NSCT 方法仍有较明显的光谱扭曲现象。虽然 MTF + GLP、NFLT + CI 和 SRDIP 方法在光谱特性保持方面与 NFT + RW 方法接近,但其边缘轮廓不如 NFT + RW 方法清晰。综上,权衡融合图像的光谱特性与空间分辨率,NFT + RW 方法在主观融合效果上也优于传统的 RW 方法和其他全色锐化方法。

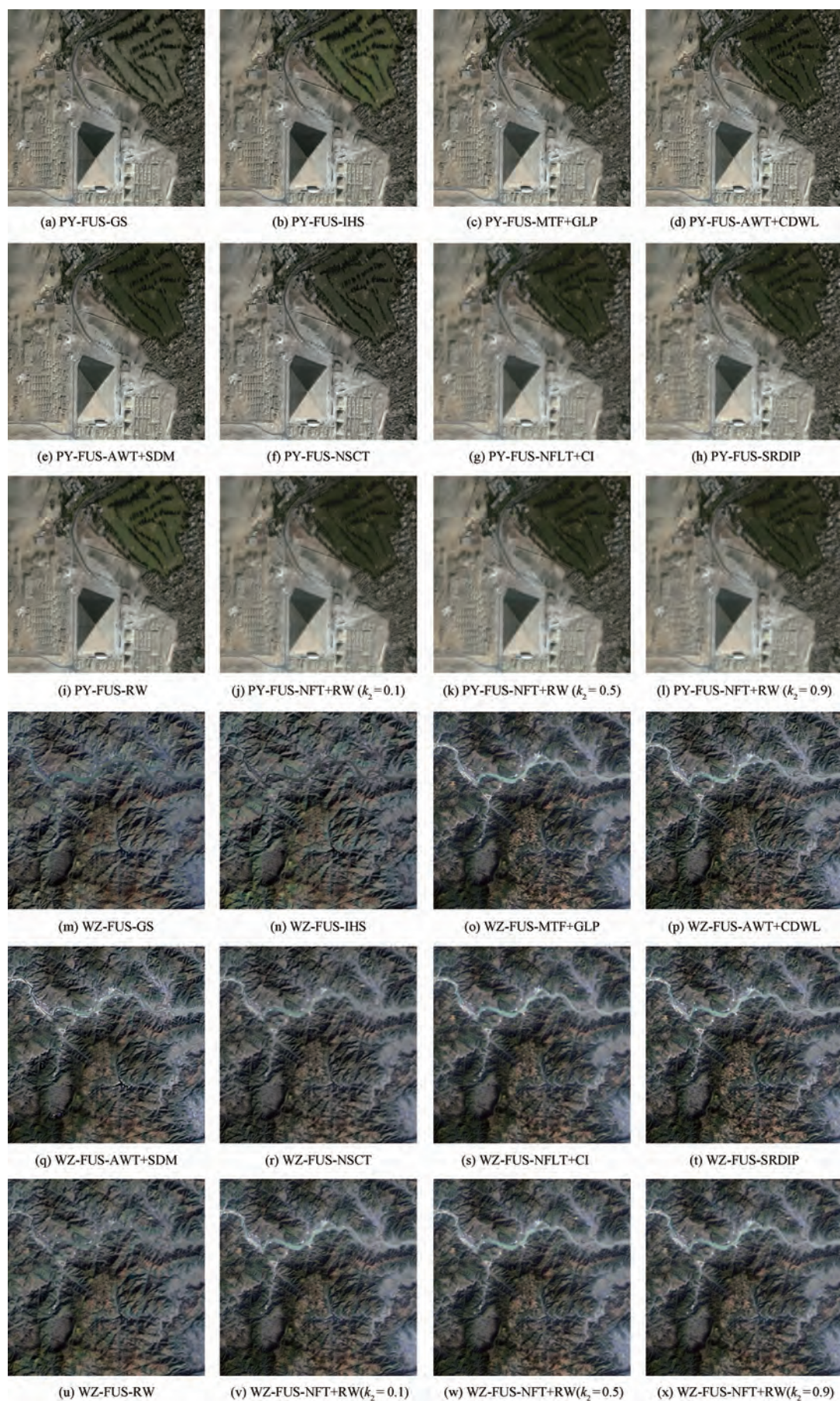


图5 融合图像

Fig. 5 Fusion images

#### 4.4 计算复杂度

假设图像的像素个数为  $MN$ , 框架变换的分解尺度为  $J$ , 则算法中 IHS 变换的计算复杂度为  $O(MN)$ , 直方图匹配的计算复杂度为  $O(MN)$ , 非下采样框架变换的计算复杂度为  $O(JMN)$ , 协调函数构造的计算复杂度为  $O(JMN)$ , 稀疏线性方程组求解采用共轭梯度平方法<sup>[33]</sup>, 其计算复杂度与稀疏矩阵非零元的个数与以及迭代次数  $Iter$  有关, 为  $O(IterJMN)$ 。综上, 本文方法的计算复杂度与图像大小、分解次数以及迭代次数有关。为与其他方法进行比较, 本文统一利用 MATLAB 在 3.4 GHz 主频与 8 GB 内存的电脑环境下运行不同全色锐化方法的程序, 得到运行时间见表 4。由表 4 可知, 本文方法的运行时间为 7 s 左右, 优于 MTF + GLP 与 SRDIP 方法。又因为本文方法基于框架域进行分析, 并在框架系数融合中考虑到每个框架系数的局部统计特征, 在得到较好结果的同时, 增加了一定的计算复杂度, 与 GS、IHS 和 AWT 等方法相比, 运行时间相对较长, 可以用并行计算进行加速。综上, 本文方法的计算复杂度适中, 并由 4.3 节知, 相比计算简单的方法, 其融合结果更好。

表 4 不同融合方法的运行时间

Table 4 Elapsed time of different fusion methods

融合方法	PY 图像融合	WZ 图像融合
GS	0.1956	0.2326
IHS	0.1143	0.1176
MTF + GLP	73.7185	72.5311
AWT + CDWL	0.8355	0.8774
AWT + SDM	0.7185	0.7795
NSCT	4.8544	4.8736
NFLT + CI	0.5570	0.3948
SRDIP	1243.1256	1306.8966
RW	1.6520	1.6665
NFT + RW ( $k_2 = 0.1$ )	7.5135	7.2322
NFT + RW ( $k_2 = 0.5$ )	7.5109	7.2542
NFT + RW ( $k_2 = 0.9$ )	7.5301	7.3754

## 5 结论

1) 提出一种基于框架域的随机游走全色锐化方法。在低频融合中, 为保留光谱信息, 保持多光谱图像 I 通道的低频框架系数不变; 在高频融合中, 为提高空间分辨率, 建立基于随机游走的统计融合模型。该模型根据高频框架系数的统计特性, 重新构造随机游走协调函数, 通过求解框架域上的随机游走标记问题得到高频框架系数的融合权重。

2) 在实验中, 利用新给出的全色锐化方法对

2 类遥感图像进行融合, 并与 8 种主流全色锐化方法以及基于空间域的随机游走融合方法比较。从客观评价指标与主观融合效果 2 个方面可知本文方法可以在光谱误差减小与空间分辨率提高之间达到较好的平衡, 并且有利于保持边缘轮廓的清晰, 避免光谱扭曲现象。

#### 参考文献 (References)

- [1] CHAVEZ P S, SIDES J S C, ANDERSON J A. Comparison of three different methods to merge multiresolution and multispectral data Landsat TM and SPOT panchromatic[J]. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 1991, 57(3): 265-303.
- [2] LABEN C A, BROWER B V. Process for enhancing the spatial resolution of multispectral imagery using pan-sharpening: US 6011875 A[P]. 2000-04-01.
- [3] TU T M, SU S C, SHYU H C, et al. A new look at IHS-like image fusion methods[J]. Information Fusion, 2001, 2(3): 177-186.
- [4] SHAH V P, YOUNAN N H, KING R L. An efficient pan-sharpening method via a combined adaptive PCA approach and contourlets[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2008, 46(5): 1323-1335.
- [5] WANG W, JIAO L, YANG S. Novel adaptive component substitution based pan-sharpening using particle swarm optimization[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2015, 12(4): 781-785.
- [6] ZHOU J, CIVCO D L, SILANDER J A. A wavelet transform method to merge Landsat TM and SPOT panchromatic data[J]. International Journal of Remote Sensing, 1998, 19(4): 743-757.
- [7] 袁晓冬, 李超, 盛浩. 小波多分辨分量相关性图像融合方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 847-852.
- [8] YUAN X D, LI C, SHENG H. Wavelet multi resolution weight correlation image fusion method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 847-852 (in Chinese).
- [9] NUNEZ J, OTAZU X, FORS O, et al. Multiresolution based image fusion with additive wavelet decomposition[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1999, 37(3): 1204-1211.
- [10] GARZELLI A, BENELLI G, BARONI M, et al. Improving wavelet based merging of panchromatic and multispectral images by contextual information[J]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2001, 4170: 82-91.
- [11] GARZELLI A, NENCINI F. Interband structure modeling for Pan-sharpening of very high-resolution multispectral images[J]. Information Fusion, 2005, 6(3): 213-224.
- [12] AIAZZI B, ALPARONE L, BARONTI S, et al. Context driven fusion of high spatial and spectral resolution images based on oversampled multiresolution analysis[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2002, 40(10): 2300-2312.
- [13] AIAZZI B, ALPARONE L, BARONTI S, et al. MTF-tailored

- multiscale fusion of high-resolution MS and Pan imagery [J]. *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing*, 2006, 72 (5):591-596.
- [13] CHOI M, KIM R Y, NAM M R, et al. Fusion of multispectral and panchromatic satellite images using the curvelet transform [J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2005, 2 (2):136-140.
- [14] 贾建, 焦李成, 孙强. 基于非下采样 Contourlet 变换的多传感器图像融合 [J]. *电子学报*, 2007, 35 (10):1934-1938.  
JIA J, JIAO L C, SUN Q. The nonsubsamped contourlet transform in multisensory images fusion [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2007, 35 (10):1934-1938 (in Chinese).
- [15] 陶旭婷, 和红杰, 陈帆, 等. 基于局部相关性的遥感图像全色锐化算法 [J]. *光子学报*, 2014, 43 (3):310003-1-310003-6.  
TAO X T, HE H J, CHEN F, et al. Pan-sharpening algorithm for remote sensing images based on local correlation [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2014, 43 (3):310003-1-310003-6 (in Chinese).
- [16] LI S, KWOK J T, WANG Y. Using the discrete wavelet frame transform to merge Landsat TM and SPOT panchromatic images [J]. *Information Fusion*, 2002, 3 (1):17-23.
- [17] SHI Y, YANG X Y, CHENG T. Pansharpening of multispectral images using the nonseparable framelet lifting transform with high vanishing moments [J]. *Information Fusion*, 2014, 20 (1):213-224.
- [18] FANG F, ZHANG G, LI F, et al. Framelet based pan-sharpening via a variational method [J]. *Neurocomputing*, 2014, 129 (1):362-377.
- [19] SHI C, LIU F, LI L, et al. Learning interpolation via regional map for pan-sharpening [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2015, 53 (6):3417-3431.
- [20] GARZELLI A. Pansharpening of multispectral images based on nonlocal parameter optimization [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2015, 53 (4):2096-2107.
- [21] VICINANZA M R, RESTAINO R, VIVONE G, et al. A pansharpening method based on the sparse representation of injected details [J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2015, 12 (1):180-184.
- [22] YIN H T. Sparse representation based pansharpening with details injection model [J]. *Signal Processing*, 2015, 113:218-227.
- [23] VIVONE G, ALPARONE L, CHANUSSOT J, et al. A critical comparison among pansharpening algorithms [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2015, 53 (5):2565-2586.
- [24] GRADY L. Multilabel random walker image segmentation using prior models [C] // *Proceedings of the 2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2005:763-770.
- [25] GRADY L. Random walks for image segmentation [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2006, 28 (11):1768-1783.
- [26] SHEN R, CHENG I, SHI J, et al. Generalized random walks for fusion of multi-exposure images [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2011, 20 (12):3634-3646.
- [27] HUA K L, WANG H C, RUSDI A H, et al. A novel multi-focus image fusion algorithm based on random walks [J]. *Journal of Visual Communication and Image Representation*, 2014, 25 (5):951-962.
- [28] SHI Y, YANG X Y, GUO Y H. Translation invariant directional framelet transform combined with gabor filters for image denoising [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2014, 23 (1):44-55.
- [29] DAUBECHIES I, HAN B, RON A, et al. Framelets; MRA-based constructions of wavelet frames [J]. *Applied and Computational Harmonic Analysis*, 2003, 14 (1):1-46.
- [30] CROUSE M S, NOWAK R D, BARANIUK R G. Wavelet-based statistical signal processing using hidden Markov models [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 1998, 46 (4):886-902.
- [31] WALD L. Quality of high resolution synthesised images; Is there a simple criterion? [C] // *Proceedings of the third Conference "Fusion of Earth Data; Merging Point Measurements, Raster Maps and Remotely Sensed Images"*. [S. l.]:SEE/URISCA, 2000:99-103.
- [32] OTAZU X, GONZALEZ-AUDICANA M, FORS O, et al. Introduction of sensor spectral response into image fusion methods. Application to wavelet-based methods [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2005, 43 (10):2376-2385.
- [33] SONNEVELD P. CGS, a fast lanczos-type solver for nonsymmetric linear systems [J]. *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*, 1989, 10 (1):36-52.

#### 作者简介:

王敬凯 男, 博士研究生。主要研究方向: 多源遥感图像融合。

杨小远 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 应用调和分析与图像处理。

## Framelet-based random walk pan-sharpening method

WANG Jingkai, YANG Xiaoyuan\*

(School of Mathematics and Systems Science, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** A novel pan-sharpening method was proposed for the fusion of multispectral image and panchromatic image. First, the original image was transformed from spatial domain to framelet domain by intensity, hue, saturation (IHS) transform and non-subsampled framelet transform. Second, the statistical fusion model of high frequency framelet coefficients was established with the random walk method based on graph theory. On basis of the neighborhood correlation and scale correlation of high frequency framelet coefficients, the novel compatibility function for random walk was constructed. Finally, the fusion weight estimation of high frequency framelet coefficients was translated into the solution of the random walk labeled problem. Experimental results show that the proposed method is beneficial to keep the spectral information and edge contour information of the image. It can reduce the spectral distortion while improve the spatial resolution simultaneously, and it outperforms the other state-of-the-art pan-sharpening methods.

**Keywords:** pan-sharpening; framelet transform; random walk; multispectral image; panchromatic image

**Received:** 2016-04-18; **Accepted:** 2016-06-02; **Published online:** 2016-09-06 17:05

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1705.013.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1705.013.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61671002); Beijing Municipal Natural Science Foundation (4152029)

\* **Corresponding author.** E-mail: xiaoyuanyang@vip.163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0312

# 面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制

李勤勇<sup>1</sup>, 宋建功<sup>1</sup>, 高世伟<sup>1,2</sup>, 杜建海<sup>1</sup>, 吕江花<sup>1,\*</sup>, 马世龙<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083; 2. 北京航天控制仪器研究所, 北京 100039)

摘

要: 由于面向地震应急响应系统(EERS)的研判模型有其自身特点,传统决策支持系统中模型管理方法并不能较好地满足其管理需求。提出一种面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制(LC-MM),包括3个部分:①研判资源建模环境,由研判模型描述/控制语言(MDCL)和数据源描述/控制语言(DSDCL)组成;②研判资源协同交互框架,该框架分为4层,主要包括应用环境上下文 App\_Context、模型调用者 Model\_Invoker 和数据通道 Data\_Channel 3个 Agent 组件;③研判资源协同交互协议,该协议将研判任务、研判模型和数据源的紧耦合关系分解为上述 Agent 组件之间的协同交互关系。实际应用表明,LC-MM 能够有效屏蔽研判资源的异构性,提高 EERS 的可扩展性、动态适应性以及平台无关性,能够较好地满足 EERS 中研判模型的管理需求。

关键词: 模型管理; 数据源; 决策支持系统; Agent 系统; 地震应急响应

中图分类号: TP311.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)04-0720-11

地震灾害发生后,为了提高救援质量,需要及时掌握一定程度的相关区域的受灾情况。然而,由于地震后震区道路、通讯设施等均遭受不同程度的损毁,相关灾情信息很难在短时间内被有效获取<sup>[1]</sup>。灾情信息获取时间长与应急决策时间短的矛盾成为地震应急响应决策过程的主要矛盾。

地震应急响应系统是一类决策支持系统,通过实时监控震情告警信息源捕获地震事件。一旦捕获到地震事件,则立即使用相关研判模型对地震震情、灾情进行研判。研判模型一般由行业专家提出<sup>[2]</sup>。研判模型的计算需要相关区域的基础地理数据、业务数据以及实时灾情数据支持,本文中上述数据统称为支持研判模型计算的数据源,简称数据源;将研判模型和数据源统称为研判资源。

目前地震应急响应系统在设计实现时一般将研判模型、数据源和研判任务紧耦合,封装为计算组件。这样设计的缺点在于:①有可能阻碍应用系统的研发进度;②不利于在系统使用过程中对研判模型进行更新和扩展;③不利于在系统使用过程中对数据源进行更新和扩展;④如果模型计算过程中出现错误或意外情况,难以进行分析和错误定位。

为了解决上述问题,相关研究者对决策支持系统中的模型管理<sup>[3]</sup>问题进行了深入研究,主要集中在4个方面<sup>[4]</sup>:模型表示<sup>[5-6]</sup>、模型集成<sup>[7]</sup>、模型组合<sup>[8-9]</sup>以及模型实现<sup>[10-11]</sup>。主要方法和技术包括结构化建模方法(SM)<sup>[12-16]</sup>、基于过滤器空间(filter space)的方法<sup>[17-19]</sup>、基于面向对象的方法<sup>[20]</sup>和基于 Web Service 的方法<sup>[21-23]</sup>等。这些方法在一定程度上解决了传统决策支持系统中模

收稿日期: 2016-04-18; 录用日期: 2016-07-14; 网络出版时间: 2016-11-07 09:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161107.0955.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61300007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-106, YWF-14-JSXY-007); 软件开发环境国家重点实验室自由探索基金(SKLSDE-2015ZX-09, SKLSDE-2014-ZX-06)

\* 通讯作者: E-mail: jhlv@nlsde.buaa.edu.cn

引用格式: 李勤勇, 宋建功, 高世伟, 等. 面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 720-730. LI Q Y, SONG J G, GAO S W, et al. A loose-coupled mechanism of analysis model management for earthquake emergency response[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 720-730 (in Chinese).

型表示以及共享的问题。

不同于传统决策支持系统中使用的模型<sup>[24-25]</sup>,地震应急响应过程中使用的研判模型有其自身特点和应用需求:①研判模型输入变量包含多种数据类型:既包括普通数据也包括地理空间数据和几何数据等<sup>[26]</sup>,因此可以将此类研判模型归类于地理空间模型<sup>[27]</sup>;②研判模型需要支持实时多源多数据类型的灾情数据接入<sup>[28]</sup>;③研判模型的计算过程可以分为2个阶段,即数据获取阶段和计算阶段;④由于涉及海量地理空间数据,研判模型的计算过程可能持续较长时间<sup>[29]</sup>,这就要求研判模型能够灵活适应计算环境。

国内外很多研究者对地理空间模型的表示和共享进行了深入研究,主要方法包括:基于脚本的方法<sup>[30-31]</sup>、基于 Web Service 的方法<sup>[32-33]</sup>和元模型(meta model)方法<sup>[34-35]</sup>。基于脚本的方法在编排模型执行顺序上具有一定优势,但缺点在于没有将研判模型、数据源以及研判任务松耦合,可扩展性不强;Web Service 是一种分离具体实现过程和调用接口的有效途径,但是不管使用 WSDL 或是 REST 描述 Web 服务时都缺乏对空间地理对象、几何对象等复杂数据类型的描述能力,因此难以符合地震应急研判模型的表示需求;基于元模型的表示方法过于繁琐,实现较为复杂,并不符合地震应急响应的应用需求。

针对上述问题,本文提出一种面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制(LC-MM)。LC-MM包括3个部分:研判资源建模环境、研判资源协同交互框架以及研判资源协同交互协议。研判资源建模环境由2种建模语言组成:研判模型描述/控制语言(MDCL)和数据源描述/控制语言(DSDCL)。在研判资源建模环境的基础上,设计一种基于 Agent 的研判资源协同交互框架,并基于该框架设计了一组协同交互协议,该框架和协议将研判模型、数据源和研判任务之间的紧耦合关系分解为 App\_Context、Model\_Invoker 和 Data\_Channel 3个 Agent 部件之间的协同交互关系。

对 LC-MM 的实际应用表明,该机制能够有效降低研判模型、数据源和研判任务之间的紧耦合性,提高此类地震应急系统的可扩展性、动态适用性和平台无关性,从而提高地震应急决策质量提供一定帮助。

## 1 研判资源形式化建模

### 1.1 研判模型

定义1 研判模型 Analysis\_Model = ( Model\_

Name, Inputs, Params, PROC, Outputs)。其中:Model\_Name 为研判模型名称,唯一标识一个研判模型;Inputs 为该研判模型的输入变量序列;Params 为该研判模型的参数序列;PROC 为该研判模型的计算过程;Outputs 为该研判模型的输出变量序列。

以下分别给出输入变量序列 Inputs、参数变量序列 Params 以及输出变量序列 Outputs 的形式化定义。

Inputs = < InputVar<sub>1</sub>, InputVar<sub>2</sub>, ..., InputVar<sub>n</sub> >;  
InputVar = ( Input\_Name, Input\_Type );  
Params = < Param<sub>1</sub>, Param<sub>2</sub>, ..., Param<sub>n</sub> >;  
Param = ( Param\_Name, Param\_Type );  
Outputs = < OuputVar<sub>1</sub>, OutputVar<sub>2</sub>, ..., OutputVar<sub>n</sub> >;  
OutputVar = ( Output\_Name, Output\_Type );  
M\_Control\_APIs = { is\_exist\_model, getModel, send\_modelexist\_flag, list\_models, verify\_model };  
其中:Input\_Name、Param\_Name 以及 Output\_Name 分别为输入变量、参数变量和输出变量的名称;Input\_Type、Param\_Type 以及 Output\_Type 分别为输入变量、参数变量和输出变量的类型;M\_Control\_APIs 为研判模型支持的控制引用程序端口(API)。

在对研判模型进行形式化描述的基础上,本文设计了面向地震应急响应的研判模型描述/控制语言 MDCL,使用巴克斯范式(BNF)描述,如下所示。

```
< model > ::= < model_description > < model_body >;
< model_description > ::= < model_name >
< model_memo >;
< model_body > ::= < params > < inputs > < proc >
< outputs >;
< params > ::= { < param > };
< param > ::= < param_name > < param_type >;
< param_type > ::= < simple_type > |
< geometry_type > | < complex_type >;
< inputs > ::= < input > { < inputs > };
< input > ::= < input_name > < input_type >
< input_type > ::= < simple_type > |
< geometry_type > | < complex_type >;
< proc > ::= < executeable_program > < program_executor_path >;
< proc_type > ::= class | dll | { scripts };
< outputs > ::= < output > { < output > };
< output > ::= < output_name > < output_type >;
```

```

< simple_type > ::= string | float | int | double | ... ;
< simple_type_coll > ::= { simple_type } ;
< geometry_type > ::= < point > | < line > |
< polygon > | < vector > | < raster > ;
< geometry_type_coll > ::= { geometry_type } ;
< complex_type > ::= { simple_type } | { gis_type } |
intensity_circle_type | user_define_type ;
< complex_type_coll > ::= { complex_type } ;

```

研判模型由模型描述(model\_description)和模型体(model\_body)组成。模型描述包括模型名称(model\_name)和模型备注(model\_memo),模型名称唯一标识一个研判模型。模型体包括模型参数序列(model\_params)、模型输入变量序列(model\_inputs)、模型计算过程(proc)和模型输出变量序列(model\_outputs)组成。

研判模型中,参数名(param\_name)是一个字符串,参数类型可为简单类型(simple\_type)或空间类型(geometry\_type)或复杂类型(complex\_type);模型输入变量(model\_input)由2个部分组成:输入变量名称(input\_name)和输入变量类型(input\_type)。模型计算过程(proc)由2个部分组成:可执行程序(executeable\_program)以及执行该程序的语言解释器或调用接口所在的路径(program\_executor\_path)。模型输出变量(model\_output)由2个部分组成:输出变量名称(output\_name)和输出变量类型(output\_type)。

MDCL中规定简单类型由XML Schema中内置的基础数据类型组成,如string型、float型、double型等。为了适应面向地震应急响应的研判模型表示需求,MDCL中基于地理标记语言GML定义了几何类型(geometry\_type),包括点(point)、线(line)、面(polygon)以及圆形(circle)、椭圆型(ellipse)、矩形(rectangle)等。所有AMD/CL中定义的几何类型均继承了GML中的AbstractGeometryType类型,这样设计的优点在于表示相关几何对象时(如地震影响场)较为简单,且GML本身支持坐标投影定义以及地图单位定义,方便系统实现。如果系统需要表示MDCL中尚未定义的几何对象,用户就可以通过继承MDCL中已存在的类型定义自定义类型,这就增强了该语言的可复用性以及与外部系统交互的能力。

## 1.2 数据源

地震应急响应过程中使用的数据主要包括业务数据、基础地理数据和实时灾情数据等。其中,业务数据是指除基础地理数据之外,系统运行所

必须的若干数据:如地震事件属性、模型参数、系统配置等,主要保存在关系数据库中;基础地理数据一般分为2类:矢量数据(Vector Data)和栅格数据(Raster Data),一般存放在空间数据库中。实时灾情数据是灾害发生后通过若干信息源实时获取的数据,如死亡、受伤人数分布情况等。

**定义2** 数据源 Data\_Source 定义为一个4元组,  $Data\_Source = (DS\_Name, DS\_Type, DS\_Addr, Data\_Set)$ ,其中:DS\_Name为数据源名称;DS\_Type为数据源类型,  $DS\_Type = (DB, GIS, Text, WebPage)$ ;DS\_Addr为数据源地址;Data\_Set为数据源包含的数据集合。

下面给出数据集合 Data\_Set 的形式化描述:

```

Data_Set = set of Data
Data = ( Data_Name, Data_Objects, Data_Operation )
Data_Objects = set of Data_Object
Data_Object = ( Obj_Name, set of Obj_Val )
Obj_Val = DataObject | Object
Operation = { GET, PUT, POST, DELETE }
DS_Control_APIS = { hasDS, execute_bind,
sendDataObjs }

```

**定义3** 数据请求 Data\_Req 是对数据源中数据的请求操作,定义为  $Data\_Req = (Req\_Id, DS\_Name, Operatoin, Predicates, Ret\_Format)$ ,其中:Req\_Id为数据请求Id;DS\_Name为数据源名称;Operation表示数据操作;Predicates为用于确定数据的查询谓词集合;Ret\_Format为返回数据的封装格式。

查询谓词 Predicate =  $\forall R_i C_i$ ,其中: $R_i$ 为逻辑连接符; $C_i$ 为一个布尔表达式, $C_i = x_i \text{ op } c_i$ , $x_i$ 为查询变量名, $c_i$ 为一个常量或向量,op为一个返回True或False的布尔操作,定义  $op = \{ =, \neq, >, <, \geq, \leq \} \cup Op_{\text{spatial}}$ ,  $Op_{\text{spatial}} = \{ Equals, Disjoint, Intersects, Touches, Crosses, Overlaps, Within, Contains \}$ ,  $Op_{\text{spatial}}$ 为空间布尔操作集合。

DSDCL用来表示研判模型计算所需的数据以及相关操作。DSDCL由2部分组成:数据源描述语句和数据源控制API。数据源描述语言用于描述一个研判模型进行计算时所需的数据对象和相关数据操作;数据源控制API用来与相关数据源交互,如查询数据源是否存在、获取数据等操作。基于数据源和数据请求的形式化定义,给出数据源描述语言DSDCL的BNF描述,如下所示。

```

data_source ::= < data_source_description > < data_set > ;
< data_source_description > ::= < ds_name > < ds_

```

```

addr > < ds_type > < ds_memo > ;
< ds_type > :: = spatial|db|weurl|text|...;
< ds_memo > :: = string;
< data_set > :: = {< data > };
< data > :: = < data_name > < data_type > < data_
operation > { < data_object > };
< data_object > :: = < data_object_name > , {< data_
object_value > };
< data_object_value > :: = < data_object > | < scalar > ;
< data_operation > :: = < operation_type > < operation_
cmd > ;
< operation_type > :: = GET|PUT|POST|DELETE;
< operation_cmd > :: = string;
    
```

数据源由2个部分组成:数据源描述(data\_source\_description)和数据集(data\_set)。数据资源描述包括数据源名称(ds\_name)、数据源地址(ds\_addr)、数据源类型(ds\_type)以及数据源备注(ds\_memo)组成。其中数据源名称唯一标识一个数据源。

数据(Data)由3个部分组成,数据名称(data\_name)、数据类型(data\_type)、数据操作(data\_operation)和一组数据对象(data\_object)组成。数据对象又由数据对象名称(data\_object\_name)和一组数据对象值(data\_object\_value)组成。数据对象值递归地定义为其或者是一个数据对象,或者是一个不可再分的值。数据操作(data\_operation)定义为操作类型(operation\_type)和操作

命令(operation\_cmd),操作命令是一个字符串,由数据源支持的相关操作命令或简单函数组成。

## 2 研判资源协同交互框架

MDCL和DSDCL分别对研判模型和数据源进行了封装,这样做的目的是为了屏蔽其异构性。为了将研判模型、数据源和研判任务进一步松耦合。本节设计了一种基于Agent的研判资源协同交互框架。该框架基于上文描述的2种语言,将传统的研判模型与数据源的紧耦合关系分解为3个Agent组件之间的协同交互关系。

研判资源协同交互框架在架构上分为4层,如图1所示,从上至下分别是:任务层、代理层、中间件层和资源层。任务层由研判任务对象Task组成,2.1节将给出研判任务对象的相关定义。代理层主要由应用环境上下文App\_Context组成,负责相关接口调用的转发以及模型实例与数据对象的交互。中间件层包括2个核心组件:Model\_Invoker负责与研判模型交互,Data\_Channel负责与数据源交互。Model\_Invoker组件中包括3个主要模块:模型加载器Loader、模型映射器Mapper和模型执行器Executor,详见2.3节。Data\_Channel组件中包括4个主要模块:数据请求接收器Req\_Receiver、数据请求分析器Req\_Analyser、命令发送器Cmd\_Sender和数据中心Data\_Hub。资源层包括研判模型和相关数据源,其中研判模型使用第1节提出的MDCL脚本进行

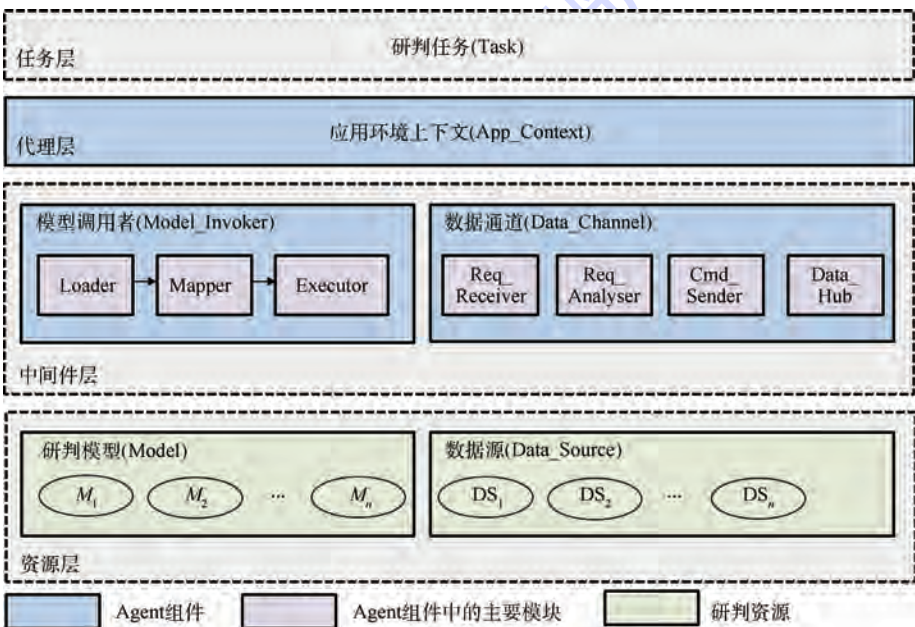


图1 研判资源协同交互框架

Fig.1 Analysis resources coordinating and interacting framework

编写。代理层的 App\_Context 组件与中间件层的 Model\_Invoker、Data\_Channel 组件共同构成 3-Agent 结构, 研判模型的计算过程即转换为上述三者之间的协同交互过程。下面对该框架中的主要部件和模块做出说明。

## 2.1 研判任务

研判任务 Task 定义为一个 3 元组:

$$\text{Task} = (\text{Name}, \text{Process}, \text{Report})$$

其中: Name 表示研判任务名称, 唯一标识一个研判任务; Process 表示研判流程, 定义了任务要调用的模型名称以及任务所需数据的数据源描述, 即可表示为  $\text{Process} = (\text{Model\_Name}, \text{DSDCL\_File\_Name})$ ; Report 表示研判任务结果表单, 初始状态下包含初始参数序列  $\langle \text{init}_1, \text{init}_2, \dots, \text{init}_k \rangle$ , 任务执行结束后, 将得到的模型研判结果填入表单。

则 Task 可表示为  $\text{Task} = (\text{Name}, \langle \text{init}_1, \text{init}_2, \dots, \text{init}_k \rangle, \text{Model\_Name}, \text{DSDCL\_File\_Name})$ , DSDCL\_File\_Name 表示一个使用 DSDCL 编写的脚本, 执行该脚本即得到相关研判模型所需的相关数据对象。

## 2.2 应用环境上下文

应用环境上下文 (App\_Context) 由数据源集合、业务数据序列和参数数据序列、初始参数序列 3 个部分组成。初始状态下, 应用环境上下文为空。

App\_Context 定义为一个 3 元组:  $\text{App\_Context} = (\{ \text{DS}_1, \text{DS}_2, \dots, \text{DS}_m \}, \langle (a_1, \text{cond}_1, \text{ds}_1), (a_2, \text{cond}_2, \text{ds}_2), \dots, (a_n, \text{cond}_n, \text{ds}_n) \rangle, \langle \text{init}_1, \text{init}_2, \dots, \text{init}_k \rangle)$ 。其中:  $\{ \text{DS}_1, \text{DS}_2, \dots, \text{DS}_m \}$  表示数据源集合, 其中有些是参数数据, 有些是业务数据;  $\langle (a_1, \text{cond}_1, \text{ds}_1), (a_2, \text{cond}_2, \text{ds}_2), \dots, (a_n, \text{cond}_n, \text{ds}_n) \rangle$  表示具体的业务数据序列或参数数据序列,  $a_i = c_i$  表示参数数据,  $c_i$  为一个向量;  $a_i = b_i$  表示业务数据,  $\text{cond}_i$  是一个布尔表达式,  $\text{ds}_i$  表示  $a_i$  所在的数据源;  $\langle \text{init}_1, \text{init}_2, \dots, \text{init}_k \rangle$  表示初始参数序列, 例如  $\langle \text{经度}, \text{纬度}, \text{震级}, \text{深度} \rangle$ 。

应用环境上下文由任务决定, 任务和模型端、数据源端交互, 然后实例化 App\_Context。

## 2.3 模型调用者

模型调用者 (Model\_Invoker) 负责查询应用研判模型是否存在、对模型进行协议检查和执行研判模型的计算过程等。

Model\_Invoker = (Loader, Mapper, Executor), 其中: Loader 为加载器, 负责模型的加载, 对模型进行协议检查、解析模型; Mapper 为映射器, 负责建立模型输入变量和参数序列到数据资源的映

射, 将模型输入变量和模型参数实例化; Executor 为执行器, 负责模型计算过程的执行。

研判模型调用者负责调用模型, 由模型加载器、映射器和执行器 3 个部分构成。模型加载器负责加载模型, 对模型进行协议检查, 然后解析研判模型; 映射器负责建立模型输入变量序列和参数序列到数据资源的映射, 即将模型输入变量和模型参数实例化; 执行器负责研判模型计算过程的执行。

## 2.4 数据通道

数据通道 (Data\_Channel) 是应用系统向数据源请求数据的中介, 由 4 个模块组成: Data\_Channel = (Req\_Receiver, Req\_Analyser, Cmd\_Sender, Data\_Hub), 其中: 请求接收器 Req\_Receiver 用于接收数据请求端发送的数据请求; 数据请求分析器 Req\_Analyser 负责数据请求的协议检查、解析, 然后将数据请求映射为具体的数据查询命令; 命令发送器 Cmd\_Sender 用于连接数据资源, 然后向数据源发送命令; 数据中心 Data\_Hub 负责将数据资源端返回的数据返回给数据请求端。

## 3 研判资源协同交互协议

在给出研判资源协同交互框架以后, 本节提出一种研判资源协同交互协议。该交互协议分为 5 个阶段, 本节分别对每个阶段进行简述, 给出每个阶段的交互过程图以及伪代码描述。

**阶段 1** 通过研判模型名称检查所调用的研判模型是否存在, 如图 2 所示。

阶段 1 的伪代码描述如下所示:

**步骤 1** task.is\_exist\_model(app\_context, model\_name)。

**步骤 2** app\_context.is\_exist\_model(model\_invoker, model\_name)。

**步骤 3** model\_invoker.is\_exist\_model(model, model\_name)。

**步骤 4** is\_exist ← model.is\_exist\_model(model\_name)。

**步骤 5** model.sendExistFlag(model\_invoker, is\_exist)。

**步骤 6** model\_invoker.sendExistFlag(app\_context, is\_exist)。

**步骤 7** app\_context.sendMExistFlag(task, is\_exist)。

**阶段 2** 通过 DSDCL 脚本检查所需数据源是否存在, 如图 3 所示。

阶段 2 的伪代码描述如下所示:

**步骤 1** task.is\_exist\_ds(app\_context, dsdcl\_file, init[ ])  
**步骤 2** app\_context.is\_exist\_ds(data\_channel, dsdcl\_file, init[ ])  
**步骤 3** ds\_name←data\_channel.parse\_name(dsdcl\_file, init[ ])  
**步骤 4** data\_channel.is\_exist\_ds(data\_sources, ds\_name)  
**步骤 5** is\_exist←data\_sources.hasDS(ds\_name)  
**步骤 6** data\_sources.sendExistFlag(data\_channel, is\_exist)  
**步骤 7** data\_channel.sendExistFlag(app\_context, is\_exist)  
**步骤 8** app\_context.sendDSExistFlag(task, is\_exist)

**阶段 3** 应用环境上下文 App\_Context 初始化,如图 4 所示。

阶段 3 的伪代码描述如下所示:

**步骤 1** task.init\_appctx(app\_context, dsdcl\_

file, init[ ])  
**步骤 2** app\_context.req\_data(data\_channel, dsdcl\_file, init[ ])  
**步骤 3** data\_req←data\_channel.parse\_req(dsdcl\_file, init[ ])  
**步骤 4** data\_cmd[ ],ret\_data\_format←data\_channel.mappingCmds(data\_req, init[ ])  
**步骤 5** data\_channel.send\_cmds(data\_sources, data\_cmd[ ], ret\_data\_format)  
**步骤 6** data\_objs←data\_sources.execute\_bind(data\_cmd[ ], ret\_data\_format)  
**步骤 7** data\_sources.sendDataObjs(data\_channel, data\_objs)  
**步骤 8** data\_channel.sendDataObjs(app\_context, data\_objs)  
**步骤 9** is\_init←app\_context.initializing(data\_objs)  
**步骤 10** app\_context.sendInitFlag(task, is\_init)

**阶段 4** 研判模型实例化,如图 5 所示。

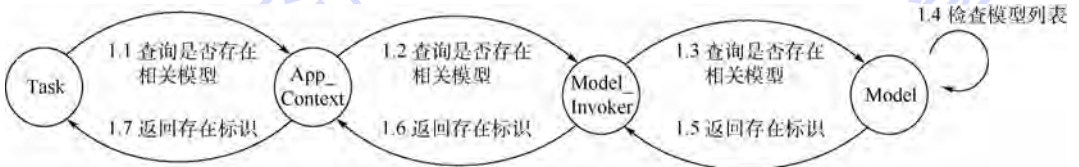


图 2 阶段 1:检查研判模型是否存在

Fig. 2 Phase 1: Checking existence of analysis model



图 3 阶段 2:检查数据源是否存在

Fig. 3 Phase 2: Checking existence of data source

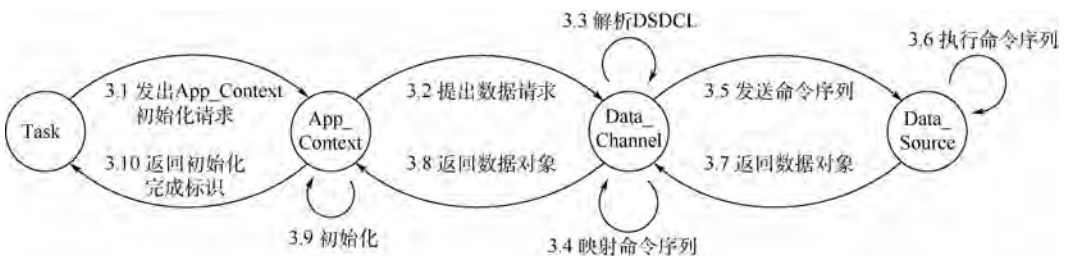


图 4 阶段 3:App\_Context 初始化

Fig. 4 Phase 3: App\_Context initialization

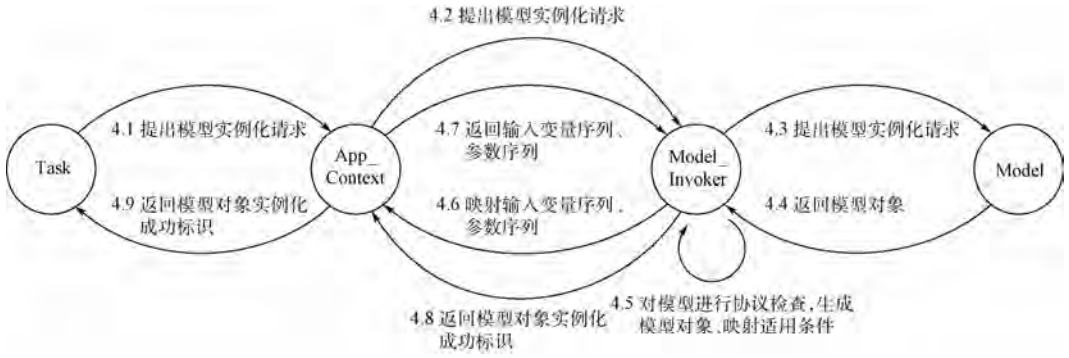


图5 阶段4:研判模型实例化

Fig. 5 Phase 4: Analysis model instancing

阶段4的伪代码描述如下所示:

**步骤 1** task.instModel(app\_context, model\_name)。

**步骤 2** app\_context.instModel(model\_invoker, model\_name)。

**步骤 3** model\_invoker.instModel(models, model\_name)。

**步骤 4** m←model.getModel(model\_name); m to model\_invoker。

**步骤 5** is\_legal←model\_invoker.verify\_model(m)。

**步骤 6** if is\_legal == true go to 步骤 7 else ERROR。

**步骤 7** model\_invoker.mapping\_model(app\_context, m)。

**步骤 8** model\_variables[]←app\_context.binding\_data()。

**步骤 9** is\_inst←model\_invoker.instmodel(m, model\_variables); is\_inst to app\_context。

**步骤 10** app\_context.sendInstFlag(task, is\_inst)。

**阶段 5** 执行研判模型计算过程,获得计算结果,如图6所示。

阶段5的伪代码描述如下所示:

**步骤 1** task.req\_exec\_model(app\_context, model\_name)。

**步骤 2** app\_context.req\_exec\_model(model\_invoker, model\_name)。

**步骤 3** outputs←model\_invoker.execute(model\_name)。

**步骤 4** model\_invoker.sendResult(app\_context, outputs)。

**步骤 5** app\_context.sendResult(task, outputs)。

**步骤 6** report←task.fillReport(outputs)。

**步骤 2** app\_context.req\_exec\_model(model\_invoker, model\_name)。

**步骤 3** outputs←model\_invoker.execute(model\_name)。

**步骤 4** model\_invoker.sendResult(app\_context, outputs)。

**步骤 5** app\_context.sendResult(task, outputs)。

**步骤 6** report←task.fillReport(outputs)。

## 4 应用系统

基于本文提出的LC-MM机制,设计并实现了某国际强震应用处置系统,目前该系统已稳定运行,承担了地震应急部门日常的震情监测、灾情研判和灾情汇报等工作,下面对国际强震应用处置系统进行简述。

国际强震应用处置系统架构图如图7所示。国际强震应用处置系统在架构上分为4层,分别是资源层、组件层、业务层以及展示层。资源层主要包括研判模型和多源灾情数据源;组件层包括2个部分,即本文提出的LC-MM和基于地理信息系统(GIS)展示平台的用户界面设计语言(G-UIDL)地震研判结果可视化建模部分(该部分将另文描述);业务层向展示层提供国际强震应用处置系统中的核心功能,包括震情接收器模块、研判任务调度模块,研判数据接口以及系统负载均衡模块等;展示层包括研判结果可视化展示界面、专家人工干预界面、研判报告生成界面以及研判资源建模环境等。研判资源建模环境如图8所示、研判任务管理界面如图9所示。

本文提出的LC-MM机制有以下优点:

1) 相对于传统手段,LC-MM机制可以提高地震应急响应系统的研发效率。由于地震应急响应系统既涉及各种复杂的研判模型,而研判

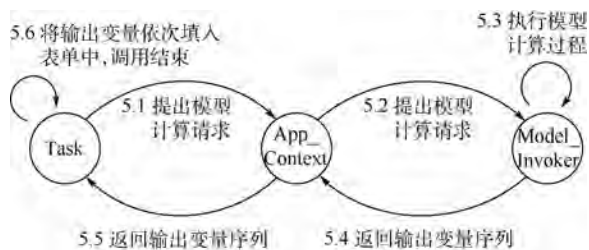


图6 阶段5:执行研判模型计算过程

Fig. 6 Phase 5: Executing analysis model computing process

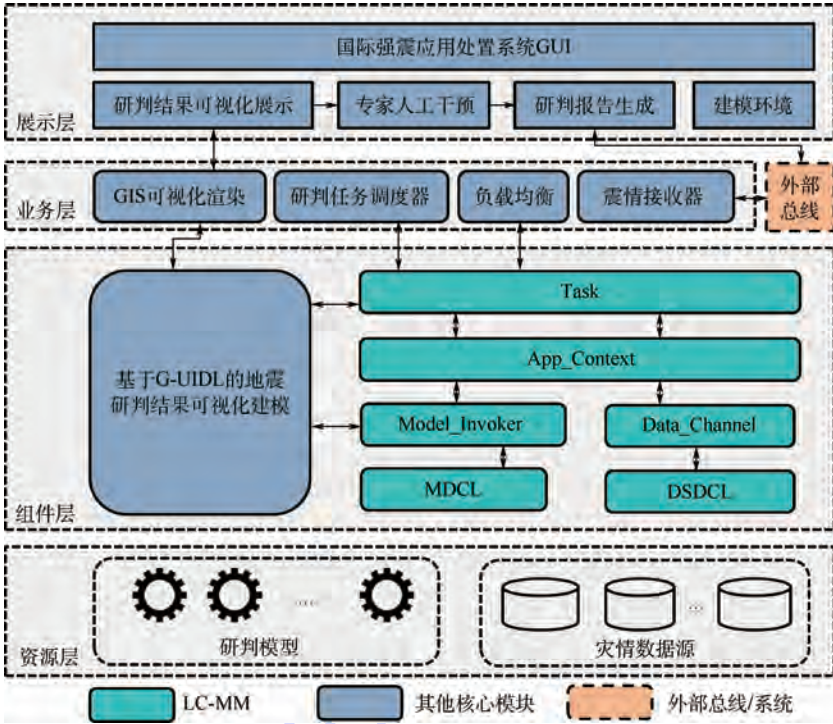


图 7 国际强震应用处置系统架构图

Fig. 7 Architecture of international strong earthquake handling system

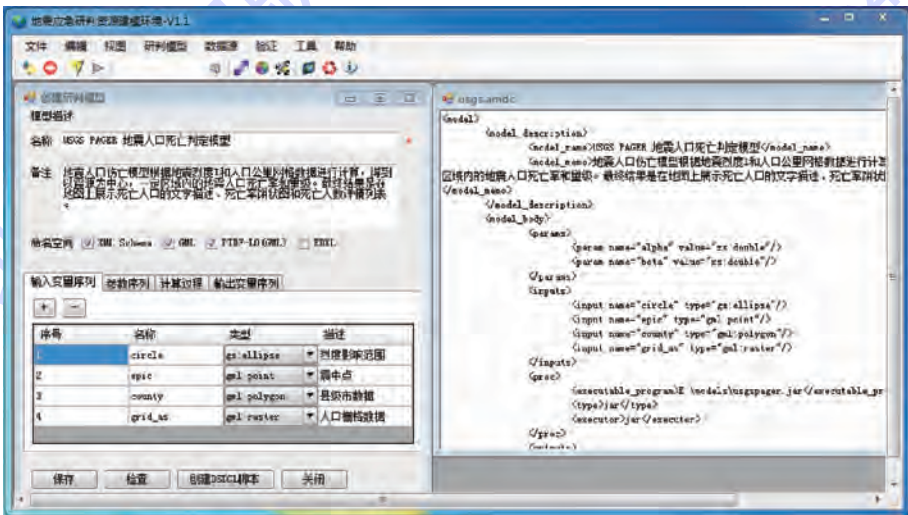


图 8 研判资源建模环境界面

Fig. 8 Interface of analysis resources modeling environment

模型的计算又需要海量的基础数据进行支持,而根据实际经验来看,研判模型和数据源往往难以同时准备充分,即研判模型和数据源有可能不匹配,这就会阻碍系统的研发进度。由于 LC-MM 机制将研判模型、数据源和研判任务松耦合,在开发研判模型时能够对数据源灵活配置,然后进行后续开发,而不必等到存在匹配的数据源时再进行后续开发,这就在一定程度上提高了系统的开发效率。

2) 相对于传统手段,LC-MM 机制提高了地震应急响应系统的可扩展性和动态适应性。由于

灾害应急领域的复杂性,研判模型需要根据最新的研究成果进行修改,数据源也需要适应灾害事件的发展而更新,以防止“数据老化”等问题;然而,如果研判模型、数据源紧耦合在系统中,则难以对研判模型和数据源进行更新和扩展。由于 LC-MM 框架为研判资源建立了统一的建模环境,支持对研判模型、数据源的灵活配置,这就在一定程度上解决了研判模型和数据源的更新和扩展问题,提高了系统的扩展性和可适应性。

3) 相对于传统手段,LC-MM 机制提高了地震应急响应系统的平台无关性。由于将研判模型

当前研判任务信息表				
发震地点 (经度, 纬度)	震级	发震时间	震害深度	查看详情
毛集岗站(115.3,36)	6.5	2016-04-12 11:15:49	20	查看详情
云南曲靖(109.3,27.1)	7	2016-04-11 16:18:18	10	查看详情
甘肃岷县(104.2,34.5)	7	2016-04-11 14:52:33	10	查看详情
阿富汗-2(71.31,36.56)	7.1	2016-04-11 11:40:59	50	查看详情
甘肃岷县(104.2,34.5)	6.6	2016-04-11 11:34:27	10	查看详情
新疆喀什(75.57,39.67)	6.8	2016-04-08 09:18:07	20	查看详情
河北唐山(118.2,39.6)	7.8	2016-04-07 16:34:21	12	查看详情
四川雅安(102.3,29.2)	7	2016-04-07 09:13:00	12	查看详情

图9 研判任务管理界面

Fig.9 Interface of analysis task management

使用 MDCL 语言进行封装, 研判模型的计算过程独立于计算环境, 有助于提高系统性能。由于此类面向地震应急响应的研判模型需要对海量地理数据进行读取和运算, 所以需要具有灵活的在不同的计算环境中进行迁移的能力, 如果将研判模型、数据源和研判任务紧耦合, 则难以实现计算环境的灵活迁移。LC-MM 机制将研判模型使用 MDCL 语言进行描述, 将研判模型的计算过程与研判模型本身松耦合, 有助于快速迁移计算环境。

4) 相对于传统手段, 使用 LC-MM 机制有助于进行错误分析和定位。传统手段将研判模型和数据资源、研判任务紧耦合, 封装为计算构件, 对外表现为黑盒, 在系统运行时, 如果计算过程出现错误, 由于计算构件内部状态不可见, 对错误进行分析和定位将变得困难。由于 LC-MM 将研判模型和数据源松耦合, 分别使用 MDCL 语言和 DS-DCL 语言进行描述, 一旦系统出现错误, 则能够较快的确定错误位置和操作原因, 研判模型的计算执行过程和数据源的汇聚过程透明, 利于错误分析和错误定位。

## 5 结论

针对地震应急响应领域中研判模型的特点和管理需求, 提出一种面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制 LC-MM, 研究成果如下:

1) 分析了地震应急响应中研判模型的特点, 对地震应急响应过程中的研判模型、数据源(本文统称为研判资源)进行形式化描述, 并设计实现了研判模型描述/控制语言 MDCL 和数据源描述语言 DSDCL, 从而屏蔽研判模型和数据源的异构性。

2) 基于上述 2 种建模语言, 设计了一种基于 Agent 的研判资源协同交互框架, 该框架分为 4 层, 核心组件包括应用环境上下文 App\_Context、模型调用者 Model\_Invoker 以及数据通道 Data\_Channel。

3) 为研判资源协同交互框架提出一种研判资源协同交互协议, 将研判模型的计算过程分解为 Agent 组件之间的协同交互过程, 该协议由 5 个阶段组成; 通过该协议将研判任务、研判模型和数据源的紧耦合关系转换为 Agent 组件之间的协同交互关系。

4) 基于提出的 LC-MM 框架, 设计并实现了国际强震救援应用处置系统, 目前该系统已稳定运行, 从实际效果来看, LC-MM 能够有效提高地震应急响应系统的可扩展性、动态适应性和平台无关性, 对模型运行时出现的错误易于定位和分析, 能够较好地满足地震应急响应过程中的研判模型管理需求。

## 参考文献 (References)

- [1] 聂高众, 安基文, 邓砚. 地震应急灾情服务进展[J]. 地震地质, 2012(4): 782-791.  
NIE G Z, AN J W, DENG Y. Advances in earthquake emergency disaster service[J]. Seismology and Geology, 2012(4): 782-791 (in Chinese).
- [2] 帅向华, 姜立新, 王栋梁. 国家地震应急指挥软件系统研究[J]. 自然灾害学报, 2009, 18(3): 99-104.  
SHUAI X H, JIANG L X, WANG D L. Study of national earthquake emergency command software system[J]. Journal of Natural Disasters, 2009, 18(3): 99-104 (in Chinese).
- [3] POWER D J, SHARDA R. Model-driven decision support systems: Concepts and research directions[J]. Decision Support Systems, 2007, 43(3): 1044-1061.

- [4] KRISHNAN R, CHARI K. Model management: Survey, future research directions and a bibliography[J]. *Interactive Transactions of OR/MS*, 2000, 3(1): 3-24.
- [5] 刘懿. 松耦合模型驱动的区域水资源管理决策支持系统研究及应用[D]. 武汉: 华中科技大学, 2013.
- LIU Y. Research on loose-coupling model-driven decision support system for basin water resources management[D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2013 (in Chinese).
- [6] 胡东波. 模型驱动的决策支持系统研究[D]. 长沙: 中南大学, 2009.
- HU D B. A study on model-driven decision support system [D]. Changsha: Central South University, 2009 (in Chinese).
- [7] 蔡树彬, 明仲, 李师贤, 等. 基于本体的模型集成[J]. *电子学报*, 2009, 37(4): 713-719.
- CAI S B, MING Z, LI S X, et al. Ontology based model integration[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2009, 37(4): 713-719 (in Chinese).
- [8] 邵荃, 翁文国, 何长虹, 等. 突发事件模型库中模型的层次网络表示方法[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2009, 49(5): 625-628.
- SHAO Q, WENG W G, HE C H, et al. Representation method for hierarchy network models for emergency analyses[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2009, 49(5): 625-628 (in Chinese).
- [9] HUANG H, HE L, CHEN X, et al. Automatic composition of heterogeneous models based on semantic Web Services[J]. *International Journal of Parallel Programming*, 2015, 43(3): 339-358.
- [10] 李牧南, 彭宏. 基于 Agent 的模型表示与模型复合[J]. *计算机应用*, 2006, 26(4): 891-894.
- LI M N, PENG H. Model representation and model composite based on Agent[J]. *Computer Applications*, 2006, 26(4): 891-894 (in Chinese).
- [11] 仲秋雁, 张笑楠, 王恒. 应急决策支持系统中模型表示方法研究[J]. *计算机应用与软件*, 2011, 28(5): 184-188.
- ZHONG Q Y, ZHANG X N, WANG H. Research on model presentation method in emergency decision support system[J]. *Computer Applications and Software*, 2011, 28(5): 184-188 (in Chinese).
- [12] ARTHUR M G. An introduction to structured modeling[J]. *Management Science*, 1987, 33(5): 547-588.
- [13] AMIT D, OMAR E. On semantic annotation of decision models [J]. *Information Systems and E-business Management*, 2013, 11(1): 93-117.
- [14] DEOKAR A V, EL-GAYAR O F, ALJAFARI R. Developing a semantic web-based distributed model management system: Experiences and lessons learned[C]// *Hawaii International Conference on System Sciences*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1-10.
- [15] EL-GAYAR O, TANDEKAR K. An XML-based schema definition for model sharing and reuse in a distributed environment [J]. *Decision Support Systems*, 2007, 43(3): 791-808.
- [16] DEOKAR A V, EL-GAYAR O F, TASKIN N, et al. An ontology-based approach for model representation, sharing and reuse [C]// *Proceedings of 14th Americas Conference on Information Systems*, AMCIS. Atlanta, GA: AIS/ICIS Administrative Office, 2008: 1-9.
- [17] CHARI K. Model composition using filter spaces[J]. *Information Systems Research*, 2002, 13(1): 15-35.
- [18] CHARI K. Model composition in a distributed environment[J]. *Decision Support Systems*, 2003, 35(3): 399-413.
- [19] KAUSHAL C, TARUN K S. An implementation of a graph-based modeling system for structured modeling (GBMS/SM) [J]. *Decision Support Systems*, 1998, 22(2): 103-120.
- [20] THADTHONG B, VILAS W. ODDM: A framework for model-bases. [J]. *Decision Support Systems*, 2008, 44(3): 689-709.
- [21] HAN X, LIU Y, XU B, et al. Meta Web Service based distributed model management and composition approach[C]// *International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 117-122.
- [22] LIU O, MA J. A Web Services approach to model management in DSS[C]// *Pacific Asia Conference on Information Systems*, PACIS 2005. Bangkok: DBLP, 2005: 31-35.
- [23] THERANI M. A Web Services framework for distributed model management[J]. *Information Systems Frontiers*, 2007, 9(1): 9-27.
- [24] LEE K, HUH S. A model-solver integration framework for autonomous and intelligent model solution [J]. *Decision Support Systems*, 2006, 42(2): 926-944.
- [25] IYER B, SHANKARANARAYANAN G, LENARD M L. Model management decision environment: A Web Service prototype for spreadsheet models [J]. *Decision Support Systems*, 2005, 40(2): 283-304.
- [26] JAISWAL K S, WALD D J, EARLE P S, et al. Earthquake casualty models within the USGS prompt assessment of global earthquakes for response (PAGER) system[M]// SPENCE R, SO E, SCAWTHORN C. *Human Casualties in Earthquakes*. [S. l.]: Springer Netherlands, 2010: 83-94.
- [27] 冯敏, 尹芳, EULISS N H. 基于开放互操作标准的分布式地理空间模型共享研究[J]. *遥感学报*, 2009, 13(6): 1060-1073.
- FENG M, YIN F, EULISS N H. Distributed geospatial model sharing based on open interoperability standards[J]. *Journal of Remote Sensing*, 2009, 13(6): 1060-1073 (in Chinese).
- [28] 胡迪. 地理模型的服务化封装方法研究[D]. 南京: 南京师范大学, 2012.
- HU D. Research on service encapsulation method of geographical model[D]. Nanjing: Nanjing Normal University, 2012 (in Chinese).
- [29] RICHARD J, DAN C, LUCY B. UncertWeb: Processing service: Making models easier to access on the Web[J]. *Transactions in GIS*, 2012, 16(6): 921-939.
- [30] 闫国年. 地理分析导向的虚拟地理环境: 框架、结构与功能[J]. *中国科学: 地球科学*, 2011, 41(4): 549-561.
- LÜ G N. Geographic analysis-oriented virtual geographic environment: Framework, structure and functions[J]. *Science China: Earth Science*, 2011, 41(4): 549-561 (in Chinese).
- [31] AKBAR M, ALIABADI S, PATEL R, et al. A fully automated and integrated multi-scale forecasting scheme for emergency

- preparedness [J]. *Environmental Modelling & Software*, 2013, 39:24-38.
- [32] MIN F, SHUGUANG L, NED H E, et al. Prototyping an online wetland ecosystem services model using open model sharing standards [J]. *Environmental Modelling & Software*, 2011, 26 (4):458-468.
- [33] GRANELL C, DÍAZ L, SCHADE S, et al. Enhancing integrated environmental modelling by designing resource-oriented interfaces [J]. *Environmental Modelling & Software*, 2013, 39: 229-246.
- [34] WEN Y N, CHENG M, LU G N, et al. Prototyping an open environment for sharing geographical analysis models on cloud computing platform [J]. *International Journal of Digital Earth*, 2012, 6(4):1-27.
- [35] WEI W, PENGFEI L, NENGCHENG C, et al. A geospatial decision meta-model for heterogeneous model management: A regional transportation planning case study [J]. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 2015, 41(3):1-14.

#### 作者简介:

**李勤勇** 男, 博士研究生。主要研究方向: 决策支持系统、模型管理、软件工程。

**吕江花** 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 形式化方法、软件可信性验证。

**马世龙** 男, 博士, 教授。主要研究方向: 软件测试、形式化方法及软件工程。

## A loose-coupled mechanism of analysis model management for earthquake emergency response

LI Qinyong<sup>1</sup>, SONG Jiangong<sup>1</sup>, GAO Shiwei<sup>1,2</sup>, DU Jianhai<sup>1</sup>, LYU Jianghua<sup>1,\*</sup>, MA Shilong<sup>1</sup>

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

2. Beijing Aerospace Control Instrument Research Institute, Beijing 100039, China)

**Abstract:** Because analysis models in earthquake emergency response system (EERS) have special characteristics, traditional model management methods in decision support system are not suitable well for the management requirement of analysis models. We propose a loose-coupled mechanism, called loose-coupled mechanism for model management (LC-MM), for earthquake emergency response. LC-MM is composed of three parts: 1) an analysis resources modeling environment, which consists of 2 modeling languages, i. e., model description and control language (MDCL) and data source description and control language (DSDCL); 2) an Agent-based framework for analysis resources coordinating and interacting, which is divided into 4 layers and 3 Agent components, i. e., App\_Context, Model\_Invoker and Data\_Channel; 3) a protocol for Agent-based components coordinating. The protocol changes the tight-coupled relationship between analysis models, data sources and tasks into a loose-coupled relationship through Agent components. Practical application shows that LC-MM can effectively cover up analysis resources' heterogeneity and improve the scalability, dynamic flexibility and flat-independency of EERS. The proposed mechanism can match the management requirement of analysis models in EERS.

**Keywords:** model management; data source; decision support systems; Agent-based systems; earthquake emergency response

**Received:** 2016-04-18; **Accepted:** 2016-07-14; **Published online:** 2016-11-07 09:55

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161107.0955.001.html

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

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0250

# 极化通道扩展和盲源分离联合抗移频干扰技术

李欣, 王春阳\*, 付孝龙, 原慧

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)



**摘 要:** 多次移频干扰是一种有效的对抗线性调频(LFM)脉冲压缩雷达的相干干扰样式,应用于自卫式干扰时,能够形成多个超前和滞后分布的假目标。提出利用盲源分离(BSS)的方法来分离回波和干扰信号,并通过频率补偿实现对干扰的抑制。首先分析了利用正交极化辅助天线扩展接收通道的可行性,其次建立了通道扩展后的雷达接收信号模型,讨论了回波与干扰信号的可分离性,最后研究了基于最大信噪比盲源分离和频率补偿的干扰抑制方法,并讨论了干扰机附加噪声对抗干扰效果的影响。仿真结果表明本文提出的方法在干信比为 20 dB 时,仍可以有效地从回波和干扰混叠信号中提取出目标回波信号,从而实现对主瓣移频干扰的对抗。

**关键词:** 移频干扰; 极化通道扩展; 盲源分离(BSS); 频率补偿; 脉冲压缩

**中图分类号:** TN974

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0731-07

线性调频(LFM)信号通过脉内调制和脉冲压缩处理,解决了作用距离和距离分辨率的矛盾,并且具有对多普勒频率不敏感的特性,在现代雷达中得到了广泛的应用。LFM信号具有大时宽带宽特性,并通过相关接收处理使传统的非相干噪声干扰的干扰效果大幅度下降。移频干扰利用LFM信号的距离-多普勒耦合特性,通过对发射信号调制一个附加频移,获得相关处理增益,从而实现LFM雷达的相干干扰<sup>[1-2]</sup>。移频干扰可通过对移频参数的控制实现超前假目标干扰和拖引干扰等,并且在干扰时无需预测下一周期雷达脉冲的到达时刻即可实现超前假目标干扰,可有效对抗采用脉冲重复频率捷变抗干扰技术的雷达,是一种有效的自卫式干扰样式。

当前研究中,针对LFM信号提出了众多的移频干扰样式,例如脉间分段移频干扰<sup>[3]</sup>、线性函

数移频干扰<sup>[4]</sup>、分段线性函数移频干扰<sup>[4]</sup>、随机移频干扰<sup>[5]</sup>、 $N$ 阶频谱扩展-压缩(SSC)盲移频干扰<sup>[6]</sup>等。这些干扰样式都是针对固定移频干扰易被雷达识别的缺陷,提出相应的改进措施,达到了较好的干扰效果。但是与之相反的是,移频干扰对抗技术的发展表现出一定的滞后性,文献[2]提出利用移频干扰信号中心频率的变化,补偿移频所引起的距离偏差,从而得到目标的真实距离,但是只适用于对抗固定移频干扰,并且文献[7]针对这一缺陷提出了频偏特征的隐藏技术,进一步提高了干扰对抗的难度,文献[8]提出构建过完备原子库,利用稀疏分解实现对移频干扰的抑制,但是当干扰与回波信号在时间上重叠时,该方法无法重构回波信号,并且由于改进的多次移频干扰在频移原子中的非稀疏性,也导致该方法失效。

收稿日期: 2016-03-30; 录用日期: 2016-07-01; 网络出版时间: 2016-08-30 11:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160830.1115.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61501500); 航空科学基金(20150196007)

\* 通讯作者: E-mail: Wcy\_kgd\_cn@163.com

**引用格式:** 李欣, 王春阳, 付孝龙, 等. 极化通道扩展和盲源分离联合抗移频干扰技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 731-737. LI X, WANG C Y, FU X L, et al. Shift-frequency jamming suppression technique based on polarized channel expanding and blind source separation union[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 731-737 (in Chinese).

多次移频干扰用于自卫式干扰时,干扰信号与回波信号在时域、频域和空域均无法分辨,对抗干扰造成了极大的困扰。盲源分离技术能够直接从观测信号中提取出原始的信号分量,对于在电子对抗中提取干扰和回波参数有着重要的意义。对于盲源分离应用于欺骗干扰的抑制,文献[9]和文献[10]分别提出改进的复值非高斯最大方法和改进的基于峭度的自然梯度方法来对抗频谱弥散干扰,但是都需要雷达是具有多通道接收能力的阵列雷达。对于常规单脉冲雷达,文献[11]提出利用干扰和回波在和差通道中的混合信号作为两路混叠信号进行盲源分离,并利用干扰和回波在微多普勒特征上的差异实现干扰鉴别,该方法实际上也是利用雷达具有多个接收通道的特性,但是对于自卫式干扰,由于干扰和回波从同一方向进入,该方法失去效果。文献[12]针对单天线雷达的欺骗干扰,提出利用相邻脉冲的回波和干扰信号构成两路混叠信号,之后利用分段盲分离的方法实现对回波和干扰的分离,但是该方法需要利用回波和干扰的脉压峰值来确定干扰和回波的混合部分的起止时刻,仅能对抗单个时间延迟干扰。

现有的常规雷达在对抗多次移频自卫式干扰时,由于干扰和回波从同一方向进入,相当于仅有一个接收通道对回波进行接收。本文针对这一情况,根据目标回波和干扰极化特性的差异,利用雷达的正交极化辅助通道扩展接收通道,并利用最大信噪比盲源分离方法实现对干扰信号和回波信号的分离,并根据分离结果与参考信号匹配滤波的差异,实现对干扰的抑制和对回波参数的提取。

## 1 信号模型及可分离性分析

### 1.1 雷达接收信号模型

雷达发射线性调频信号,用  $r(t)$  表示,  $t$  为时间,主瓣自卫式干扰信号为多次移频干扰,用  $j(t)$  表示,即有

$$r(t) = \text{rect}\left(\frac{t}{T}\right) e^{j(2\pi f_0 t + \pi K t^2)} \quad (1)$$

$$j(t) = \sum_{i=1}^n \text{rect}\left(\frac{t}{T}\right) e^{j(2\pi f_i t + \pi K t^2)} \quad (2)$$

式中:  $f_0$  为雷达信号的中心频率;  $B = KT$  为信号的带宽,  $K$  为信号的调频斜率,  $T$  为信号的脉冲宽度;  $n$  为干扰信号中移频分量的个数;  $f_i$  为第  $i$  个干扰分量的中心频率。

雷达辅助天线通常用于相干旁瓣相消(CSLC),外军的一些高性能雷达均采用了该技术,诸如美国“爱国者”雷达有5个辅助阵,“宙斯

盾”雷达有6个辅助阵。在旁瓣对消(SLC)系统中,为了消除主辅通道交叉极化响应不匹配的影响,辅助天线通常采用垂直和水平2种辅助天线以便对消掉干扰信号的垂直和水平分量<sup>[13]</sup>,这里利用与主天线极化方式正交的辅助天线接收信号构建第2路混叠信号。

在雷达接收天线端口处,目标回波信号和干扰信号可分别表示为

$$e_r(t) = S_p h_m \sqrt{\frac{2P_t g_m^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} r(t) \quad (3)$$

$$e_j(t) = h_j \sqrt{\frac{2P_j g_m \lambda^2}{(4\pi R)^2}} j(t) \quad (4)$$

式中:  $S_p$  为目标的极化散射矩阵;  $h_m$  为雷达主天线的极化矢量;  $P_t$  为雷达发射信号的峰值功率;  $g_m$  为雷达主天线增益;  $\lambda$  为雷达工作波长;  $\sigma$  为目标的雷达散射截面(RCS);  $R$  为目标所在距离;  $h_j$  为干扰机发射天线的极化矢量;  $P_j$  为干扰功率。进入主天线的接收电压信号可表示为

$$v_m(t) = h_m^T (e_r(t) + e_j(t)) = h_m^T \left[ S_p h_m \sqrt{\frac{2P_t g_m^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} r(t) + h_j \sqrt{\frac{2P_j g_m \lambda^2}{(4\pi R)^2}} j(t) \right] \quad (5)$$

同样设辅助天线增益  $g_a$ ,交叉极化辅助天线的极化矢量为  $h_a$ ,那么进入辅助天线的接收电压信号可表示为

$$v_a(t) = h_a^T (e_r(t) + e_j(t)) = h_a^T \left[ S_p h_m \sqrt{\frac{2P_t g_m g_a \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} r(t) + h_j \sqrt{\frac{2P_j g_a \lambda^2}{(4\pi R)^2}} j(t) \right] \quad (6)$$

进入雷达主辅接收通道的信号可表示为

$$\begin{bmatrix} v_m(t) \\ v_a(t) \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} r(t) \\ j(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_m^T S_p h_m \sqrt{\frac{2P_t g_m^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} & h_m^T h_j \sqrt{\frac{2P_j g_m \lambda^2}{(4\pi R)^2}} \\ h_a^T S_p h_m \sqrt{\frac{2P_t g_m g_a \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} & h_a^T h_j \sqrt{\frac{2P_j g_a \lambda^2}{(4\pi R)^2}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r(t) \\ j(t) \end{bmatrix} \quad (7)$$

表示成矩阵形式,即为  $Y = AS$ 。

### 1.2 信号的可分离性分析

本节将分析回波信号和干扰信号的可分离性。

对于盲源分离而言,通常需要满足:①源信号之间相互统计独立;②混合矩阵为列满秩矩阵;③源信号中有不多于一个高斯分布的源信号<sup>[14]</sup>。

1) 由于回波信号和干扰信号是由2个相互

独立的物理过程所产生,因而两者是统计独立的。

2) 对于干扰机而言,为了避免极化失配所引起的极端损耗,通常将干扰机天线极化设计为斜极化或者圆极化,由于干扰信号的极化状态主要由干扰天线的极化状态确定,其极化状态相对稳定,而目标通常具有较为复杂的外形,其极化散射矩阵随着视角的变化而变化,即在接收天线端口处,回波信号和干扰信号具有不同的极化状态,又由于辅助通道采用正交极化,因而混合矩阵  $A$  为列满秩矩阵。

3) 干扰信号和回波信号均为具有一定脉内调制特征的信号,为非高斯信号,并且由于干扰从主瓣进入,干扰的功率远高于通道噪声,因而可忽略通道噪声。

综上所述,利用交叉极化辅助通道扩展接收通道后,所构成的两路混叠信号满足盲源分离的要求,可应用盲源分离方法进行回波和干扰的分离。

设雷达发射峰值功率为 40 kW,主天线增益为 30 dB,辅助天线增益为  $g_a = 10$  dB,雷达工作波长为 10 cm,雷达主天线极化为水平极化,  $\mathbf{h}_m = [1 \ 0]^T$ ,辅助天线极化为垂直极化,  $\mathbf{h}_a = [0 \ 1]^T$ ,目标极化散射矩阵为  $\mathbf{S}_p = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 & j \\ j & -1 \end{bmatrix}$ ,忽略目标在不同极化状态下的 RCS 变化,令  $\sigma = 10 \text{ m}^2$ ,目标所在距离为  $R = 100 \text{ km}$ ,干扰功率为  $P_j = 70 \text{ W}$ ,干扰天线极化为  $45^\circ$ 斜极化,即  $\mathbf{h}_j = \frac{1}{\sqrt{2}} [1 \ 1]^T$ ,雷达发射信号为 LFM 信号,脉冲宽度  $T = 100 \mu\text{s}$ ,带宽  $B = 10 \text{ MHz}$ ,雷达信号中频频率  $f_0 = 0$ ,干扰信号的移频移频量分别为  $[-0.2 \ -0.3 \ 0.2 \ 0.4 \ 0.5] \text{ B}$ 。

主通道接收的目标回波和干扰信号的波形如图 1 所示。

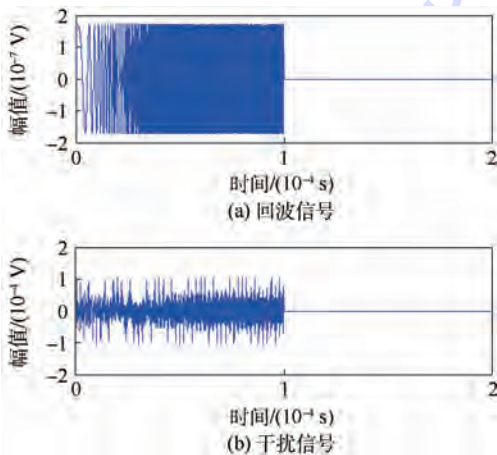


图 1 主通道接收回波和干扰信号波形

Fig. 1 Waveform of echo and jamming signals in main channel

对主通道的混叠信号进行脉冲压缩处理,并以回波信号的输出峰值做归一化处理,可得干扰效果如图 2 所示。

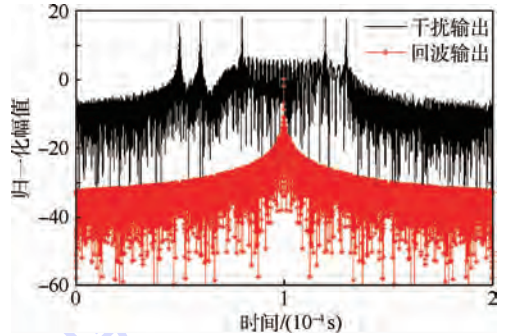


图 2 主通道接收信号脉冲压缩输出

Fig. 2 Pulse compression output of signals in main channel

从图 2 中可以发现,移频干扰信号经过脉冲压缩后,在真实回波附近形成了多个假目标,这些假目标密集分布在目标所在距离单元附近,并且其强度远高于回波信号的脉冲压缩输出,使雷达无法检测到真实目标。

## 2 回波和干扰信号的分离

基于盲源分离的抗干扰方法只是通过方法的处理将干扰和回波信号分别输出,并且由于盲源分离方法固有的排序不确定性,因而对于盲源分离的结果还需要进行鉴别,从而确定干扰信号和回波信号。因此基于盲源分离的干扰抑制方法应当包含 3 个部分的内容,即信号预处理、盲源分离和干扰鉴别。

盲源分离的目标是估计一个分离矩阵  $W$ ,使得

$$\begin{bmatrix} r(t) \\ j(t) \end{bmatrix} = W \begin{bmatrix} v_m(t) \\ v_a(t) \end{bmatrix} \quad (8)$$

即  $X = WY$ 。

要想估计分离矩阵,必须建立一个以  $W$  为变量的目标函数  $M(W)$ ,根据目标函数求得分离矩阵的最佳估计  $W$ 。

### 2.1 信号预处理

在对信号进行盲源分离之前,需要对信号进行预处理,预处理包括零均值化处理和白化处理。零均值化处理就是将观测信号减去其算数平均值,得到零均值的观测向量。白化处理就是消除观测信号各分量之间的相关性。

根据移频干扰的原理,移频干扰信号与回波信号存在频谱上的重叠部分,从盲源分离的角度来看,相当于观测信号的 2 个分量之间存在相关性,因此必须对观测信号进行白化处理。

白化处理的过程是根据观测信号计算一个矩阵  $\mathbf{Q}$ ,使得变换后的观测向量  $\mathbf{Y}' = \mathbf{Q}\mathbf{Y}$  的自相关矩阵为一个单位阵,即

$$\mathbf{R}_{\mathbf{Y}'} = E[\mathbf{Q}\mathbf{Y}\mathbf{Y}^H\mathbf{Q}^H] = \mathbf{I} \quad (9)$$

式中:  $E[\cdot]$  为变量的算术平均。

这里直接引用文献[11]的结果,得到白化矩阵为  $\mathbf{Q} = \sqrt{\mathbf{D}^{-1}}\mathbf{U}^H$ ,  $\mathbf{D}$  为由特征值构成的对角矩阵,  $\mathbf{U}$  为对应的特征向量矩阵。

### 2.2 基于最大信噪比盲源分离的干扰抑制方法

最大信噪比盲源分离方法以源信号与估计信号的误差作为噪声信号,构建目标函数为<sup>[15]</sup>

$$\mathbf{M}_{\text{SNR}} = \frac{\mathbf{S}\mathbf{S}^H}{(\mathbf{S} - \mathbf{X})(\mathbf{S} - \mathbf{X})^H} \quad (10)$$

由于源信号是未知的,因此用源信号的滑动平均  $\bar{\mathbf{S}}$  代替  $\mathbf{S}$ ,则式(10)变为

$$\mathbf{M}_{\text{SNR}} = \frac{\bar{\mathbf{S}}\bar{\mathbf{S}}^H}{(\bar{\mathbf{S}} - \mathbf{X})(\bar{\mathbf{S}} - \mathbf{X})^H} \quad (11)$$

式中:  $\bar{S}_i(n) = \frac{1}{p} \sum_{j=0}^p S_i(n-j)$ ,  $\bar{S}_i$  为  $\bar{\mathbf{S}}$  的第  $i$  行元素,  $p$  为滑动平均阶数,  $S_i$  为  $\mathbf{S}$  的第  $i$  行元素。

将  $\mathbf{X} = \mathbf{W}\mathbf{Y}$ ,  $\bar{\mathbf{S}} = \mathbf{W}\bar{\mathbf{Y}}$  代入式(11),可得

$$\mathbf{M}_{\text{SNR}} = \frac{\mathbf{W}\bar{\mathbf{Y}}\bar{\mathbf{Y}}^H\mathbf{W}^H}{\mathbf{W}(\bar{\mathbf{Y}} - \mathbf{Y})(\bar{\mathbf{Y}} - \mathbf{Y})^H\mathbf{W}^H} \quad (12)$$

令  $\mathbf{C} = \bar{\mathbf{Y}}\bar{\mathbf{Y}}^H$ ,  $\tilde{\mathbf{C}} = (\bar{\mathbf{Y}} - \mathbf{Y})(\bar{\mathbf{Y}} - \mathbf{Y})^H$ ,则式(12)变为

$$\mathbf{M}_{\text{SNR}} = \frac{\mathbf{W}\mathbf{C}\mathbf{W}^H}{\mathbf{W}\tilde{\mathbf{C}}\mathbf{W}^H} \quad (13)$$

式(13)对  $\mathbf{W}$  求偏导可得

$$\frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \mathbf{W}} = \frac{2\mathbf{W}\mathbf{C}}{\mathbf{W}\tilde{\mathbf{C}}\mathbf{W}^H} - \frac{2\mathbf{W}\mathbf{C}\mathbf{W}^H\tilde{\mathbf{C}}}{(\mathbf{W}\tilde{\mathbf{C}}\mathbf{W}^H)^2} \quad (14)$$

式(14)的零点即为信噪比函数的极值点,由此可求得分离矩阵的方程为

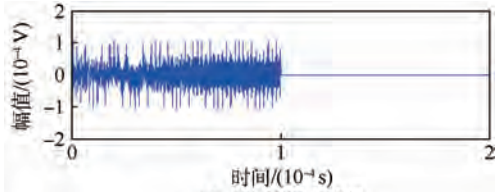
$$\mathbf{W}\mathbf{C} = \frac{\mathbf{W}\mathbf{C}\mathbf{W}^H}{\mathbf{W}\tilde{\mathbf{C}}\mathbf{W}^H}\tilde{\mathbf{C}} \quad (15)$$

对式(15)进行求解,即可得到分离矩阵的估计  $\mathbf{W}$ 。根据已有的研究<sup>[16]</sup>,可知式(15)的解  $\mathbf{W}$  是矩阵  $\tilde{\mathbf{C}}\mathbf{C}^{-1}$  的特征向量。

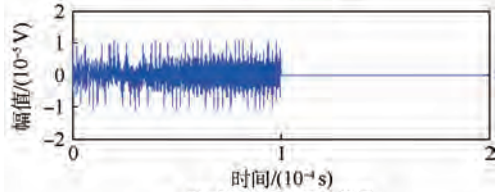
主通道和辅助通道接收的信号经过混叠后,其波形如图3所示。

取滑动平均阶数  $p = 50$ ,则利用最大信噪比盲源分离方法的分离结果如图4所示。

经过盲源分离处理后,输出两路分离后的信号,这两路信号分别表示干扰和回波的分离结果,将两路信号分别与参考信号进行匹配滤波处理,其输出如图5所示。



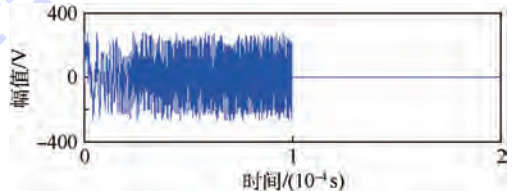
(a) 主通道混合信号



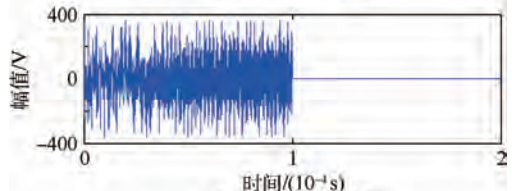
(b) 辅助通道混合信号

图3 主通道和辅助通道的混叠信号

Fig. 3 Mixed signals in main channel and auxiliary channel



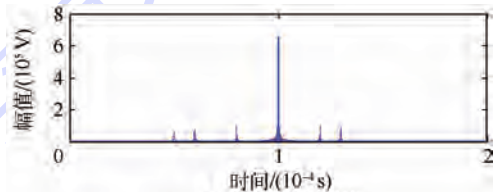
(a) 盲源分离输出1



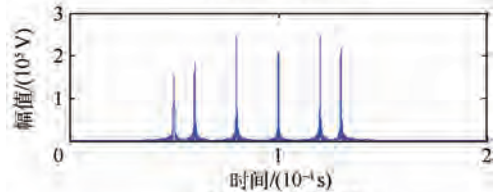
(b) 盲源分离输出2

图4 盲源分离方法的分离结果

Fig. 4 Separation results of BSS method



(a) 盲源分离输出1



(b) 盲源分离输出2

图5 分离结果的脉冲压缩输出

Fig. 5 Pulse compression output of separation results

从匹配滤波的结果可以发现,经过盲源分离处理,输出的两路信号能够分别反映回波和干扰的特征,其中第1个信号(见图5(a))表示分离出来的回波信号的脉冲压缩输出,第2个信号(见图5(b))表示分离出来的干扰信号的脉冲压缩输出。

### 3 对干扰鉴别和抑制

多次移频干扰信号经过脉冲压缩后,会形成多个峰值输出,而目标回波则只有一个输出峰值。根据盲源分离的原理,分离的结果应当是使分离出来的信号中,某一分量占据主要成分,尽可能地降低另一分量所占成分。从图5可以发现,经过盲源分离处理后,分离出来的回波脉冲输出中,仍然存在干扰的分量输出,这些干扰分量与回波的强度为同一数量级,这对于弱信号的检测是不利的,因此必须采取消除干扰分量的影响。

由于干扰信号与回波信号的频谱存在较大的重叠部分,即两者有着较强的相关性,因而对干扰信号分离结果做脉冲压缩后,脉压结果中,除了能够显示构成干扰的5个分量外,还存在一个由回波所引起的分量输出。但是相对于盲源分离之前,回波信号完全被淹没的情况,此时干扰和回波脉压输出已经可以分别进行检测。

根据移频干扰的原理,移频干扰所产生的假目标信号的中心频率与回波信号的中心频率相差  $(f_i - f_0)/2$ , 并且脉压后的干扰信号输出峰值与回波信号输出峰值所在时刻相差  $\Delta t = -(f_i - f_0)/K$ 。从盲源分离的结果可以发现,盲源分离后,已经可以确定回波脉压峰值对应的时刻,对于回波中的干扰分量输出,可以设定距离门,对每一个干扰输出,分别测量其中心频率,根据中心频率与回波中心频率的差异,通过对差频进行补偿从而进一步消除干扰的影响。

因此方法的基本流程为:

**步骤1** 提取主极化通道和交叉极化辅助通道的两路混叠信号,构成观测信号。

**步骤2** 对观测信号进行零均值处理和白化处理。

**步骤3** 计算观测信号的滑动平均,计算矩阵  $C = \bar{Y}Y^H$  和  $\tilde{C} = (\bar{Y} - Y)(\bar{Y} - Y)^H$ 。

**步骤4** 计算矩阵  $\tilde{C}C^{-1}$  的特征向量,得到分离矩阵的最佳估计  $W$ 。

**步骤5** 将  $W$  代入  $X = WY$ , 得到分离结果。

**步骤6** 利用参考信号对分离结果进行脉压处理。

**步骤7** 根据输出结果确定回波和干扰。

**步骤8** 根据干扰的参数,分别对干扰分量进行频率补偿。

在2.2节中,忽略了通道噪声,实际中,干扰机在形成干扰信号的过程中,由于器件的影响,会

引入噪声,尤其是合成干扰信号后,需要经过射频放大装置和天线将干扰信号辐射出去,在此过程中,噪声也会相应地放大。此外,干扰机也可在形成的移频干扰信号中加入噪声,此时相当于噪声+移频复合干扰。假设噪声为零均值高斯噪声,那么当干噪比不同时,盲源分离输出信号的脉压结果如图6所示。

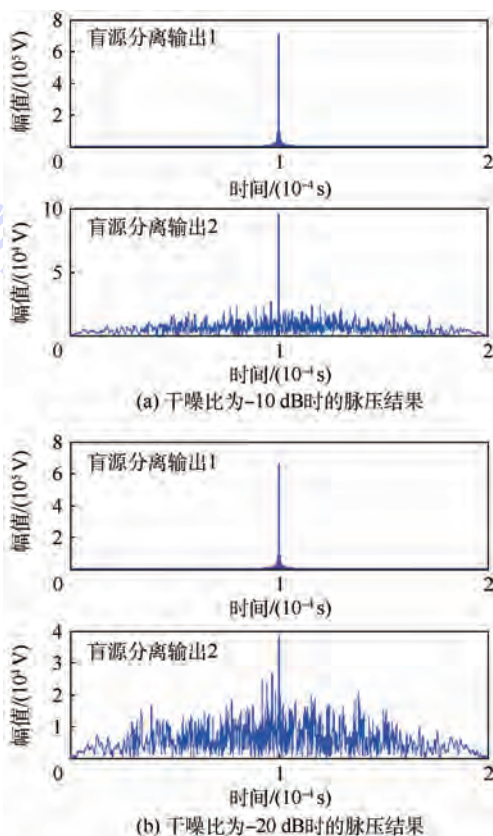


图6 干扰机内噪声对盲源分离结果的影响  
Fig. 6 Effects of noise in jammer on BSS results

从图6可以发现,干扰信号中加入噪声后,相对于无噪声时的情况,目标峰值附近仍存在一些假目标输出峰值的情况,分离出来的回波信号的脉压输出仅有一个峰值,表明加入噪声后,降低了干扰和回波之间的相关性,进一步降低了回波分量中的干扰成分。但是加入噪声后,分离出来的干扰信号中,已经很难看到移频分量,从盲源分离的角度来说,加入噪声后,对干扰信号的提取是失败的,即噪声影响到了盲源分离的性能。但是从抗干扰的角度来说,由于回波信号具有较为明显的特征,因而加入噪声后,仍可从盲源分离的结果提取回波信号,从而保证雷达的正常工作。

### 4 结论

针对移频干扰对 LFM 脉冲压缩雷达的影响,

本文提出了一种基于极化通道扩展和盲源分离结合的干扰对抗方法,主要结论如下:

1) 建立了主瓣干扰条件下,主通道和交叉极化辅助通道的接收信号模型,讨论了干扰和回波信号的可分离性。

2) 研究了基于最大信噪比盲源分离和频率补偿的干扰抑制方法,实现了干扰信号和回波信号的分离,并根据移频干扰的原理,通过频率补偿实现对目标距离信息的正确估计。

3) 通过理论分析和仿真实验可知,该方法具有较好的抗干扰效果,在主瓣干信比为 20 dB 时,仍可实现对目标距离信息的提取。

本文所提出的方法对于进一步研究移频干扰的对抗方法具有重要的参考意义。但是实际应用中,仍然存在许多未知的影响,因而对该方法在实际对抗主瓣干扰中的应用,还需要做进一步的研究。

### 参考文献 (References)

- [1] 黄狮鹏,王剑,徐保国. 线性调频脉冲的移频干扰性能研究[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(5): 935-939.  
HUANG C P, WANG J, XU B G. Performance of shift frequency jamming against LFM signal pulse[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(5): 935-939 (in Chinese).
- [2] 刘忠,陈登伟,谢晓霞,等. LFM 脉冲压缩雷达抗移频干扰的方法研究[J]. 现代雷达, 2006, 28(11): 84-86.  
LIU Z, CHEN D W, XIE X X, et al. A countering technique for LFM PC radar against shift frequency jamming[J]. Modern Radar, 2006, 28(11): 84-86 (in Chinese).
- [3] 吴晓芳,邢世其,王雪松,等. 对合成孔径雷达的脉间分段移频干扰[J]. 航天电子对抗, 2010, 26(1): 53-57.  
WU X F, XING S Q, WANG X S, et al. Interpulse subsection shift-frequency jamming to SAR[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2010, 26(1): 53-57 (in Chinese).
- [4] 顾成虎,曲丽娜. LFM 脉冲压缩雷达的移频干扰技术研究[J]. 哈尔滨商业大学学报(自然科学版), 2015, 31(3): 350-353.  
GU C H, QU L N. Study on frequency-shifting jamming to LFM pulse compression radar[J]. Journal of Harbin University of Commerce (Natural Sciences Edition), 2015, 31(3): 350-353 (in Chinese).
- [5] 周政,唐宏,张永顺. LFM 脉压雷达的随机移频干扰研究[J]. 现代防御技术, 2010, 38(1): 103-106.  
ZHOU Z, TANG H, ZHANG Y S. Randomly shift frequency jamming to LFM pulse compression radar[J]. Modern Defence Technology, 2010, 38(1): 103-106 (in Chinese).
- [6] 王玉军,赵国庆. 对 LFM 雷达的  $N$  阶 SSC 盲移频干扰方法[J]. 电路与系统学报, 2011, 16(4): 70-74.  
WANG Y J, ZHAO G Q. Blind  $N$ th-order SSC shift-frequency jamming to LFM radar [J]. Journal of Circuits and Systems, 2011, 16(4): 70-74 (in Chinese).
- [7] 王玉军,朱丽莉,蒋磊. LFM 雷达移频干扰特征的消隐方法研究[J]. 雷达学报, 2012, 1(4): 420-425.  
WANG Y J, ZHU L L, JIANG L. The study on characteristic blanking technique in frequency shifting jamming for LFM radar [J]. Journal of Radars, 2012, 1(4): 420-425 (in Chinese).
- [8] 冯有前,余付平,高大化,等. 稀疏分解在雷达移频干扰抑制方面的应用研究[J]. 计算机工程与应用, 2012, 48(6): 129-130.  
FENG Y Q, YU F P, GAO D H, et al. Research on radar shift-frequency jamming suppression based on sparse decomposition [J]. Computer Engineering and Applications, 2012, 48(6): 129-130 (in Chinese).
- [9] 尹洪伟,李国林,路翠华. 一种基于复值盲分离的欺骗干扰抑制方法[J]. 上海交通大学学报, 2015, 49(10): 1564-1569.  
YIN H W, LI G L, LU C H. An algorithm of deception jamming suppression based on complex-value blind source separation [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2015, 49(10): 1564-1569 (in Chinese).
- [10] 李飞,李国林,粘朋雷. 基于盲源分离的雷达信号欺骗干扰抑制[J]. 海军航空工程学院学报, 2015, 30(5): 424-428.  
LI F, LI G L, NIAN P L. Radar signal deception jamming suppressing based on blind source separation [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2015, 30(5): 424-428 (in Chinese).
- [11] 王小静,罗双才. 一种基于慢时域盲分离的欺骗干扰抑制方法[J]. 电子信息对抗技术, 2013, 28(2): 42-46  
WANG X J, LUO S C. An approach to the deception jamming suppression based on blind signal separation in slow-time domain [J]. Electronic Information Warfare Technology, 2013, 28(2): 42-46 (in Chinese).
- [12] 罗双才,唐斌. 一种基于盲分离的欺骗干扰抑制方法[J]. 电子与信息学报, 2011, 33(12): 2801-2806.  
LUO S C, TANG B. An algorithm of deception jamming suppression based on blind signal separation [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2011, 33(12): 2801-2806 (in Chinese).
- [13] SCHLEHER D C. Electronic warfare in the information age [M]. New York: Artech House, 1999: 271-273.
- [14] 刘璐,孙建德,许宏吉. 盲信号处理理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2013: 10-12.  
LIU J, SUN J D, XU H J. Blind signal processing theory and application [M]. Beijing: Science Press, 2013: 10-12 (in Chinese).
- [15] 高剑茹,高宝成. 基于最大信噪比的盲源分离方法的修正与比较[J]. 电脑与信息技术, 2009, 17(1): 19-21.  
GAO J R, GAO B C. Revision and comparison of blind source separation algorithm based on maximum signal noise ratio [J]. Computer and Information Technology, 2009, 17(1): 19-21 (in Chinese).
- [16] BORG M. Learning multidimensional signal processing [M]. Linköping: Linköping University, 1998: 60-61.

## 作者简介:

李欣 男,博士研究生。主要研究方向:雷达抗干扰新技术。

子对抗技术。

付孝龙 男,博士研究生。主要研究方向:雷达抗干扰新技术。

王春阳 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:雷达电

原慧 女,博士研究生。主要研究方向:盲信号处理。

## Shift-frequency jamming suppression technique based on polarized channel expanding and blind source separation union

LI Xin, WANG Chunyang\*, FU Xiaolong, YUAN Hui

(School of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** Multiple shift-frequency jamming is an effective coherent jamming type to linear frequency modulation (LFM) pulse compression radar, which could produce multiple false targets before and after real target when it is applied in self-defense jamming. Considering the jamming suppression problem, a method based on blind source separation (BSS) to separate echo and jamming signals and frequency compensation to suppress jamming signal is proposed. First, the feasibility of cross polarized channel expanding was illustrated. Second, a radar-receiving-signal model was established after channel expanding. The separability of echo and jamming signal was discussed. Finally, the jamming suppression method based on the maximum signal-to-noise ratio blind source separation and frequency compensation was studied, and the influence of accessional noise from jammer was analyzed. Simulation results show that the proposed method could extract the target echo signal from the mixed signal effectively even when the jamming-to-signal ratio is 20 dB, which will suppress the main lobe shift-frequency jamming.

**Keywords:** shift-frequency jamming; polarized channel expanding; blind source separation (BSS); frequency compensation; pulse compression

**Received:** 2016-03-30; **Accepted:** 2016-07-01; **Published online:** 2016-08-30 11:15

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160830.1115.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160830.1115.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61501500); Aeronautical Science Foundation of China (20150196007)

\* **Corresponding author.** E-mail: Wcy\_kgd\_cn@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0257

# 基于 FDA-MIMO 的距离欺骗干扰鉴别方法

张昭建, 谢军伟\*, 李欣, 盛川, 胡祺勇

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

**摘 要:** 提出了一种基于频率分集阵列多输入多输出(FDA-MIMO)的距离欺骗干扰鉴别方法。FDA-MIMO 中,目标回波在阵元间产生的相位差及空间角频率与距离、角度呈线性关系,而假目标不满足该关系。本文对目标回波和多类假目标在 FDA-MIMO 接收端的相位差、空间角频率进行了理论推导,详细分析了上下变频、匹配滤波、信号混合、移频等因素的影响,给出了假目标鉴别的具体流程。理论分析及仿真结果表明,该方法能准确提取混合信号的相位差及空间角频率信息,有效对抗多种类型的转发式欺骗干扰。

**关键词:** 雷达; 转发式欺骗干扰; 频率分集阵列(FDA); 相位差; 空间角频率

**中图分类号:** TN974

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0738-09

雷达对抗中,基于数字射频存储器(DRFM)的转发式欺骗干扰,能够对雷达探测信号进行瞬时截获和精确复制,使雷达产生多个逼真假目标,给信号检测和跟踪带来巨大挑战。

针对 DRFM 假目标干扰,文献[1-2]通过发射一组相关性优良的信号集,利用转发式欺骗干扰与目标回波的相对时延实现干扰信号抑制,但无法处理干扰与回波在同一脉冲重复周期内的混合信号。文献[3]研究了目标回波和转发式欺骗干扰在幅度起伏、高阶统计量、双谱特征上的差异,但相关特征量计算复杂度高,且提取较为困难。文献[4-5]研究了网络化雷达场景下,通过位置、速度、角度数据融合及各站雷达回波幅度的相关性检测等手段,实现假目标剔除。当假目标数量较多时,相关算法计算复杂度高,难以满足探测跟踪的实时性要求。

2006年, Antonik 等<sup>[6]</sup>提出了频率分集阵列(FDA)的概念,引起了广泛关注。FDA 雷达通过传统相控阵雷达各阵元中引入微小频差,使空

间波束指向随距离变化而发生变化,实现了波束的空间扫描,同时,其距离独立性和角度自动扫描的性质使频率分集可用于鉴别和抑制干扰,在多径抑制及假目标干扰方面具有较大潜力<sup>[6-8]</sup>。近年来,国内外学者针对 FDA 体制的波束扫描特性开展了大量研究,文献[9]讨论了 FDA 的波束特性及应用前景,指出了 FDA 体制仍需解决的几项问题;文献[10-11]对 FDA 空间波束扫描特性进行了理论分析,得到了 FDA 阵列波束指向与引入频差间的对应关系;文献[12]讨论了 FDA 体制在多输入多输出(MIMO)中的应用,给出了 FDA-MIMO 雷达的波束控制及波束形成算法;文献[13-15]讨论了 FDA 体制在角度及距离参数估计方面的主要特点,指出了 FDA 在目标参数估计方面较传统相控阵精度较高;文献[16]提出了可用于转发式欺骗干扰抑制的 FDA-MIMO 模型,但仅对发射信号为单频信号的状态进行了讨论,且未提及相邻阵元相位差的提取方法。

针对以上问题,本文提出了基于 FDA 的假目

收稿日期: 2016-04-05; 录用日期: 2016-06-03; 网络出版时间: 2016-06-23 09:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.0909.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61501500)

\* 通讯作者: E-mail: fdxiejunwei@163.com

**引用格式:** 张昭建, 谢军伟, 李欣, 等. 基于 FDA-MIMO 的距离欺骗干扰鉴别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 738-746. ZHANG Z J, XIE J W, LI X, et al. Discrimination method of range deception jamming based on FDA-MIMO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 738-746 (in Chinese).

标干扰抑制方法,通过提取雷达接收信号在不同阵元间的相位差或空间角频率,实现目标回波与假目标的区分与鉴别,理论推导与仿真结果表明,该方法能有效对抗各类 DRFM 假目标干扰。

## 1 FDA 信号模型

目前,得到普遍讨论的 FDA 主要为均匀线性阵列(ULA)FDA,结构如图1所示。各阵元发射信号可表示为

$$s_m(t) = \exp(j2\pi f_m t) \quad (1)$$

式中: $t$ 为自脉冲起始时刻起脉冲传播经历的时间;各阵元发射频率为

$$f_m = f_0 + (m - 1)\Delta f \quad m = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

式中: $f_0$ 、 $\Delta f$ 和 $N$ 分别为载频、阵元间频差和阵元总数。

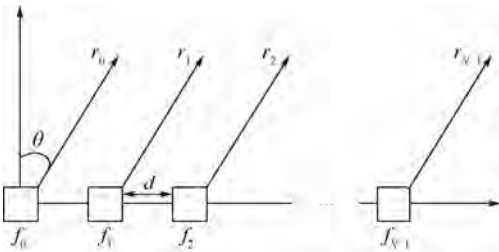


图1 ULA FDA 结构示意图

Fig.1 Structure diagram of ULA FDA

设在空间中某位置 $\{R, \theta\}$ 处有一目标,阵元 $m$ 的发射信号,经目标反射且重新被阵元 $m$ 接收的接收信号为

$$s_{r_m}(t) = \exp\left[j2\pi f_m \left(t - \frac{2r_m}{c}\right)\right] \quad (3)$$

式中: $r_m = R - md\sin\theta$ , $d$ 为阵元间距; $c$ 为光速。由此,接收端两相邻阵元接收信号的相位差为

$$\Delta\psi = 2\pi f_m \left(t - \frac{2r_m}{c}\right) - 2\pi f_{m-1} \left(t - \frac{2r_{m-1}}{c}\right) = 2\pi\Delta f \left(t - \frac{2r_m}{c}\right) + 4\pi f_{m-1} \frac{d\sin\theta}{c} \quad (4)$$

FDA中,要求 $f_0 \geq N\Delta f$ <sup>[9]</sup>,此时:

$$\Delta\psi \approx 2\pi\Delta ft + 4\pi \left(\frac{f_0 d\sin\theta}{c} - \frac{\Delta f R}{c}\right) = \Delta\psi_1 + \Delta\psi_2 \quad (5)$$

当 $\Delta f = 0$ 时,FDA阵列转换为传统相控阵模式。该相位差由两部分组成, $\Delta\psi_1 = 2\pi\Delta ft$ 为两相邻阵元初始信号因脉宽产生的相位差,该相位差是时变的, $\Delta\psi_2 = 4\pi \left(\frac{f_0 d\sin\theta}{c} - \frac{\Delta f R}{c}\right)$ 为传播过程中,因为频差及波程差造成的相位差,该相位差与距离、角度呈线性关系。实际计算时, $\Delta\psi_1$ 可根据

发射信号脉宽及频率间隔进行补偿,本文只考虑 $\Delta\psi_2$ ,即传播过程引起的相位差。

线性调频(LFM)信号是一种大时宽带宽积信号,具有低截获、较好的多普勒容忍度等良好特性,在当前武器装备中应用最为广泛,本文主要针对LFM信号展开研究。目前,DRFM干扰机针对LFM信号实施转发式欺骗干扰,往往通过复制雷达信号,并附加一定时延实现,为达到速度欺骗及假目标前移等效果,还会添加一定频移<sup>[17]</sup>。设各阵元发射信号相互正交,目标接收各阵元发射信号的混合信号,统一进行复制并附加时延后,在距离 $r_j$ 上产生一假目标,由于未进行相位调制,转发的信号与真实目标回波信号基本一致,即假目标信号在相邻阵元间的相位差与式(5)相同,此时:

$$\Delta\psi \neq 2\pi \left(\frac{f_0 d\sin\theta}{c} - \frac{\Delta f r_j}{c}\right) \quad (6)$$

从式(6)看出,假目标在相邻阵元间产生的相位差与距离、角度是“失配”的,可利用其进行假目标鉴别与抑制。

## 2 FDA-MIMO 假目标鉴别模型

利用FDA进行假目标鉴别的前提是相邻阵元间的相位差能够被检测和提取。若相邻阵元发射信号的波形相同,则阵元接收的回波信号是所有阵元回波的混合信号,原有的相位关系会被破坏。因此,要实现相位差的鉴别,不同阵元需发射正交波形,即工作于MIMO模式以实现各自收发目的。

### 2.1 回波信号的各阵元间相位差

设FDA-MIMO雷达含 $N$ 个阵元,阵元1和阵元 $n$ 的接收信号可分别表示为

$$\begin{cases} s_1(t) = \sqrt{\frac{E}{N_i}} \phi_1(t) \exp\left\{j\left[2\pi\left(f_1 t + \frac{1}{2}\mu t^2\right)\right]\right\} \cdot \text{rect}\left(\frac{t}{\tau}\right) \\ s_n(t) = \sqrt{\frac{E}{N_i}} \phi_n(t) \exp\left\{j\left[2\pi\left(f_n t + \frac{1}{2}\mu t^2 + \Delta\varphi_n\right)\right]\right\} \cdot \text{rect}\left(\frac{t}{\tau}\right) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\sqrt{E/N_i}$ 为接收端信噪比, $E$ 为接受的雷达信号能量, $N_i$ 为噪声信号能量; $\tau$ 为发射信号脉宽; $\mu$ 为调频斜率; $\phi_n(t)$ 为相位调制项,以保证各阵元间发射的信号相互正交,即

$$\int \phi_n(t) \phi_l(t) dt = 0 \quad n \neq l; n, l \in [1, N] \quad (8)$$

式中:根据匹配滤波相关理论,其对相位的影响在匹配滤波后会被消除,因此本文不考虑正交调制对相位差造成的影响。由式(5)可得,回波信号匹配滤波前在相邻阵元间的相位差和各发射信号起始点因病程差引起的固有相位差分别为

$$\Delta\psi_n = \varphi(s_n) - \varphi(s_1) = 2\pi(n-1)\Delta f \text{rect}\left(\frac{t}{\tau}\right) + 4\pi(n-1)\left(\frac{f_0 d \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r}{c}\right) \quad (9)$$

$$\Delta\varphi_n = 4\pi(n-1)\left(\frac{f_0 d \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r}{c}\right) \quad (10)$$

匹配滤波后,各阵元输出信号为<sup>[18]</sup>

$$x_n(t) = A\sqrt{D} \frac{\sin[\pi B(t-t_0)]}{\pi B(t-t_0)} \cos[2\pi f_n(t-t_0) + \Delta\varphi_n] \quad (11)$$

式中: $A$ 为信号的幅度放大系数; $B = \mu\tau$ 为 LFM 信号带宽; $D = B\tau$ 为 LFM 信号的时宽带宽积; $t_0$ 为匹配滤波器固有时延。则匹配滤波后,各阵元输出信号的相位差为

$$\Delta\psi_n = 2\pi(n-1)\Delta f(t-t_0) + \Delta\varphi_n \quad t \in [t_0 - \tau, t_0 + \tau] \quad (12)$$

在尖峰输出时刻( $t = t_0$ ),各阵元输出相位差

$$\Delta\psi_n = \Delta\varphi_n。$$

## 2.2 转发式欺骗干扰信号的各阵元间相位差

对转发式欺骗干扰,设 DRFM 干扰机能成功检测并精确复制各阵元发射信号,以间歇采样信号为例(重复采样信号可看作多个间歇采样信号的叠加),DRFM 干扰机对第  $n$  个阵元发射信号的采样信号和复制转发信号可分别表示为

$$\begin{cases} s_{sn}(t) = p(t)s_n(t) = \text{rect}\left(\frac{t}{\tau'}\right) \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \delta(t-nT_s)s_n(t) \\ s_{in}(t) = s_{sn}(t - \tau') \end{cases} \quad (13)$$

式中: $p(t)$ 为取样函数; $\delta$ 为冲激函数; $\tau'$ 为采样脉宽; $T_s$ 为重复周期。匹配滤波前,各阵元的相位差为

$$\Delta\psi_n = [2\pi(n-1)\Delta f(t - \tau') + \Delta\varphi_n] \cdot \text{rect}\left(\frac{t}{\tau'}\right) \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \delta(t - nT_s) \quad (14)$$

该信号经匹配滤波后的时域函数为<sup>[17]</sup>

$$y_n(t) = \left[ \frac{\tau}{T_s} + \frac{2\tau}{T_s} \left( \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin(n\pi f_s \tau)}{n\pi f_s \tau} \right) \right] \cos 2n\pi f_s \tau \cdot x_n(t - \tau') = y_n x_n(t - \tau') \quad (15)$$

式中: $f_s = 1/T_s$ 为采样频率; $y_n$ 为包络调制项,则

到匹配滤波后,干扰信号在各阵元输出相位差为

$$\Delta\psi_n = [2\pi(n-1)\Delta f(t - t_0 - \tau') + \Delta\varphi_n] \cdot \text{rect}\left(\frac{t - t_0}{\tau'}\right) \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \delta(t - nT_s) \quad (16)$$

在干扰信号输出的峰值点( $t = t_0 + \tau'$ ):

$$\Delta\psi_n = 4\pi(n-1)\left(\frac{f_0 d \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r}{c}\right) \neq 4\pi(n-1)\left(\frac{f_0 d \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r_j}{c}\right) \quad (17)$$

因此,干扰信号在相邻阵元间产生的相位差与按式(5)计算的理论相位差并不匹配。

### 2.2.1 移频给相位差带来的影响

针对 LFM 信号的复制转发干扰通常结合移频共同使用,设移频量为  $\zeta$ ,则移频干扰信号的匹配滤波输出为<sup>[17]</sup>

$$y_\zeta(t) = \frac{\sin\left[\pi B\left(t - T + \frac{\zeta}{\mu}\right)\left(1 - \frac{|t - T|}{T}\right)\right]}{\pi B\left(t - T + \frac{\zeta}{\mu}\right)\left(1 - \frac{|t - T|}{T}\right)} \left(1 - \frac{|t - T|}{T}\right) \cdot \exp\left[j2\pi\left(f_0 + \frac{B + \zeta}{2}\right)(t - T) + \frac{\zeta}{2}T\right] \quad (18)$$

移频干扰信号匹配滤波后为一单频振荡信号,尖峰输出时刻为  $t = T - \frac{\zeta}{\mu}$ ,则移频干信号在各阵元输出的相位差依然可用式(15)表示,在尖峰输出时刻,其相位差为

$$\Delta\psi_n = -2\pi(n-1)\Delta f \frac{\zeta}{\mu} + \Delta\varphi_n \quad (19)$$

可见,移频的添加并未改变相位差的变化规律,但改变了干扰信号的峰值输出时刻,也相应改变了峰值输出时刻对应的相位差。

### 2.2.2 上下变频各相位差带来的影响

干扰机截获、复制雷达信号,以及雷达接收机发射、接收信号,都要进行上下变频。本节讨论上下变频对相位差的影响。

#### 1) 干扰机上下变频对相位差的影响

因为各阵元发射信号频率间隔较小,干扰机会用同一本振对各阵元发射信号进行上下变频,设干扰机接收阵元  $n$  的发射信号为

$$s_{Tn} = \exp(j2\pi f_n t) \quad n = 1, 2, \dots, N \quad (20)$$

干扰机本振为  $f_\delta$ ,设下变频时本振信号为

$$s_b = \exp(j2\pi f_\delta t) \quad (21)$$

则下变频后中频信号为

$$s_z = \exp[j2\pi(f_n - f_\delta)t] \quad (22)$$

设干扰机对发射信号的复制转发造成的延时

为  $\tau$ , 此时本振信号为

$$s'_b = \exp[j2\pi f_\delta(t - \tau)] = \exp(j2\pi f_\delta t + \varphi_\delta) \quad (23)$$

经上变频后的信号为

$$s_T = \exp(j2\pi f_n t + \varphi_\delta) \quad n = 1, 2, \dots, N \quad (24)$$

即上下变频会使转发信号引入一个相位调制, 但该调制对所有阵元信号是相同的, 在求取相位差时会将该调制项直接抵消掉, 即干扰机的上下变频不会对相位差鉴别带来影响。

## 2) 雷达上下变频对相位差的影响

各阵元发射信号频率间隔的相关信息对雷达发射、接收机是已知的, 雷达对各阵元发射信号的上下变频可通过 2 种方式进行, 一种是雷达使用同一本振对所有阵元信号进行上下变频, 此时, 变频引入的相位调制对所有阵元是一致的, 不会影响阵元间相位差。而若雷达每个阵元通道都使用对应的本振进行上下变频, 变频引入的相位调制则与各阵元发射频率有关, 该相位调制会减弱各阵元间接收信号的相位差异, 给相位差信息的提取带来困难。此时, 可采用相位法测多普勒频率时, 变频相位差的补偿算法进行相位补偿。本文假设雷达方使用同一本振对各阵元信号进行变频。

## 2.3 混合信号中各阵元的相位差

重复采样信号可看成多个间歇采样过程的混合, 在干扰情况下, 雷达接收端接收的是干扰与回波的混合信号, 因此, 需讨论混合信号各阵元间相位差与各分量信号的关系。假设某输出信号包含 2 路输出复信号  $s_1$  和  $s_2$ , 相位分别为  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$ , 实部分别表示为  $a_1$  和  $a_2$ , 则  $s_1$  和  $s_2$  可分别表示为

$$\begin{cases} s_1 = a_1 + a_1 j \tan \varphi_1 \\ s_2 = a_2 + a_2 j \tan \varphi_2 \end{cases} \quad (25)$$

则混合信号  $s = s_1 + s_2$  的相位为

$$\varphi = \arctan\left(\frac{a_1 \tan \varphi_1 + a_2 \tan \varphi_2}{a_1 + a_2}\right)$$

当  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  比较接近时,  $\varphi$  可近似表示为

$$\varphi \approx \frac{a_1}{a_1 + a_2} \varphi_1 + \frac{a_2}{a_1 + a_2} \varphi_2 \quad (26)$$

即 2 路信号线性混合后的相位为原 2 路信号在相位域的“能量质心”。

对接收机接收的混合信号(同时包含干扰与回波), 为达到欺骗效果, 往往要求输出假目标与真实目标分布在不同距离单元内。真实目标所在距离上的信号为回波峰值与假目标副瓣信号叠加的混合信号, 相位差以回波信号为主; 而在假目标对应距离上的信号为回波副瓣与干扰信号峰值叠加的混合信号, 相位差主要以假目标产生的相位

差为主。

## 2.4 空间角频率的计算及测量

基于空间角频率的假目标鉴别方法与基于相差的鉴别方法思想基本一致, 信号的空间角频率可通过阵元间相差直接计算得出, 根据空间角频率的定义<sup>[16]</sup>, 各阵元接收信号在尖峰输出时刻的理论空间角频率为

$$f_x = \frac{\Delta\psi}{2\pi d} = 2\left(\frac{f_0 \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r}{cd}\right) \quad (27)$$

而对距离欺骗干扰产生的假目标, 实际的空间角频率为

$$f_x = \frac{\Delta\psi}{2\pi d} = 2\left(\frac{f_0 \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r}{cd}\right) \neq 2\left(\frac{f_0 \sin \theta}{c} - \frac{\Delta f r_j}{cd}\right) \quad (28)$$

实际应用中, 空间角频率可通过截取各阵元同一时间的输出信号, 直接进行快速傅里叶变换(FFT)处理测量得出, FFT 处理后的频率分辨率由阵元总数及频率间隔确定, 阵元总数越多、频率间隔越大, FFT 的频率分辨率越高。

综上分析, 可得出 FDA-脉压雷达进行假目标鉴别的具体流程如下:

### 1) 相位差鉴别方法

- ① 利用单脉冲测角法, 得到目标所在的确切方位  $\theta_n$ 。
- ② 根据匹配滤波输出, 读出各输出峰值对应的距离  $r_n$ 。
- ③ 利用式(3), 求解各峰值输出点在各阵元间的理论相位差  $\Delta\varphi_n$ 。
- ④ 根据 IQ 双通道输出, 直接求取各峰值输出点的实际输出相位, 求解各阵元的实际相位差  $\Delta\psi_n$ 。

⑤ 设置门限  $\varepsilon$ , 若  $|\Delta\varphi_n - \Delta\psi_n| \leq \varepsilon$ , 则判定为真目标, 相反, 则判定为假目标。

### 2) 空间角频率鉴别方法

- ① 根据相位差法中的步骤①和步骤②, 读出各峰值对应的角度、距离  $\{\theta_n, r_n\}$ 。
- ② 利用式(27), 计算各峰值对应的理论空间角频率  $f_{xn}$ 。

③ 取峰值输出时刻各阵元的输出信号, 直接进行 FFT 处理, 求得实际的空间角频率  $f'_{xn}$ 。

④ 设置门限  $\varepsilon$ , 若  $|f'_{xn} - f_{xn}| \leq \varepsilon$ , 则判定为真目标, 相反, 则判定为假目标。

## 3 仿真分析

### 3.1 相位差法仿真

仿真数据: FDA-MIMO 含 2 个阵元, 雷达中频

频率为 20 MHz, 带宽 5 MHz, 各阵元频差为 1 kHz, 脉宽 100  $\mu$ s, 目标与雷达距离 30 km, 方位角为  $\pi/6$ 。未释放干扰时, 各对应距离上两阵元匹配滤波输出信号的相位差如图 2 所示。

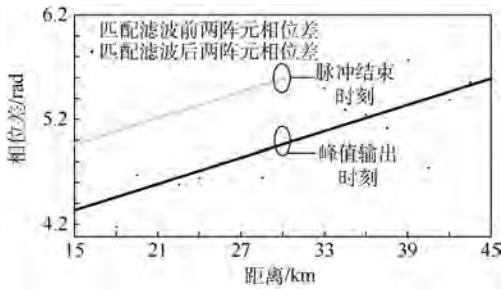


图 2 回波信号在两阵元间的相位差

Fig. 2 Phase difference between two array elements of echo signal

### 3.1.1 间歇采样干扰信号仿真

目标利用 DRFM 干扰机释放间歇采样式干扰, 干扰幅度为回波 3 倍, 信号每采样 10  $\mu$ s 转发 1 次, 共转发 5 次, 实验分 2 组, 一组无移频, 一组含 1 MHz 的正向移频, 释放干扰时, 2 组干扰信号与回波信号的匹配滤波输出如图 3 所示。

从图 3 可看出, 干扰信号在回波信号所在距离单元外产生了假目标, 附加移频时, 假目标产生位置发生前移。当接收端接收干扰与回波的混合信号时, 两阵元相位差如图 4 所示。

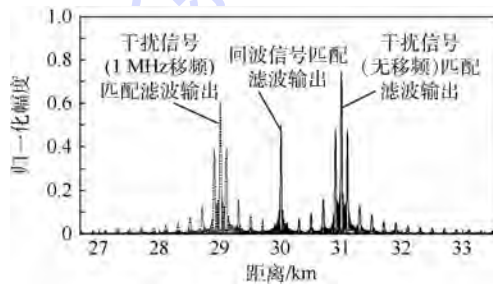


图 3 间歇采样干扰信号与回波信号的匹配滤波输出

Fig. 3 Matched filtering output of interrupted-sampling jamming and echo signals

由图 4 看出, 回波信号的相位差与干扰信号的相位差随时间的变化趋势一致, 但干扰附加了一定时延, 峰值产生位置发生了偏移。在回波信号峰值点, 混合信号相位与回波信号相位基本一致, 而在干扰信号峰值点, 混合信号相位与干扰信号基本一致。不同干信比 (JSR) 下, 干扰信号 1 (不含移频)、干扰信号 2 (含 1 MHz 移频)、回波信号、混合信号 1 (回波与干扰 1)、混合信号 2 (回波与干扰 2) 相位差如表 1 所示。

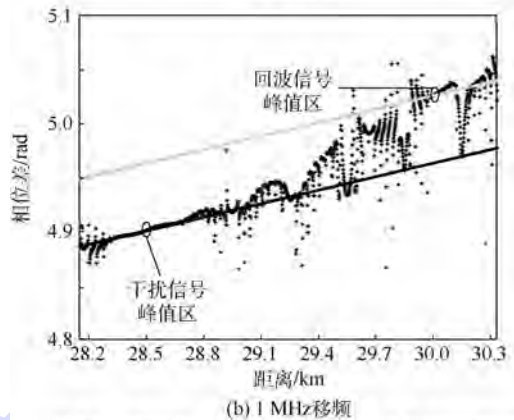
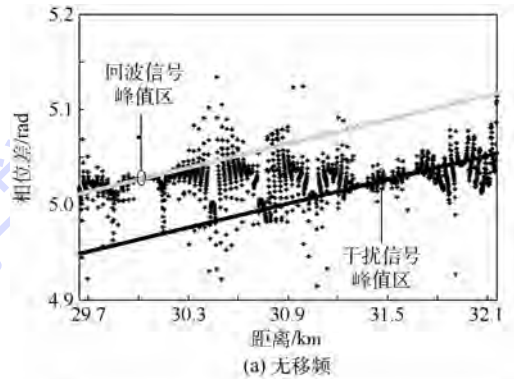


图 4 回波信号、间歇采样干扰信号 (无移频和 1 MHz 移频) 与混合信号匹配滤波输出的阵元间相位差

Fig. 4 Matched filtering output's phase difference of echo signals, interrupted-sampling jamming signals (without any frequency shift and with 1 MHz frequency shift) and mixed signals

表 1 不同干信比下回波信号、间歇采样干扰信号及混合信号在两阵元间的相位差

Table 1 Phase difference between two array elements of echo, interrupted-sampling jamming and mixed signals under different JSRs

信号类型	峰值指示距离/km	目标类型	各距离相位差理论值/rad	不同干信比下相位差测量值/rad			
				JSR = 6 dB	JSR = 9 dB	JSR = 12 dB	JSR = 20 dB
回波	30.0	真	5.026	5.026	5.026	5.026	5.026
干扰 1	31.5	假	4.960	5.026	5.026	5.026	5.026
干扰 2	28.5	假	5.089	4.901	4.909	4.909	4.909
混合 1	30.0	真	5.026	5.026	5.026	5.026	5.026
混合 1	31.5	假	4.960	5.026	5.026	5.026	5.026
混合 2	30.0	真	5.026	5.026	5.026	5.026	5.026
混合 2	28.5	假	5.089	4.909	4.901	4.901	4.901

从表1看出,混合信号中,真实目标对应距离上,实测相差与理论相差基本一致,而假目标对应距离上,实测相差与理论相差存在0.1~0.2 rad的偏差,且该偏差对干信比不敏感。

3.1.2 重复采样干扰信号仿真

目标释放重复采样式干扰,干扰幅度为回波幅度的3倍,释放干扰时,信号采样长度5 μs,重复发送3次,共采样5次。实验分两组,一组无移频,一组含1 MHz正向移频。此时,重复采样信号可以看成3个间歇采样信号的合成信号(各间歇采样信号采样周期20 μs,采5 μs,发5 μs,但均有一定时延,分量信号1采样之后直接转发,分量信号2为采样之后延时5 μs转发,分量信号3为延时10 μs转发)。两组干扰信号与回波信号的匹配滤波输出如图5所示。

由图5可看出,重复采样信号在真实目标周围产生了一定数量的假目标群(主假目标个数与重复转发次数一致)。雷达接收重复干扰信号与回波信号的混合信号,回波信号、干扰信号、混合信号的相位差关系如图6所示。

由图6看出,在真实目标对应距离上,混合信号相位差与回波信号基本一致,而在各假目标

对应距离上,混合信号相位差与重复采样信号各分量信号基本一致,不同干信比下,回波信号、干扰信号1(无移频)、干扰信号2(1 MHz 移频)、混合信号1(回波与干扰1)、混合信号2(回波与干扰2)的相位差如表2和图7所示(图7中,实线代表无移频干扰信号,虚线代表含移频干扰信号)。

由表2和图7可看出,在真实目标位置处,混合信号相位差与理论相位差基本一致(偏差随

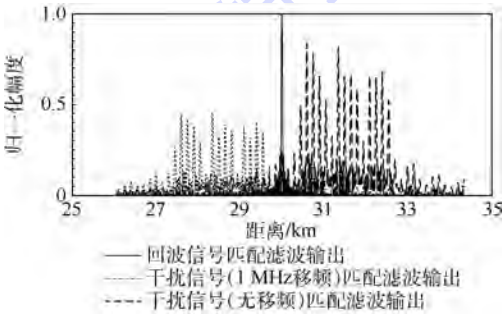
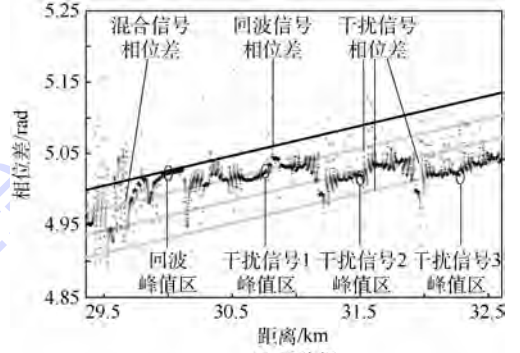
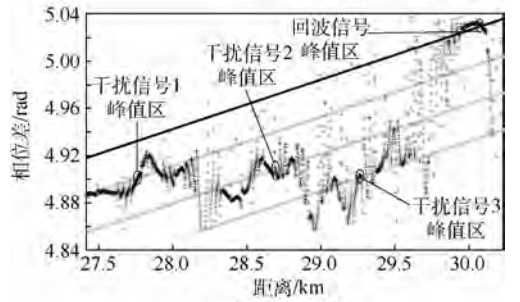


图5 重复采样干扰信号与回波信号的匹配滤波输出

Fig.5 Matched filtering output of repeated-sampling jamming and echo signals



(a) 无移频



(b) 1 MHz移频

· 回波信号相位差  
· 混合信号相位差  
· 干扰信号1相位差  
· 干扰信号2相位差  
· 干扰信号3相位差

图6 回波信号、重复采样干扰信号(无移频和1 MHz 移频)与混合信号匹配滤波输出的阵元间相位差

Fig.6 Matched filtering output's phase difference of echo signals, repeated-sampling jamming signals (without any frequency shift and with 1 MHz frequency shift) and mixed signals

表2 不同干信比下回波信号、重复采样干扰信号及混合信号在两阵元间的相位差

Table 2 Phase difference between two array elements of echo, repeated-sampling jamming and mixed signals under different JSRs

信号类型	峰值指示距离/km	目标类型	各距离相位差理论值/rad	不同干信比下相位差测量值/rad			
				JSR = 6 dB	JSR = 9 dB	JSR = 12 dB	JSR = 20 dB
回波	30.00	真	5.026	5.026	5.026	5.026	5.026
混合1	30.00	真	5.026	5.022	5.021	5.021	5.021
混合1	30.75	假	5.000	5.020	5.020	5.030	5.030
混合1	31.50	假	4.960	5.020	5.020	5.020	5.020
混合1	32.25	假	4.930	5.030	5.040	5.010	5.000
混合2	30.00	真	5.026	5.028	5.033	5.034	5.039
混合2	27.75	假	5.120	4.820	4.790	4.790	4.790
混合2	28.50	假	5.090	4.900	4.900	4.900	4.900
混合2	29.25	假	5.060	4.930	4.920	4.920	4.920

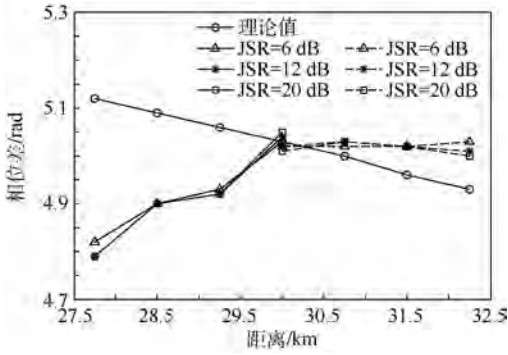


图7 不同干信比下,混合信号各峰值相位差与理论相位差对比

Fig.7 Comparison between peak's phase difference of mixed signal and theoretic phase difference under different JSRs

干信比增大而增大),在假目标位置处,混合信号相位差与理论相位差存在一定差异,对无移频干扰信号,差距在0.1 rad左右,对含移频干扰信号,差距在0.15~0.40 rad之间,且相位误差对干信比不敏感。

### 3.2 空间角频率法仿真

仿真数据:设FDA-MIMO雷达含128个阵元(方便FFT处理),阵元间频差1 kHz,阵元间距0.15 cm,脉宽100  $\mu$ s,目标与雷达距离30 km,方位角为 $\pi/6$ 。间歇采样干扰参数设置与相位差法设置一致,回波与干扰信号尖峰输出时刻的理论空间角频率可通过式(27)计算得出,通过FFT处理测得混合信号各峰值输出时刻的空间角频率如图8所示( $x$ 和 $y$ 分别为点的横纵坐标值)。

由图8可看出,各信号均有恒定的空间角频率,混合信号各峰值输出点对应距离、理论空间角频率与实际空间角频率如表3所示。

由表3可知,除去FFT频率分辨力引起的测频误差,回波的实际角频率与理论角频率基本一致,而干扰1、干扰2实际角频率与理论角频率均存在一定差异,特别是添加移频后,角频率差异

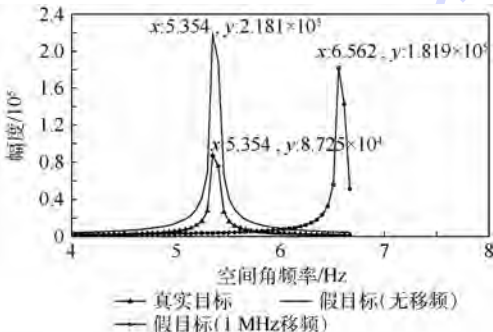


图8 回波与间歇采样干扰信号的空间角频率测量值  
Fig.8 Measured spatial frequency of echo and interrupted-sampling jamming signals

较大,可用于假目标干扰鉴别。

对重复转发式欺骗干扰,参数设置与相位差法一致,通过FFT处理测得混合信号各峰值输出时刻的空间角频率如图9所示。

由图9可知,各种干扰与回波的混合信号,在各峰值输出时刻均有恒定的空间角频率。各峰值输出点对应距离、理论空间角频率与实际空间角频率如表4所示。

表3 回波与间歇采样干扰信号的空间角频率

Table 3 Spatial frequency of echo and interrupted-sampling jamming signals

信号类型	峰值指示 距离/km	理论空间 角频率/Hz	实际空间 角频率/Hz
回波	30.0	5.34	5.354
干扰1	31.5	5.26	5.354
干扰2	28.5	5.40	6.562

注:干扰1不含移频,干扰2含1 MHz移频。

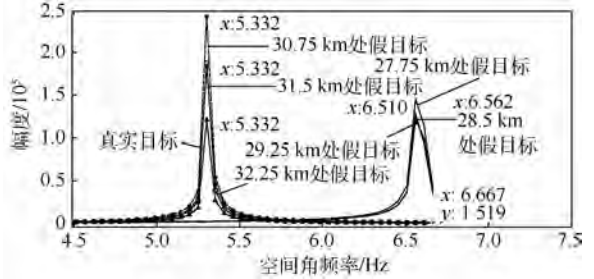


图9 回波与重复采样干扰信号的空间角频率测量值

Fig.9 Measured spatial frequency of echo and repeated-sampling jamming signals

表4 回波与重复采样干扰信号的空间角频率

Table 4 Measured spatial frequency of echo and repeated-sampling jamming signals

信号类型	峰值指示 距离/km	理论空间 角频率/Hz	实际空间 角频率/Hz
回波	30.00	5.336	5.332
干扰1	30.75	5.300	5.332
干扰1	31.50	5.270	5.332
干扰1	32.25	5.220	5.332
干扰2	27.75	5.430	6.562
干扰2	28.50	5.400	6.510
干扰2	29.25	5.370	6.510

注:干扰1不含移频,干扰2含1 MHz移频。

由表4可知,除去FFT频率分辨力引起的测频误差,回波的实际角频率与理论角频率基本一致,而干扰1、干扰2引起的多个假目标实际角频率与理论角频率均存在一定差异,可用于假目标干扰鉴别。

## 4 结论

本文基于FDA体制,提出了一种假目标干扰

鉴别方法,理论推导及仿真结果表明:

1) FDA 雷达中,回波信号在相邻阵元间的相位差与目标真实距离及角度呈线性关系。

2) 间歇采样、重复采样、移频等多种干扰信号产生的假目标,在FDA雷达相邻阵元间产生的相位差(空间角频率)与理论相位差(空间角频率)存在明显差异。

3) 干扰与回波信号的混合,不影响接收端相位差信息(空间角频率信息)的提取。

4) 干扰与回波的混合信号中,各峰值距离上相位差信息的提取精度对干信比不敏感。

综上所述,FDA雷达能够通过提取相邻阵元间的相位差(空间角频率)信息,实现对多种假目标干扰信号的鉴别及剔除。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] AKHTAR J. An ECCM scheme for orthogonal independent range-focusing of real and false targets [ C ] // Proceedings of IEEE National Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:17-20.
- [ 2 ] SCHUERGER J, GARMATYUK D. Performance of random OFDM radar signals in deception jamming scenarios [ C ] // 2009 IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 221-226.
- [ 3 ] 田晓. 雷达有源欺骗干扰综合感知方法研究 [ D ]. 成都:电子科技大学,2013.  
TIAN X. Study on the methods of radar active deception jamming integrated sensing [ D ]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2013 (in Chinese).
- [ 4 ] LI J X. Signal feature analysis and experimental verification of radar deception jamming [ C ] // 2011 IEEE CIE International Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 131-136.
- [ 5 ] ZHAO S S, ZHANG L R, ZHOU Y, et al. Signal fusion-based algorithms to discriminate between radar targets and deception jamming in distributed multiple radar architectures [ J ]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15 (11): 6697-6706.
- [ 6 ] ANTONIK P, WICKS M C, GRIFFITHS H D, et al. Multi-mission multi-mode waveform diversity [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Radar. Piscataway, NJ: IEEE Press 2006: 215-217.
- [ 7 ] ANTONIK P. An investigation of a frequency diverse array [ D ]. London: University College London, 2009: 3-4.
- [ 8 ] SAMMARTINO P F, BACKER C J, GRIFFITHS H D. Frequency diverse MIMO techniques for radar [ J ]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2013, 49 (1): 201-222.
- [ 9 ] WANG W Q. Frequency diverse array antenna: New opportunities [ J ]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2015, 57 (2): 145-152.
- [ 10 ] XU J W, LIAO G S, ZHU S Q. Receive beamforming of frequency diverse array radar systems [ C ] // Proceedings of the 31st URSI General Assembly and Scientific Symposium (URSI-GASS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-5.
- [ 11 ] WANG W Q, SO H C. Transmit subaperturing for range and angle estimation in frequency diverse array radar [ J ]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62 (8): 2000-2011.
- [ 12 ] WANG W Q. Phased-MIMO radar with frequency diversity for range-dependent beamforming [ J ]. IEEE Sensors Journal, 2013, 13 (4): 1320-1328.
- [ 13 ] XIANG L H, LI P C, GONG Z M. Frequency diverse array radar for target range-angle estimation [ J ]. The International Journal for Computation and Mathematics in Electrical and Electronic Engineering, 2016, 35 (3): 7-17.
- [ 14 ] XU J W, LIAO G S, ZHU S Q. Joint range and angle estimation using MIMO radar with frequency diverse array [ J ]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2015, 63 (13): 3396-3410.
- [ 15 ] HIGGINS T, BLUNT S D. Analysis of range-angle coupled beamforming with frequency-diverse chirps [ C ] // 2009 International Waveform Diversity and Design Conference (WD&D). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 140-144.
- [ 16 ] XU J W, LIAO G S, ZHU S Q, et al. Deceptive jamming suppression with frequency diverse MIMO radar [ J ]. Journal of Signal Processing, 2015 (113): 9-17.
- [ 17 ] 王雪松,肖顺平,冯德军,等.现代雷达电子战系统建模与仿真 [ M ]. 北京:电子工业出版社,2010:139-143,180-182.  
WANG X S, XIAO S P, FENG D J, et al. Modeling and simulation of modern radar and electronic warfare systems [ M ]. Beijing: Publishing House of Electronic Industry, 2010: 139-143, 180-182 (in Chinese).
- [ 18 ] 赵树杰. 雷达信号处理技术 [ M ]. 北京:清华大学出版社, 2010: 140-150.  
ZHAO S J. The technology of radar signal processing [ M ]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 140-150 (in Chinese).

### 作者简介:

张昭建 男,博士研究生。主要研究方向:雷达电子对抗理论与技术。

谢军伟 男,博士生导师。主要研究方向:雷达电子对抗理论与技术。

## Discrimination method of range deception jamming based on FDA-MIMO

ZHANG Zhaojian, XIE Junwei\*, LI Xin, SHENG Chuan, HU Qiyong

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** A range deception jamming discrimination method based on the multiple-input multiple-output (MIMO) radar with frequency diversity array (FDA) is proposed. In FDA-MIMO, the phase difference or spatial frequency between different elements of echo is dependent on both range and angle, which implies that the false targets can be discriminated and suppressed due to the mismatch in either range or angle. This paper derives the phase difference and spatial frequency formula of echo, jamming and mixed signal, analyzes the influence of up and down conversion, matched filtering, frequency shift and signal mixing in details, and introduces the entire identification process. The effectiveness of proposed method in suppressing jamming is demonstrated via theoretical analysis and computer simulations. Results show that this method can extract the phase difference and spatial frequency accurately, and discriminate false targets successfully under different scenarios.

**Keywords:** radar; repeater deception jamming; frequency diversity array (FDA); phase difference; spatial frequency

**Received:** 2016-04-05; **Accepted:** 2016-06-03; **Published online:** 2016-06-23 09:09

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.0909.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.0909.001.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (61501500)

\* **Corresponding author.** E-mail: [fdxiejunwei@163.com](mailto:fdxiejunwei@163.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0822

# 载荷不确定的周期性结构稳健拓扑优化

付志方<sup>1</sup>, 王春洁<sup>1,2,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083)



**摘 要:** 提出了一种考虑周期性几何约束的结构稳健拓扑优化设计方法。针对线弹性体结构,提出了载荷不确定性条件下周期性结构稳健拓扑优化模型;推导了周期性结构柔度均值与方差的敏数表达式,并基于软删双向渐进结构优化法提出了载荷不确定性条件下的周期性结构稳健拓扑优化设计方法。2个不同约束条件下的实例表明:本文提出的优化模型稳定性较好;考虑载荷不确定性得到的结构与确定性载荷下得到的结构有很大的区别,且稳健性优化设计得到的结构更加稳定。

**关键词:** 周期性; 稳健性; 拓扑优化; 载荷不确定性; 渐进结构优化法

**中图分类号:** TH122; O327

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0747-07

由于制造装配简单、易于模块化、成本低等优点,周期性结构在结构设计中受到了越来越多的关注<sup>[1]</sup>,因此研究其优化设计方法具有重要的理论和工程意义。文献[2-3]分别应用双向渐进结构优化(BESO)法和密度法研究了周期性结构拓扑优化方法并获得了较好的结果。文献[4-5]对周期性结构拓扑优化方法进行了分析讨论。文献[6]将周期性结构拓扑优化方法和材料设计方法进行了比较。已有的周期性结构拓扑优化方法通常忽略不确定因素的影响,从而可能导致优化得到的结构稳定性和可靠性较差<sup>[7]</sup>。相反,考虑不确定条件的结构稳健拓扑优化往往能获得更加稳定的结构<sup>[8-9]</sup>。

结构稳健拓扑优化已引起了广大学者的重视。文献[10]研究了随机不确定载荷和材料性能下的结构鲁棒拓扑优化。文献[11]对随机载荷下的桁架结构进行优化研究,通过等效成一个凸的极小-极大问题来求解该问题。文献[12]给出了载荷大小不确定条件下的结构柔度均值和方

差的解析计算公式,并基于水平集方法实现了结构的稳健拓扑优化。文献[13]采用椭球模型对桁架结构进行了非概率稳健性优化。文献[14-15]提出了任意载荷不确定条件下的结构柔度均值和方差的数值计算方法,并基于密度法实现了结构的稳健拓扑优化。文献[16-17]分别研究了多工况条件下考虑载荷不确定性的结构稳健拓扑优化设计方法。

本文将研究载荷不确定性条件下的周期性结构稳健拓扑优化设计方法,其目标为最小化结构柔度均值和标准差的加权和,约束条件为体积和周期性。由于其简单高效且可以得到设计清晰的结构,本文将采用软删双向渐进结构优化(Soft-kill BESO)法<sup>[18-20]</sup>对周期性结构进行稳健性拓扑优化设计。

本文的主要架构如下:首先,建立周期性结构稳健拓扑优化模型;然后,推导了目标函数以及敏数计算方法;最后,通过算例说明本方法的有效性以及优化结果的稳健性。

收稿日期: 2016-10-24; 录用日期: 2016-11-25; 网络出版时间: 2016-12-06 16:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161206.1631.002.html

\* 通讯作者: E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

**引用格式:** 付志方, 王春洁. 载荷不确定的周期性结构稳健拓扑优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 747-753.

FU Z F, WANG C J. Robust topology optimization of periodic structures under uncertain loading [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 747-753 (in Chinese).

## 1 周期性结构

周期性结构是指整体结构由相同形式的子结构组成,即不同子结构相同位置上的单元保持一致元态的结构。以平面周期性结构的设计为例,为了在优化过程中考虑结构的周期性,需将设计区域分割成相同的子域。

如图1所示,整个区域被分割成  $M = M_1 \times M_2$  个子域,  $M_1$  和  $M_2$  分别表示沿坐标轴  $x$  和  $y$  方向上的子域数,  $x_{s,t}$  为二元态设计变量,本文表示单元  $(s,t)$  的密度,  $s$  和  $t$  分别为子域在整体结构中的位置以及该单元在子域中的位置,当该单元为实体单元时其值为 1, 否则为空单元时取  $x_{\min}$ , 其中  $x_{\min} > 0$  是为了避免优化求解过程中结构刚度阵奇异而赋予空单元的一个很小的正实数。

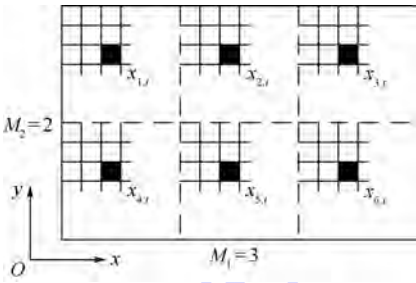


图1 2D设计区域被分割成6个子域

Fig. 1 2D design domain with 6 unit cells

## 2 材料插值技术

本文采用的 Soft-kill BESO 法进行结构拓扑优化设计。该方法在优化过程中将低效能材料单元赋予一个很小的数值,而不是直接删除。以下分析均以第  $s$  个子域为例进行表述。应用材料插值技术,每个单元的弹性模量为

$$E(x_{s,t}) = E_0(x_{s,t})^p \quad (1)$$

式中:  $E_0$  为固体单元的弹性模量;  $p$  为惩罚因子。由于  $x_{s,t}$  为二元态元素,可得

$$E(x_{s,t}) = \begin{cases} E_0(x_{\min})^p & x_{s,t} = x_{\min} \\ E_0 & x_{s,t} = 1 \end{cases} \quad (2)$$

## 3 不确定载荷的周期性结构稳健拓扑优化模型

考虑周期性的结构稳健拓扑优化设计模型可以表示为

$$\text{Minimize } J = \alpha\mu(c) + \beta\sigma(c) \quad (3a)$$

$$\text{Subject to } \mathbf{K}\mathbf{u}(\omega) = \mathbf{f}(\omega) \quad \omega \in \Theta \quad (3b)$$

$$V^* - MV_s = 0 \quad (3c)$$

$$V_s = \sum_{t=1}^N v_{s,t} x_{s,t} \quad (3d)$$

$$x_{1,t} = x_{2,t} = \dots = x_{M,t} \quad (3e)$$

$$x_{s,t} \in \{x_{\min}, 1\} \quad (3f)$$

式中:  $t = 1, 2, \dots, N; s = 1, 2, \dots, M; J$  为目标函数;  $\mu(c)$  与  $\sigma(c)$  分别为结构柔度  $c$  的均值和标准差; 正数  $\alpha$  和  $\beta$  为权重系数,且  $\alpha + \beta = 1; \mathbf{K}$  为结构刚度矩阵;  $\mathbf{f}$  和  $\mathbf{u}$  分别为作用力和位移向量;  $\omega \in \Theta$  表示载荷具有不确定性;  $V_s$  为第  $s$  个子域的总积;  $v_{s,t}$  为第  $s$  个子域的第  $t$  个单元的体积;  $V^*$  为最终目标体积;  $N$  为每个子域的单元数;  $M$  为结构中子域的个数。

对于 Soft-kill BESO 法,二元态设计变量  $x_{s,t}$  为单元的密度,当单元存在时为 1,删除时为  $x_{\min}$ 。约束方程(3e)要求每个子域相同位置的单元状态相同,确保了结构设计结果具有周期性。

## 4 结构柔度均值和方差的计算<sup>[14-15]</sup>

对于任一不确定载荷,假设其大小  $h_i$  和作用方向概率分布均已知。设  $\mathbf{f}_{2i-1}$  和  $\mathbf{f}_{2i}$  分别为该载荷的作用点沿  $x$  方向和沿  $y$  方向施加单位载荷时的结构整体载荷向量,且此时结构整体位移向量为  $\mathbf{u}_{2i-1}$  和  $\mathbf{u}_{2i}$ ,则对于任意的  $n$  个不确定载荷

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^{2n} \xi_i \mathbf{f}_i \quad (4)$$

式中:  $\xi_i$  定义为

$$\xi_{2i-1} = h_i \cos \theta_i \quad (5)$$

$$\xi_{2i} = h_i \sin \theta_i \quad (6)$$

其中:  $\theta_i$  为该载荷作用方向与  $x$  方向的夹角。

相应的结构位移为

$$\mathbf{U} = \sum_{i=1}^{2n} \xi_i \mathbf{u}_i \quad (7)$$

设  $m = 2n$ ,引入  $\xi_i$  的二阶和四阶中心距分别为

$$\xi_{ij} = E(\xi_i \xi_j) \quad i, j = 1, 2, \dots, m \quad (8)$$

$$\xi_{ijkl} = E(\xi_i \xi_j \xi_k \xi_l) \quad i, j, k, l = 1, 2, \dots, m \quad (9)$$

则结构柔度的均值和方差分别为

$$\mu(c) = E(\mathbf{F}^T \mathbf{U}) = E \left( \left( \sum_{i=1}^m \xi_i \mathbf{f}_i \right)^T \left( \sum_{i=1}^m \xi_i \mathbf{u}_i \right) \right) = \sum_{i,j=1}^m \xi_{ij} c_{ij} \quad (10)$$

$$\sigma^2(c) = E(c^2) - \mu^2(c) = \sum_{i,j,k,l=1}^m (\xi_{ijkl} - \xi_{ij} \xi_{kl}) c_{ij} c_{kl} \quad (11)$$

式中:  $c_{ij} = \mathbf{f}_i^T \mathbf{u}_j$  为载荷  $\mathbf{f}_i$  在载荷  $\mathbf{f}_j$  所引起的位移  $\mathbf{u}_j$  上所做的功。由于计算量很小,  $\xi_{ij}$  与  $\xi_{ijkl}$  的值可以通过蒙特卡罗方法精确估计得到。至此,不确定载荷下结构柔度的均值和标准差就可以计算得到了。

## 5 敏度数计算、过滤及周期性处理

### 5.1 敏度数的计算

单元敏度数在 Soft-kill BESO 法迭代过程中具有很重要的作用,每次迭代过程中根据单元敏度数的大小决定该单元是否删除或者添加。本文的优化目标是结构柔度均值和标准差的加权和,其对密度  $x_{s,t}$  的导数为

$$\begin{aligned} \frac{\partial J}{\partial x_{s,t}} &= \alpha \frac{\partial \mu(c)}{\partial x_{s,t}} + \beta \frac{\partial \sigma(c)}{\partial x_{s,t}} = \\ &= \alpha \sum_{i,j=1}^m \xi_{ij} \frac{\partial c_{ij}}{\partial x_{s,t}} + \beta \frac{1}{2\sigma(c)} \cdot \frac{\partial \sigma^2(c)}{\partial x_{s,t}} = \\ &= \alpha \sum_{i,j=1}^m \xi_{ij} \frac{\partial c_{ij}}{\partial x_{s,t}} + \beta \frac{1}{2\sigma(c)} \sum_{i,j=1}^m \left[ \sum_{k,l=1}^m (\xi_{ijkl} - \xi_{ij}\xi_{kl}) c_{kl} \right] \frac{\partial c_{ij}}{\partial x_{s,t}} = \sum_{i,j=1}^m \eta_{ij} \frac{\partial c_{ij}}{\partial x_{s,t}} \end{aligned} \quad (12)$$

式中:  $\eta_{ij} = \alpha \xi_{ij} + \beta \frac{1}{2\sigma(c)} \sum_{k,l=1}^m (\xi_{ijkl} - \xi_{ij}\xi_{kl}) c_{kl}$  为引入的变量。利用拉格朗日乘子法可以证明<sup>[14]</sup>

$$\frac{\partial c_{ij}}{\partial x_{s,t}} = -p(x_{s,t})^{p-1} \mathbf{u}_{i(s,t)}^T \mathbf{k}_{s,t}^0 \mathbf{u}_{j(s,t)} \quad (13)$$

式中:  $\mathbf{k}_{s,t}^0$  为固体时单元  $(s,t)$  的刚度阵;  $\mathbf{u}_{i(s,t)}$  和  $\mathbf{u}_{j(s,t)}$  分别为载荷  $f_i$  和  $f_j$  作用下单元  $(s,t)$  的位移向量。则单元  $(s,t)$  的敏度数为

$$\alpha_{i,j} = -\frac{\partial J}{\partial x_{s,t}} \quad (14)$$

### 5.2 敏度数过滤及周期性处理

为了克服拓扑优化中常存在的棋盘格、网格依赖性等现象,本文将用敏度过滤法对敏度数进行过滤。首先定义节点敏度数,其本身没有任何物理意义,只是节点相邻单元敏度数的平均值,其表达式为

$$\alpha_{s,k} = \frac{\sum_{q=1}^{N_k} V_{s,q} \alpha_{s,q}}{\sum_{q=1}^{N_k} V_{s,q}} \quad (15)$$

式中:  $N_k$  为与节点  $k$  相连的单元数;  $V_{s,q}$  为与节点  $k$  相连的单元  $q$  的体积。采用文献[2]中的过滤方法,可以得到过滤后的敏度数公式为

$$\hat{\alpha}_{s,t} = \frac{\sum_{k=1}^{M_r} w(r_{tk}) \alpha_{s,k}}{\sum_{k=1}^{M_r} w(r_{tk})} \quad (16)$$

式中:  $M_r$  为过滤区域内包含的节点个数;  $w(r_{tk})$  线性的权重因子,其定义为

$$w(r_{tk}) = r_{\min} - r_{tk} \quad k = 1, 2, \dots, M_r \quad (17)$$

其中:  $r_{\min}$  为指定的过滤半径,指定了节点的过滤

区域;  $r_{tk}$  为单元  $t$  的中心点到节点  $k$  的距离。

为了使收敛过程更加稳定,对敏度数进行更新。将敏度数的历史信息 and 当前迭代信息进行平均是一个比较有效的方法,即

$$\hat{\alpha}_{s,t} = \frac{\hat{\alpha}_{s,t}^{\text{ite}} + \hat{\alpha}_{s,t}^{\text{ite}-1}}{2} \quad (18)$$

式中: ite 代表当前迭代次数。

为了满足周期性要求,要求每个子域对应位置单元的敏度数一样大,单元删除与添加保持一致。任何子域中单元  $t$  的敏度数可以规划为所有子域单元相应第  $t$  单元柔度变化的平均值,即

$$\alpha_{1,t} = \alpha_{2,t} = \dots = \alpha_{M,t} = \frac{1}{M} \sum_{s=1}^M \hat{\alpha}_{s,t} \quad (19)$$

## 6 Soft-kill BESO 法

Soft-kill BESO 法主要根据单元敏度数信息对设计区域的单元进行删除或者添加。在每次单元删除或添加的迭代过程中,首先定义目标体积为

$$V_{\text{ite}} = V_{\text{ite}-1} (1 \pm \text{ER}) \quad \text{ite} = 1, 2, \dots \quad (20)$$

式中: ER 为体积进化率,当体积达到约束值时就不再变化,随后的迭代过程的目标值即为约束值,即

$$V_{\text{ite}} = V^* \quad (21)$$

根据敏度数的大小及每次迭代的目标体积  $V_{\text{ite}}$ , 根据二分法依次移除或者添加相应的单元,具体方法见文献[20]。

## 7 本文方法流程

综合上述各部分的分析,可以给出载荷不确定下周期性结构稳健拓扑优化的具体过程如下:

- 1) 创建分析模型,施加约束边界和载荷条件。
- 2) 将设计区域划分为有限个周期单元,并初始化。
- 3) 进行有限元分析,并根据式(14)获得敏度数。
- 4) 通过式(16)和式(18)对敏度数进行过滤更新。
- 5) 通过式(19)实现周期性约束。
- 6) 利用第6节算法进行设计变量的更新。
- 7) 重复3)~6)直到满足不等式(22)。

$$\tau = \frac{\left| \sum_{i=1}^{N_N} (J_{\text{ite}-i+1} - J_{\text{ite}-i-N_N+1}) \right|}{\sum_{i=1}^{N_N} J_{\text{ite}-i+1}} \leq \tau_{\max} \quad (22)$$

式中:  $\tau_{\max}$  为允许的收敛误差;  $N_N$  为考虑的迭代次数。

## 8 数值算例

针对本文算例, 载荷大小不确定性对结构优化影响较小, 因此, 在算例分析时只考虑载荷方向不确定情况。本节以 2 个算例来说明本文方法有效性, 并对载荷不确定性对周期性结构优化结果的影响进行分析总结。采用单位双线性正方形平面应力单元离散结构。材料特性为: 弹性模量  $E = 1 \text{ Pa}$ , 泊松比  $\mu = 0.3$ 。优化过程中  $x_{\min} = 10^{-3}$ , 惩罚因子  $p = 3$ , 优化结束的准则为  $\tau \leq \tau_{\max} = 0.001$ 。

### 8.1 双侧固定梁结构问题

双侧固定梁结构如图 2 所示, 设计域为  $80 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  的长方形, 左、右两侧均固定。中间施加一集中力  $F$ , 大小为  $10 \text{ N}$ , 其作用方向与水平方向夹角服从均匀分布, 区间为  $[-\pi/2 - \pi/6, -\pi/2 + \pi/6]$ 。材料的许用体积为设计域的 50%。

将整个设计区域离散为  $12\ 800 (160 \times 80)$  个单元, 并将均值和方差的权重系数  $\alpha, \beta$  设置为  $0.5$ 。对周期数为  $M = 1 \times 1, M = 1 \times 2, M = 2 \times 4$  的确定载荷情况、载荷方向不确定情况进行优化,

优化结果如图 3 和表 1 所示。

由图 3 可知, 优化结果边界清晰、周期性明显, 说明本文方法是有效的。相对于确定优化, 稳健性优化结构的材料更加集中于水平传力路线上, 这样的最优结果增加了结构的水平承载能力。总之, 在载荷存在方向不确定的情况下, 稳健性优化得到的结构更加稳定, 抵抗不确定性的能力更强。

图 4 给出了周期数  $M = 2 \times 4$  的稳健性优化的收敛历史曲线。拓扑优化从满设计开始, 去除率为 2%, 过滤半径取 3。每次迭代去除 2% 的材料直到体积约束 50% 满足为止, 然后体积保持常数, 进行单元优化分布直到收敛条件满足为止。由图 4 可知, 体积分数和目标函数逐渐收敛且收敛过程迅速平稳, 再次说明用该方法的有效性和稳定性。

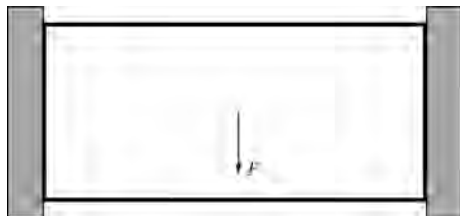


图 2 双侧固定梁结构的设计域

Fig. 2 Design domain for a bilateral clamped beam structure

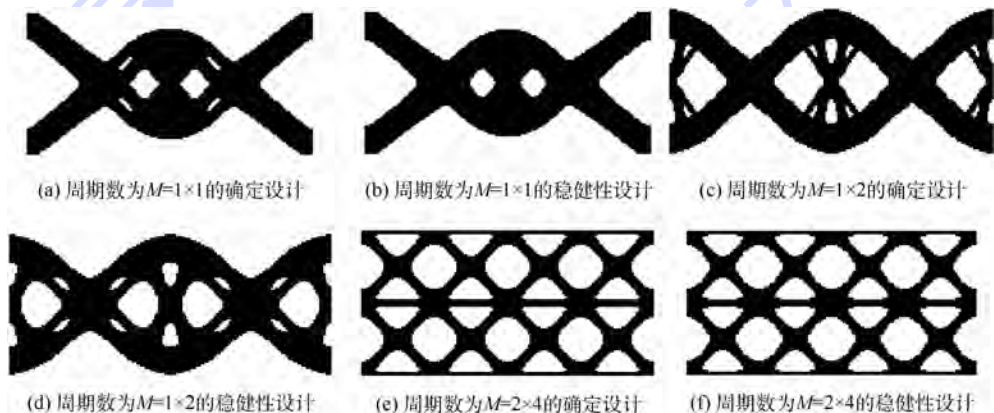


图 3 双侧固定梁拓扑优化得到的构型

Fig. 3 Layouts obtained from topology optimization of bilateral clamped beam

表 1 双侧固定梁拓扑优化结果

Table 1 Topology optimization result of bilateral clamped beam

J

周期数	稳健性优化			确定性优化		
	均值	标准差	目标函数	均值	标准差	目标函数
$M = 1 \times 1$	525.62	11.98	268.80	529.72	7.84	268.78
$M = 1 \times 2$	601.58	1.78	301.68	615.17	17.70	316.44
$M = 2 \times 4$	862.01	35.40	448.71	884.58	33.04	458.81

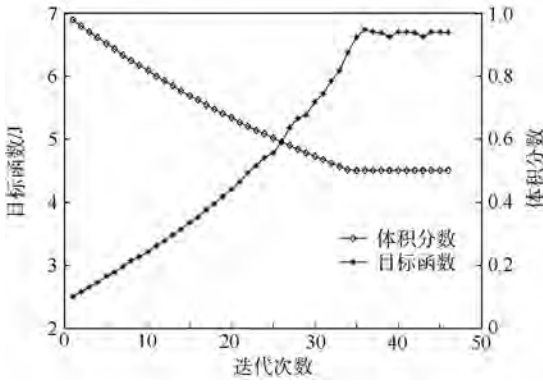


图 4 双侧固定梁拓扑优化迭代历史

Fig. 4 Iteration history of topology optimization of bilateral clamped beam

### 8.2 米歇尔结构问题

如图 5 所示,初始结构为  $480\text{ m} \times 160\text{ m}$  的矩形区域,两底端角点均简支,结构下端中心及距两侧各四分之一处分别作用一个竖直向下的不确定载荷  $P_1$ 、 $P_2$  和  $P_3$ 。大小均为  $1\text{ N}$ ,其作用方向均符合正态分布,方向的均值为  $\theta = -\pi/2$ ,标准差均为  $\sigma = \pi/6$ 。材料的许用体积为设计域的  $40\%$ 。

将整个设计区域离散为  $76\ 800(480 \times 160)$  单元,将均值和方差的权重系数  $\alpha$ 、 $\beta$  设置为  $0.5$ 。对周期数为  $M = 1 \times 1$ 、 $M = 1 \times 2$ 、 $M = 1 \times 4$  的确定载荷情况、载荷方向不确定情况进行优化,优化结果如图 6 所示。

由图 6 可知,优化结果边界清晰、周期性明显,说明本文方法是有效的。考虑载荷方向不确定性时与确定性时获得的结构构型相比变化明显:结构底端出现连接端点及载荷作用点的横杆,使得水平方向承载能力加强了,进而增加了结构整体的稳健性。

稳健优化结果和确定优化结果在载荷不确定下的目标值如表 2 所示,可知确定性载荷条件下得到的结构在考虑载荷不确定性时的柔度均值、标准差和目标函数值均高于稳健优化得到的结果。因此,稳健优化的结构更加坚固和稳定,这证明了本文方法的有效性。

图 7 给出了周期数为  $M = 1 \times 2$  稳健性优化的收敛历史曲线。拓扑优化从满设计开始,去除率为  $2\%$ ,过滤半径取  $4$ 。每次迭代去除  $2\%$  的材料直到体积约束  $40\%$  满足为止,然后体积保持常数,进行单元优化分布直到收敛条件满足为止。由图可知,体积分数和目标函数逐渐收敛且收敛过程迅速平稳,说明该方法在本例中的应用是有效和稳定的。

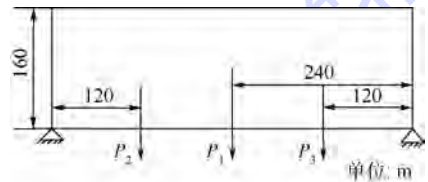


图 5 初始设计区域

Fig. 5 Primary design domain

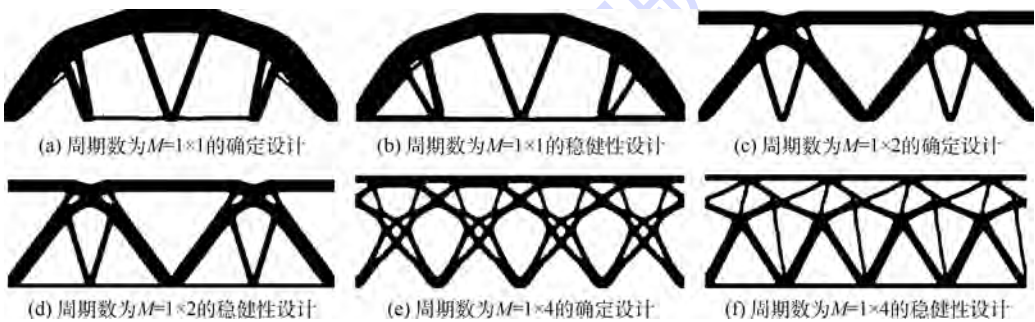


图 6 米歇尔结构拓扑优化得到的构型

Fig. 6 Layouts obtained from topology optimization of Michell structure

表 2 米歇尔结构拓扑优化结果

Table 2 Topology optimization result of Michell structure

J

周期数	稳健性优化			确定性优化		
	均值	标准差	目标函数	均值	标准差	目标函数
$M = 1 \times 1$	92.43	10.46	51.45	141.66	67.41	104.54
$M = 1 \times 2$	120.52	14.87	67.70	359.52	235.67	297.60
$M = 1 \times 4$	139.89	20.44	80.17	265.13	132.34	198.74

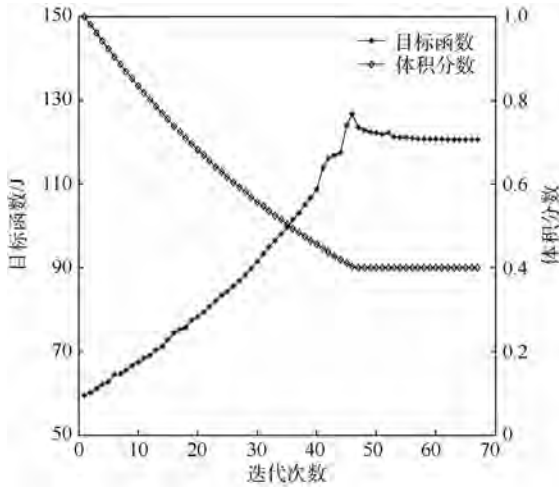


图7 米歇尔结构迭代历史

Fig.7 Iteration history of Michelle structure

## 9 结论

本文研究了周期性约束下结构的稳健拓扑优化方法,针对线弹性体结构,基于概率方法提出了周期性结构稳健拓扑优化模型和求解方法。本文的主要贡献及结论:

- 1) 提出了弹性结构的周期性稳健拓扑优化模型。
- 2) 推导了周期性约束及载荷不确定条件下单元敏度数计算方法。
- 3) 应用数值算例验证了算法的稳定性和有效性。
- 4) 对不同约束条件下的算例研究表明:针对周期性结构,稳健性优化设计比确定性优化设计得到的结果更加稳定。

## 参考文献 (References)

- [1] WADLEY H N G, FLECK N A, EVAN A G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures[J]. *Composites Science and Technology*, 2003, 63(16):2331-2343.
- [2] HUANG, X D, XIE Y M. Optimal design of periodic structures using evolutionary topology optimization[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2008, 36(6):597-606.
- [3] 焦洪宇,周奇才,李文军,等.基于变密度法的周期性拓扑优化[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(13):132-138.  
JIAO H Y, ZHOU Q C, LI W J, et al. Periodic topology optimization using variable density method[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(13):132-138 (in Chinese).
- [4] 荣见华,廖莺,赵志军,等.基于位移约束的类周期性连续体结构拓扑优化设计[J]. *应用力学学报*, 2013, 30(6):876-881.  
RONG J H, LIAO Y, ZHAO Z J, et al. Topology optimization of periodic-like structures with displacement constrains[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2013, 30(6):876-881 (in Chinese).
- [5] 焦洪宇,周奇才,吴青龙,等.桥式起重机箱型主梁周期性拓扑优化设计[J]. *机械工程学报*, 2014, 50(23):134-139.  
JIAO H Y, ZHOU Q C, WU Q L, et al. Periodic topology optimization of the box-type girder of bridge crane[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2014, 50(23):134-139 (in Chinese).
- [6] ZUO Z H, HUANG X D, YANG X Y. Comparing optimal material microstructures with optimal periodic structures[J]. *Computational Materials Science*, 2013, 69(1):137-147.
- [7] LUO Z, TONG L, KANG Z. A level set method for structural shape and topology optimization using radial basis functions[J]. *Computers and Structures*, 2009, 87(7):425-434.
- [8] GUEST J K, IGUSA T. Structural optimization under uncertain loads and nodal locations[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2008, 198(1):116-124.
- [9] DUNNING P D, KIM H A, MULLINEUX G. Introducing loading uncertainty in topology optimization[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(4):760-768.
- [10] CHEN S, CHEN W, LEE S. Level set based robust shape and topology optimization under random field uncertainties[J]. *Structural Multidisciplinary Optimization*, 2010, 41(4):507-524.
- [11] CHEN S, CHEN W. A new level-set based approach to shape and topology optimization under geometric uncertainty[J]. *Structural Multidisciplinary Optimization*, 2011, 44(1):1-18.
- [12] DUNNING P D, KIM H A. Robust topology optimization: Minimization of expected and variance of compliance[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(11):2656-2664.
- [13] KANG Z, BAI S. On robust design optimization of truss structures with bounded uncertainties[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2013, 47(5):699-714.
- [14] 赵军鹏,王春洁.载荷不确定条件下的结构拓扑优化算法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(7):959-964.  
ZHAO J P, WANG C J. Algorithm of structural topology optimization under loading uncertainty[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(7):959-964 (in Chinese).
- [15] ZHAO J P, WANG C J. Robust topology optimization under loading uncertainty based on linear elastic theory and orthogonal diagonalization of symmetric matrices[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2014, 273(2):204-218.
- [16] 罗阳军,亢战,邓子辰.多工况下结构鲁棒性拓扑优化设计[J]. *力学学报*, 2011, 43(1):227-234.  
LUO Y J, KANG Z, DENG Z C. Robust topology optimization design of structures with multiple load cases[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(1):227-234 (in Chinese).
- [17] 付志方,赵军鹏,王春洁.多工况线性结构稳健拓扑优化设计[J]. *力学学报*, 2015, 47(4):642-650.  
FU Z F, ZHAO J P, WANG C J. Robust topology optimization design of structures with multiple load cases[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(4):642-650 (in Chinese).
- [18] XIE Y M, ZUO Z H, HUANG X D, et al. Application of topological optimization technology to bridge design[J]. *Structural En-*

gineering International, 2014, 24(2):185-191.

[19] 刘丰睿,赵丽滨,韩邦成,等.磁悬浮控制力矩陀螺框架结构的拓扑优化设计[J].北京航空航天大学学报,2010,36(4):455-458.

LIU F R, ZHAO L B, HAN B C, et al. Topology optimization design of frame structure for magnetic suspension control moment gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4):455-458 (in Chinese).

[20] HUANG X D, XIE Y M. Evolutionary topology optimization of

continuum structures: Methods and applications [M]. Chichester: John Wiley & Sons, 2010:53-64.

#### 作者简介:

付志方 男,博士研究生。主要研究方向:结构优化、仿真。

王春洁 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:机械设计,结构优化、仿真,结构动力学。

## Robust topology optimization of periodic structures under uncertain loading

FU Zhifang<sup>1</sup>, WANG Chunjie<sup>1,2,\*</sup>

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

2. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** This paper proposes a method of structural robust topology optimization under the periodicity constraint. A robust topology optimization model for periodic structures is proposed for linear elastic structures. Then, the formula of the sensitivity number is developed, and the robust topology optimal design of periodic structure under uncertain loadings is performed using soft-kill bi-directional evolutionary structural optimization method. Two numerical examples under different constraints demonstrate the stability of the proposed method. There are significant differences between the optimal structures under deterministic loads and the optimal structures under uncertain loads, and the robust design is more stable than the deterministic design.

**Keywords:** periodicity; robustness; topology optimization; loading uncertainty; evolutionary structural optimization method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0279

# 任务准备期内的军用飞机瞬时可用度

李军亮<sup>1,2</sup>, 滕克难<sup>1,\*</sup>, 杨春周<sup>1</sup>, 孙媛<sup>1</sup>, 李季颖<sup>1</sup>

(1. 海军航空工程学院 科研部, 烟台 264001; 2. 海军 92635 部队, 青岛 266041)

**摘 要:** 军用飞机是一种复杂的可修系统,其瞬时可用度计算是装备综合保障领域研究的难点。本文构建了基于作战任务和飞机技术状态驱动的随机维修网络(SMTN),SMTN中各项活动的维修时间服从不同分布,定义了SMTN的矩母函数并求解系统维修度函数的数字特征,将得到的期望和方差分别代入不同分布形式函数进行验证,从而选定符合实际情况的SMTN的维修度函数,并对任务准备期内的军用飞机可用度进行仿真。在计算过程中基于蒙特卡罗技术设计了一种新方法,在提高计算效率的同时,可以较好地反映维修保障过程的逻辑性、拓扑性和随机性,仿真结果可以真实反映装备在任务准备期内瞬时可用度的波动规律。该方法可以广泛应用到各种复杂的可修系统,为装备的使用决策提供依据,为保障系统的保障效能评估提供量化指标,对于综合保障领域“动态”指标的研究有着一定探索价值。

**关键词:** 瞬时可用度; 随机维修网络(SMTN); 维修度函数; 军用飞机; 蒙特卡罗

**中图分类号:** TP391.9

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0754-07

装备瞬时可用度是装备在使用过程中的任一时刻处于可用状态的概率,是装备瞬时可用度的度量指标,是衡量装备战备完好与任务持续能力的重要参数,是可靠性数学、可靠性工程、装备综合保障领域基础理论问题研究的热点<sup>[1]</sup>,随着科技的不断进步,还延伸至国民经济许多新兴领域,如信息技术产业、交通通信系统以及航天航空领域<sup>[2]</sup>,目前可用度问题研究的焦点是瞬时可用度的计算和波动规律研究。

文献[3-4]基于马尔可夫过程和更新方程对系统可用度的模型进行了研究。文献[5-8]利用拉氏变换和逆变换的方法各研究了一类特殊系统的瞬时可用度模型。对于复杂可修系统故障时间或维修时间不服从指数分布的系统的可用度分析,一般借助仿真技术来实现<sup>[6,9]</sup>。文献[10]设计了评估复杂可修系统可靠度、瞬时可用度的蒙

特卡罗方法,该方法利用 Bootstrap 方法作为框架,评估得到一个维修周期的非马尔可夫系统的可靠度和瞬时可用度。可以看出瞬时可用度数学模型的建模方法研究工作比较成熟,国内外学者对各种复杂的系统建立了较为完善的瞬时可用度方程(微分、偏微分或积分方程),但这些模型大都直接用于研究稳态可用度是否存在或求解稳态可用度。对于瞬时可用度的求解大多数只能给出故障时间、修复时间服从指数分布、均匀分布或者威布尔分布的某种单一分布形式,不能反映真实保障系统的复杂性、结构性、拓扑性和逻辑性。另外对保障系统的资源等待、备件延误时间等要素考虑不是很充分。

对于瞬时可用度波动研究方面:文献[11-15]运用泛函分析方法,从数学上较为严格地证明了多种类型的可修复系统的瞬时可用度,当时间趋

收稿日期: 2016-04-11; 录用日期: 2016-05-06; 网络出版时间: 2016-06-15 17:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1716.003.html

基金项目: 国防预研基金(9140A27020212JB14311)

\* 通讯作者: E-mail: tkn001@126.com

**引用格式:** 李军亮, 滕克难, 杨春周, 等. 任务准备期内的军用飞机瞬时可用度[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 754-760. LI J L, TENG K N, YANG C Z, et al. Instantaneous availability of military aircraft during mission preparation period[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 754-760 (in Chinese).

于无穷大时,是稳定的或渐近稳定的;文献[16]对威布尔分布条件下离散时间的单部件可修系统的瞬时可用度模型进行了研究,提出了刻画系统瞬时可用度波动特征的波动参数。这些结论为稳态可用度的研究和应用奠定了坚实的理论基础。然而,军用飞机是一种复杂的可修装备,工程上的现实需求关心的问题是其使用瞬时可用度表现出的波动特性的影响因素是什么?比如在某一特定使用环境、基于不同任务驱动的情况下某一时间段的可用度波动情况如何?因此研究军用飞机在任务准备期内的瞬时可用度是工程上急需的重要基础理论问题。

本文通过对使用任务要求和装备技术状态分析建立随机维修网络(SMTN),通过定义、求解SMTN的矩母函数和传递函数,基于蒙特卡罗仿真技术设计了一种新方法来计算随机网络工期函数的数字特征,该方法可以真实地反映军用飞机维修保障过程的逻辑性、拓扑性、结构性和随机性。然后将得到的数字特征代入3种不同分布形式比较选定系统的维修度函数的分布形式,并在任务准备期内对装备的可用度仿真,刻画出在任务准备期内装备瞬时可用度的波动规律,从而为装备的使用决策提供依据、为保障系统的保障效能评估提供量化指标,该模型可以广泛应用到各种复杂的可修系统,是对装备综合保障理论在工程中“动态”指标研究的有力探索。

## 1 SMTN 的构建及分析

### 1.1 SMTN 的构建

项目计划评审技术(PERT)是比较盛行的生产管理的科学方法,在流程优化等许多领域得到了广泛应用。从图形表达来看,PERT网是一种由节点与弧组成的有向图,可用于不确定性项目时间的预测,解决项目活动逻辑关系确定、活动持续时间不确定的项目工期问题,其基本形式见图1。

图中:节点用圆圈表示,表示一项保障工作开始或者结束的瞬间,也就是说,节点有2种,一种是工作的开始节点,指保障工作开始的节点( $i$ );另一种是工作的结束节点,指保障工作结束的节点( $j$ )。除整个保障流程的开始节点和结束节点

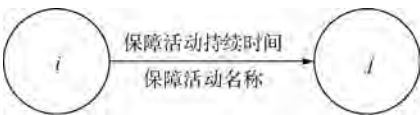


图 1 保障网络示意图

Fig.1 Schematic diagram of support network

以外,其他节点既可以作为工作的开始节点,也可以作为工作的结束节点。箭线表示一项具体的保障工作以及保障工作之间的相互关系,可以在箭线上标注具体的保障工作名称和工作持续时间,实工作(需要消耗时间的工作)用“→”表示,虚工作(不需要消耗时间的工作)用“-→”表示。

综合考虑军用飞机在任务准备期内涉及的保障资源、保障组织和保障流程的约束,根据保障活动间确定型邻接逻辑关系,采用 PERT 技术建立维修保障工作的 SMTN,并且假设各项活动的持续时间主要受维修保障时间、资源等待时间和备件延误时间等要素的影响,基本思路见图2。



图 2 军用飞机随机维修网络的确定过程

Fig.2 Military aircraft SMTN's establishing process

### 1.2 保障活动持续时间分析

设  $T_{ij}$  为图 1 中活动从  $i \rightarrow j$  的工期持续时间,  $T_{ij} = M_{ij}(t) + \max(T_{D_i}, T_{W_i})$ ,  $M_{ij}(t)$  为活动  $i \rightarrow j$  的维修度函数,  $T_{W_i}$  为活动  $i \rightarrow j$  资源组等待时间,  $T_{D_i}$  为活动  $i \rightarrow j$  中更换备件引起的延误时间。

维修度函数  $M_{ij}(t)$  为在规定的时间内完成产品维修和保障的概率的时间分布,由于维修产品损坏程度和故障性质不同,在相同的约束条件下,维修时间是随机分布的。文献[17]对常用的分布形式和适用规律进行了归纳,具体如表1所示。

表 1 常用维修度函数分布形式

Table 1 Classic distribution function of maintainability

分布类型	维修密度函数	函数说明
指数分布	$m(t) = \mu e^{-\mu t}$	$\mu \approx \frac{1}{\bar{M}_{ct}}$ 为维修率, $\bar{M}_{ct} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N t_i$ , $\bar{M}_{ct}$ 为平均维修时间; $t_i$ 为部件 $i$ 的维修时间; $N$ 为样本观测数量, 适用短时间修复或迅速换件的产品
正态分布	$m(t) = \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{t - \bar{M}_{ct}}{\sigma_i}\right)^2\right]$	$\mu \approx \bar{M}_{ct}$ , $\sigma_i^2 = \sqrt{\sum_{i=1}^N (t_i - \bar{u})^2 / (N - 1)}$ 为维修时间的标准方差, 适用于故障简单、单一产品的维修活动或基本作业
对数正态分布	$m(t) = \frac{1}{t\sigma_i \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln t - \mu}{\sigma_i}\right)^2\right]$	适用于修理频率和修理持续时间都互不相等的若干活动组成的复杂装备维修任务

在保障过程中, 备件延误时间  $T_{Di}$  主要和备件失效率、平均保障率、周转时间等因素相关, 其计算方法为

$$T_{Di} = (1 - e^{-\lambda t_s}) t_p (1 - P_s(m, \lambda, t_0)) \quad (1)$$

式中:  $t_s$  为任务持续时间;  $P_s(m, \lambda, t_0)$  为平均备件保障率,  $m$  为现场备件数量,  $t_0$  为补充备件周期中累计的工作时间,  $\lambda$  为部件的失效率;  $t_p$  为当现场缺少备件时, 得到备件的周转时间。

资源组等待时间  $T_{Wi}$  主要是指在装备维修或者保障过程中, 由于维修装备、设施或者器材等因素的约束不能及时开展保障活动而产生的等待时间<sup>[18]</sup>, 其计算方法为

$$T_{Wi} = \frac{(C_i p)^{C_i} p}{C_i! (1-p)^2} \left[ \sum_{j=0}^{C_i-1} \frac{1}{j!} \left(\frac{f_i}{u}\right)^j + \frac{1}{C_i!} \cdot \frac{1}{1-p} \left(\frac{f_i}{u}\right)^{C_i} \right]^{-1} \quad (2)$$

式中:  $A(k) = \{A_1, A_2, \dots, A_{n(k)}\}$  为站点  $e_k$  内的维修保障活动  $A_{n(k)}$  的集合,  $n(k)$  为  $e_k$  内保障活动的数量,  $e_1, e_2, \dots, e_n$  为保障系统内的  $n$  个保障站点;  $f(k) = \{f_1, f_2, \dots, f_{n(k)}\}$  为站点  $e_i$  内维修活动的频率的集合,  $f_i$  为维修保障活动  $A_i$  的频率; 站点  $e_k$  内能同时开展的保障活动  $A_i$  数量为  $C_i$ ;  $p$  为资源组的平均利用率;  $u$  为资源组的平均占用率, 其值等于资源组平均占用时间的倒数。

## 2 基于 SMTN 的系统维修度函数建模

对于飞机这种复杂的维修系统, 其在某一时刻可能需要对多部件进行维修, 而且部件的维修度函数分布类型也不尽相同, 各项维修工作之间存在逻辑关系, 整个系统的维修度函数的分布形式是难以确定的。文献[19-21]通过计算随机网络的矩母函数和传递函数, 估算了维修系统的维修度函数的期望和方差。计算过程中不仅要确定网络中

各个节点维修度函数的分布形式、特征参数、矩母函数和节点之间活动发生的概率, 还要计算各条路径的等价传递函数, 计算量比较大, 尤其各活动间的概率是比较难确定的。针对该问题基于蒙特卡罗技术设计了一种新方法, 具体采用以下思路:

**第 1 步** 定义网络的工期矩母函数和传递函数。

**定义 1** 定义  $M(s)$  为某随机变量  $t$  的工期矩母函数,  $s$  为拉氏算子。

$$M(s) = \int_0^{\infty} f(t) e^{ts} dt \quad (3)$$

式中:  $f(t)$  为工期的密度函数。

**定义 2** 定义  $W_{ij}(s)$  为活动  $i \rightarrow j$  传递函数。  
 $W_{ij}(s) = p_{ij} M_{ij}(s)$  (4)

式中:  $p_{ij}$  为活动  $i \rightarrow j$  可以实现的概率。

**第 2 步** 随机网络的工期数字特征计算。

**步骤 1** 根据任务需求和装备的技术状态确定装备保障活动清单。

**步骤 2** 根据保障活动间的逻辑关系建立保障网络。

**步骤 3** 确定网络各项保障活动基本参数: 维修活动的概率分布类型及其参数; 是否更换备件、备件延误时间计算; 是否需要专用或者特种装备, 资源组的等待时间计算。

**步骤 4** 基于蒙特卡罗方法仿真, 确定关键路径。

**步骤 5** 确定关键路径, 添加一条路径, 形成网络闭环。

**步骤 6** 根据梅森拓扑公式计算网络的等价传递函数和矩母函数。

**步骤 7** 求  $\frac{\partial M_E(s)}{\partial s}$  和  $\frac{\partial^2 M_E(s)}{\partial s^2}$ ,  $M_E(s)$  为网络系统的工期矩母函数, 计算系统维修函数的期望  $E(t)$  和方差  $\sigma$ 。

**第3步** 将计算得到  $E(t)$  和方差  $\sigma$  代入3种分布进行验证,确定系统维修度函数的分布形式,进而计算系统在任务准备内的可用特性。

### 3 示例分析

假设某次任务准备期时间为 2 h 20 min,飞机需要进行的维修保障工作包括:更换前起落架、左发燃油滤、右发启动电机以及机务准备。此次维修保障活动的随机网络可如图3所示。

图3中共有14个节点,17项活动,各项活动的分布参数如表2所示,表2中,  $\mu_i$  和  $\sigma_i$  采用表1中的方法计算得出;  $T_{Di}$  和  $T_{Wi}$  根据保障系统保障资源的配置情况和统计数据按照式(1)和

式(2)进行计算;“—”表示没有资源等待时间或者延误时间。表2中数据由飞机使用过程的质量控制信息系统查询得到,如图4所示。

装备质量信息系统是装备在使用过程中,对装备使用时间、故障信息、维修时间和设备设施等信息综合管理的信息系统,可以为本文的数据

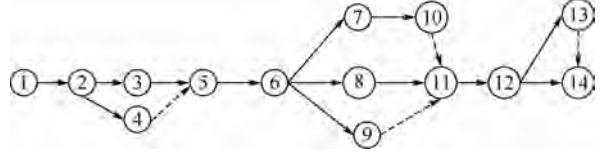


图3 军用飞机任务准备期内的随机维修网络  
Fig.3 Military aircraft SMTN during mission preparation period

表2 各项保障活动的分布函数及参数  
Table 2 Distribution function and parameter of support activities

活动代号	名称	$M(t)$			$T_{Di}/\text{min}$	$T_{Wi}/\text{min}$
		分布类型	$\mu_i$	$\sigma_i$		
1-2	更换起落架	正态	43.5	7.41	12	9
2-3	更换燃油滤	正态	14.7	1.94	5	5
2-4	启动发电机更换	正态	9.7	1.03	4	3
3-5	外观检查	指数	8.41	—	—	—
4-5	—	—	—	—	—	—
5-6	飞行前准备	指数	15.03	—	—	—
6-7	补充冷气	指数	6.01	—	—	—
6-8	安装阻力伞	指数	6.52	—	—	—
6-9	补充燃油	指数	5.21	—	—	—
7-10	补充附油	指数	3.31	—	—	—
8-11	复查座舱和进排气装置	指数	6.00	—	—	—
9-11	—	—	—	—	—	—
10-11	—	—	—	—	—	—
11-12	组织装挂武器	指数	15.50	—	—	—
12-13	填写工作日记	指数	3.56	—	—	—
12-14	清点工具	指数	3.2	—	—	—
13-14	—	—	—	—	—	—



图4 飞机装备质量信息控制系统

Fig.4 Aircraft equipment quality information control system

采集工作提供有力支撑。

采用蒙特卡罗方法计算出关键路径概率最高的路径为 1-2-3-5-6-8-11-12-14。 $T_{Di}$  和  $T_{Wi}$  可以计算得出,所以在计算过程按照常数处理,变量只考虑工期的维修度函数,关键路径上工期持续时间为

$$T = M(t) + \sum_{i=1}^k \max(T_{Di}, T_{Wi}) = \int_0^t m(t) dt + \sum_{i=1}^k \max(T_{Di}, T_{Wi}) \quad (5)$$

式中: $m(t)$  为系统的维修密度函数,其分布形式未知。对图 3 所示网络添加一条回路,使其构成闭环,如图 5 所示。

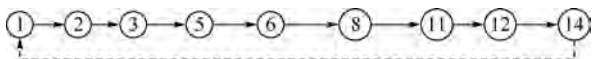


图 5 等价网络  
Fig. 5 Equivalent net

采用梅森拓扑公式可得

$$H = 1 - w_{1-2}(s)w_{2-3}(s)w_{3-5}(s)w_{5-6}(s)w_{6-8}(s) \cdot w_{8-11}(s)w_{11-12}(s)w_{12-14}(s)w(s) = 0 \Rightarrow w(s) = 1 / (w_{1-2}(s)w_{2-3}(s)w_{3-5}(s)w_{5-6}(s) \cdot w_{6-8}(s)w_{8-11}(s)w_{11-12}(s)w_{12-14}(s)) \quad (6)$$

式中: $H$  为网络传递量; $w(s)$  为网络传递函数。各个工期的矩母函数由式(3)计算,各工期  $p_{ij} = 1$ , 则  $w_{1-2} = e^{\mu_{1s}} + 0.5\sigma_1^2 s^2$ ,  $w_{2-3} = e^{\mu_{2s}} + 0.5\sigma_2^2 s^2$ ,  $w_{3-5} = \frac{\mu_3}{\mu_3 - s}$ ,  $w_{5-6} = \frac{\mu_4}{\mu_4 - s}$ ,  $w_{6-8} = \frac{\mu_5}{\mu_5 - s}$ ,  $w_{8-11} = \frac{\mu_6}{\mu_6 - s}$ ,  $w_{11-12} = \frac{\mu_7}{\mu_7 - s}$ ,  $w_{12-14} = \frac{\mu_8}{\mu_8 - s}$ ,  $\mu_1 \sim \mu_8$  为每个工期的维修密度函数参数。

从而得到

$$w(s) = \frac{(\mu_3 - s)(\mu_4 - s)(\mu_5 - s)(\mu_6 - s)(\mu_7 - s)(\mu_8 - s)}{e^{\mu_{1s} + 0.5\sigma_1^2 s^2 + \mu_{2s} + 0.5\sigma_2^2 s^2} \mu_3 \mu_4 \mu_5 \mu_6 \mu_7 \mu_8} \quad (7)$$

网络的开始时态到结束时态的等价矩母函数为  $M_E(s) = W_E(s) = 1/w(s)$ , 根据矩母函数的性质, 得出  $E(t) = \frac{\partial M_E(s)}{\partial s} = 106.86 \text{ min}$ ;  $E(t^2) = \frac{\partial^2 M_E(s)}{\partial s^2} = 12061.0 \text{ min}$ ;  $V(t) = E(t^2) - (E(t))^2 = 641.94 \text{ min}$ ;  $\sigma = \sqrt{V(t)} = 25.33 \text{ min}$ 。

分别假设系统维修度函数服从对数正态分布、正态分布和指数分布,将以上计算结果代入对应的分布函数,采用 MATLAB10.0 软件对其进行仿真,结果如图 6 所示。由于在准备期内装备不发生故障,所以系统的可用度曲线等价于维修度

函数曲线。图 6 中,曲线 1 代表对数正态分布,曲线 2 代表正态分布,曲线 3 代表指数分布。图 6 中横坐标对应维修保障时间,纵坐标对应装备的瞬时可用度,随着任务时间的增加维修活动完成的概率不断增加,当  $t = 106 \text{ min}$  时,曲线 1 和 2 对应的值为 0.5,说明了仿真结果的正确性。另外分别计算 3 种分布函数在时间 80 min 和 123 min 之间的完成维修保障活动的概率为 0.053 1、0.602 6、0.156 8,正态分布曲线在此区间概率最高,比较符合本次维修过程的实际情况,所以选定正态分布曲线为本次维修度函数的分布形式。从图 6 中可以看出,装备的可用度随着时间的变化如曲线 2 所示,在少于 80 min 时装备可用度比较低不到 0.2,当保障时间到达 106 min 时,装备的可用度达到 0.5,到达 140 min 时接近 0.92,分析可知装备可用度在接近  $E(t) \pm \sigma$  的区间内,可用度迅速提高。由于任务准备时间为 140 min,延误时间和等待时间为 17 min,所以可用维修时间为 123 min。采用 MATLAB 软件对任务准备期内装备的可用度计算如图 7 所示,装备可用度可以达到 0.751 74。

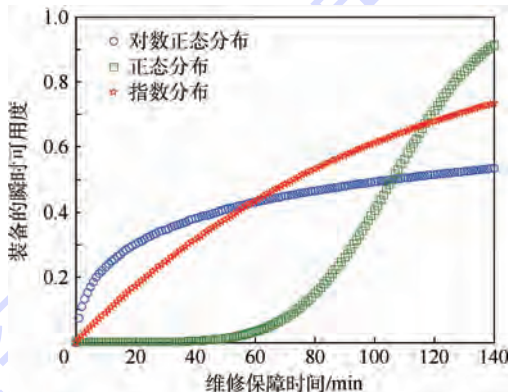


图 6 不同分布的飞机瞬时可用度  
Fig. 6 Instantaneous availability of aircraft with different distributions

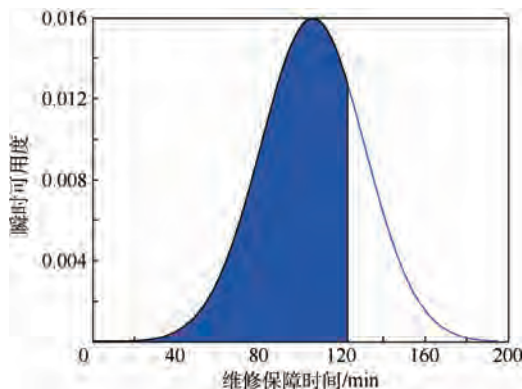


图 7 任务准备期内飞机的瞬时可用度  
Fig. 7 Instantaneous availability of aircraft during mission preparation period

## 4 结 论

1) 构建了基于使用任务和系统技术状态驱动的 SMTN, 利用网络矩母函数和等价传递函数计算系统维修度函数的数字特征, 将计算得到的数字特征代入 3 种不同分布形式比较, 选定正态分布函数为此次维修保障系统的维修时间分布函数, 并在任务准备期内对装备的可用度仿真。

2) 在考虑备件延误和资源等待的情况下, 任务准备期结束时装备可用度达到 0.75 以上。计算过程中设计了一种蒙特卡罗方法的等价矩母函数求解方法, 在提高了计算效率的同时, 可以真实的反映军用飞机的维修保障过程的逻辑性和随机性以及维修网络的结构拓扑特点。

3) 仿真结果可以刻画出在任务准备期内装备瞬时可用度的波动规律, 从而为装备的使用决策提供依据, 为保障系统的保障效能评估提供量化指标, 在装备综合保障领域该模型可以广泛应用到各种复杂的可修系统, 是对装备综合保障理论在工程中“动态”指标研究的有力探索。

### 参考文献 (References)

- [1] 康锐, 王自立. 可靠性系统工程的理论与技术框架[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 633-636.  
KANG R, WANG Z L. Framework of theory and technique about reliability system engineering[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 633-636 (in Chinese).
- [2] 杨懿, 任思超, 于永利. 均匀分布下系统瞬时可用度理论分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 28-34.  
YANG Y, REN S C, YU Y L. Theory analysis of system instantaneous availability under uniform distribution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 28-34 (in Chinese).
- [3] 孔德良, 王少萍. 可修系统的可用度分析方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(2): 129-132.  
KONG D L, WANG S P. Study on availability analysis for repairable system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(2): 129-132 (in Chinese).
- [4] MI J. Limiting availability of system with non-identical lifetime distributions and non-identical repair time distributions[J]. Statistics & Probability Letters, 2006, 76(7): 729-736.
- [5] BRIS R, CHATELET E, YALAOUI E. New method to minimize the preventive maintenance cost of series-parallel systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2003, 82(3): 247-255.
- [6] LISNIANSKI A, FRENKEL I. Recent advances in system reliability: Signatures, multi-state system and statistical inference[M]. London: Springer, 2012: 3-11, 23-29.
- [7] LEVITIN G. The universal generating function in reliability analysis and optimization[M]. London: Springer, 2005: 61-67.
- [8] LISNIANSKI A. Maintenance contract assessment for aging systems[J]. Quality & Reliability Engineering International, 2008, 24(5): 519-531.
- [9] 阮渊鹏. 基于蒙特卡洛模拟的复杂系统可靠性评估方法研究[D]. 天津: 天津大学, 2013: 10-15.  
RUAN Y P. Reliability evaluation of complex systems based on Monte Carlo simulation[D]. Tianjin: Tianjin University, 2013: 10-15 (in Chinese).
- [10] 肖刚. 评估复杂可维修系统可靠性与瞬态可用度的蒙特卡洛方法[J]. 兵工学报, 2002, 23(2): 46-50.  
XIAO G. A Monte Carlo method for obtaining reliability and availability confidence limits of complex maintenance system[J]. Acta Armamentarii, 2002, 23(2): 46-50 (in Chinese).
- [11] 郭卫华, 徐厚宝, 朱广田. 两部件并联维修系统解的渐近稳定性[J]. 系统工程理论与实践, 2006, 26(12): 62-68.  
GUO W H, XU H B, ZHU G T. Asymptotic stability of solution for a parallel maintenance system with two components[J]. System Engineering—Theory & Practice, 2006, 26(12): 62-68 (in Chinese).
- [12] 徐厚宝, 郭卫华, 于景元, 等. 一类串联可修复系统的稳态解[J]. 应用数学学报, 2006, 29(1): 46-52 (in Chinese).  
XU H B, GUO W H, YU J Y, et al. The asymptotic stability of a series repairable system[J]. Acta Mathematica Applicata Sinica, 2006, 29(1): 46-52.
- [13] 郭卫华. 两相同部件冷贮备可修系统解的定性分析[J]. 应用泛函分析学报, 2002, 4(4): 376-382.  
GUO W H. The qualitative analysis of solution of cold redundant repairable with two identical components[J]. Acta Analysis Functionis Applicata, 2002, 4(4): 376-382 (in Chinese).
- [14] 范若楠. 可修系统瞬态指标逼近理论与方法[D]. 北京: 北京理工大学, 2015: 10-18.  
FAN R N. Approximating theory and method for instantaneous indexes of repairable system[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015: 10-18 (in Chinese).
- [15] 王立超, 杨懿, 邹云. 离散时间单部件可修系统瞬时可用度的渐近稳定性[J]. 数学的实践与认识, 2010, 40(23): 119-123.  
WANG L C, YANG Y, ZOU Y. The asymptotic stability of the instantaneous availability for the one-unit repairable system[J]. Mathematic in Practice and Theory, 2010, 40(23): 119-123 (in Chinese).
- [16] 王立超, 杨懿, 邹云, 等. 离散 Weibull 分布下实现系统可用度的最小波动[J]. 系统工程学报, 2010, 27(5): 575-581.  
WANG L C, YANG Y, ZOU Y, et al. Undulation analysis of instantaneous availability under discrete Weibull distributions[J]. Journal of System Engineering, 2010, 27(5): 575-581 (in Chinese).
- [17] 徐宗昌. 保障性工程[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2002: 50-65.  
XU Z C. Supportability engineering[M]. Beijing: Weapon Industry Press, 2002: 50-65 (in Chinese).
- [18] 文佳, 康锐. 平均维修保障等待时间的计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 451-454.  
WEN J, KANG R. Calculation methods for mean waiting time of maintenance support[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 451-454 (in Chinese).

- [19] 陈翔. 基于 Petri 网及矩母函数的计划评审技术[J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(9): 1121-1125.  
CHEN X. Program evaluation and review technique based on pertinent and moment generating function[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(9): 1121-1125 (in Chinese).
- [20] 陈翔. 基于广义随机 Petri 网的工作流性能分析[J]. 计算机集成制造系统, 2003, 9(5): 399-402.  
CHEN X. Performances analysis of workflows based on generalized stochastic Petri nets[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2003, 9(5): 399-402 (in Chinese).
- [21] 葛季栋, 胡昊, 吕建. 一种基于不变量的从工作流网 PERT 图的转换方法[J]. 电子学报, 2008, 36(5): 893-898.  
GE J D, HU H, LÜ J. A transformation approach from workflow net to PERT diagram based on invariants[J]. Chinese Journal of Electronics, 2008, 36(5): 893-898 (in Chinese).

作者简介:

李军亮 男, 博士研究生。主要研究方向: 装备综合保障理论。

滕克难 男, 博士, 教授。主要研究方向: 装备综合保障理论。

## Instantaneous availability of military aircraft during mission preparation period

LI Junliang<sup>1,2</sup>, TENG Kenan<sup>1,\*</sup>, YANG Chunzhou<sup>1</sup>, SUN Yuan<sup>1</sup>, LI Jiyi<sup>1</sup>

(1. Scientific Research Department, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China;

2. The 92635th Unit of PLA, Qingdao 266041, China)

**Abstract:** Military aircraft is a complex repairable system, instantaneous availability analysis of it is a difficult problem in the integrated logistics support field. The stochastic maintenance task net (SMTN) based on mission requirement and technical condition of the military aircraft is constructed, and the maintenance function distribution types of activities in the SMTN are different. The moment generating function is defined, and the numerical characteristics of the system maintenance distribution function are solved. The functions are verified by substituting expectation and variance into different distribution functions, and the maintenance functions that meet the actual situation are selected. And the military aircraft availability in the mission preparation period is simulated. In the calculation process, a new method is designed based on the Monte Carlo method, which can increase calculation efficiency and well reflects the logic, topology and randomness of the maintenance process. The simulation result can truly reflect the fluctuation of the instantaneous availability of military aircraft in the mission preparation period. This method can be widely applied to complex repairable systems to provide basis for decision-making of the use of equipment and to provide quantitative indicators for support effectiveness evaluation of support system, and is of certain exploration value on the research of "dynamic" indicator in the integrated logistics support field.

**Keywords:** instantaneous availability; stochastic maintenance task net (SMTN); maintenance function; military aircraft; Monte Carlo

Received: 2016-04-11; Accepted: 2016-05-06; Published online: 2016-06-15 17:16

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1716.003.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1716.003.html)

Foundation item: National Defence Pre-research Foundation (9140A27020212JB14311)

\* Corresponding author. E-mail: [tkn001@126.com](mailto:tkn001@126.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0244

# 航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应

李矿<sup>1</sup>, 熊峻江<sup>1,\*</sup>, 马少俊<sup>2</sup>, 陈勃<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

**摘 要:** 高低温裂纹扩展性能是航空金属结构损伤容限设计的前提, 为此, 试验测定了3种系列的6种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452和7475-T761)在5种温度环境(-70、-54、25、125和150℃)下的裂纹扩展性能, 观测了试验现象, 并进行了性能对比分析和疲劳断口扫描电子显微镜(SEM)分析, 研究了温度对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响机制, 获得了具有工程参考价值的结果与结论: 与25℃相比, 低温下裂纹扩展阻力系数的对数值降低7%~15%, 而高温下却增大5%~23%; 低温下裂纹扩展指数增大7%~21%, 而高温下却减少5%~34%; 氢脆效应和高温氧化作用是导致裂纹扩展速率随温度升高而加快的主要原因。

**关键词:** 铝合金; 裂纹扩展; 疲劳; 温度; 扫描电子显微镜(SEM)

**中图分类号:** V252.2; TG113.1; TG115.5

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0761-08

民用航空器的运行环境非常复杂, 其结构需要经受较大范围的温度变化, 例如, 万米高空飞行时航空结构常处于-50℃左右的低温环境, 高速飞行以及发动机的发热会使结构局部处于高温状态, 温度的变化对结构材料的裂纹扩展性能有显著的影响。为此, 针对温度对航空金属材料裂纹扩展性能的影响开展了大量研究, James等<sup>[1]</sup>对铝合金进行了疲劳试验测试, 研究了低温对裂纹萌生和微裂纹扩展过程的影响, 结果表明, 低温环境有利于增加平均裂纹萌生时间并减缓微裂纹扩展过程; 张福泽<sup>[2]</sup>、Fassina<sup>[3]</sup>和 Franck<sup>[4]</sup>等对铝合金和钢材进行了疲劳试验测试和断口扫描电子显微镜(SEM)分析, 研究了低温对稳定裂纹扩展阶段内裂纹扩展过程的影响及其微观机制, 结果表明, 低温有利于减慢裂纹扩展速率, 提高材料的裂纹扩展性能, 增加疲劳寿命; Ding等<sup>[5]</sup>对钛合金进行了疲劳测试, 研究了高温对疲劳门槛值和

近门槛区裂纹扩展过程的影响, 结果表明, 高温下裂纹扩展速率加快, 然而, 温度对裂纹扩展门槛值无明显影响; 宋千光<sup>[6]</sup>、吴欢<sup>[7]</sup>和 Adair<sup>[8]</sup>等对铝合金、钛合金和单晶高温合金进行了疲劳试验测试和断口SEM分析, 研究了高温对稳定裂纹扩展阶段内裂纹扩展过程的影响及其微观机制, 结果表明, 高温下裂纹扩展速率加快, 不利于材料的裂纹扩展性能; 然而, 熊纓等<sup>[9]</sup>对钢材进行的裂纹扩展试验研究表明, 裂纹扩展速率不一定随着温度的升高而增加, 说明高温对金属材料裂纹扩展性能的影响相对复杂。此外, 金属材料的裂纹扩展性能还受到应力比<sup>[10]</sup>、取样方向和微观组织<sup>[11]</sup>、热处理状态<sup>[12]</sup>、腐蚀环境<sup>[13]</sup>和试样厚度<sup>[14-15]</sup>等多种因素的影响。

铝合金材料因其具有良好的力学性能和抗腐蚀性性能而广泛应用于航空和航天结构等领域, 其高、低温裂纹扩展性能受到人们重视<sup>[16-17]</sup>, 目前,

收稿日期: 2016-03-29; 录用日期: 2016-06-24; 网络出版时间: 2016-06-30 15:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.1540.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375033)

\* 通讯作者: E-mail: jxiong@buaa.edu.cn

**引用格式:** 李矿, 熊峻江, 马少俊, 等. 航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 761-768. LI K, XIONG J J, MA S J, et al. Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 761-768 (in Chinese).

尚缺乏裂纹扩展性能的温度效应的系统研究,温度-载荷交互作用对裂纹扩展过程的影响机制尚待进一步认识,为此,本文以3种系列的6种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452和7475-T761)作为研究对象,测定了5种温度环境(-70、-54、25、125和150℃)下的裂纹扩展性能,通过试验观测、试验数据对比以及疲劳断口SEM分析,研究了温度对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响机制,为工程应用提供参考。

## 1 裂纹扩展试验

为了测定航空铝合金材料的裂纹扩展性能,制备了3种系列的6种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452和7475-T761)的标准M(T)试样,材料性能如表1所示( $E$ 为弹性模量, $\sigma_b$ 为强度极限, $\sigma_s$ 为屈服极限, $\delta$ 为延伸率)。试样的几何形状和尺寸如图1所示,采用线切割方法,在试样中心孔两侧

表1 铝合金材料的力学性能

Table 1 Mechanical properties of aluminum alloy materials

材料	$E/\text{GPa}$	$\sigma_b/\text{MPa}$	$\sigma_s/\text{MPa}$	$\delta/\%$
2024-T351	72.4	473	364	18.0
2397-T8	70.0	472	421	9.5
6061-T651	71.0	311	246	14.7
7050-T7451	70.3	510	455	9.0
7050-T7452	70.5	475	399	11.1
7475-T761	70.5	526	482	13.3

加工长度为8 mm的初始人工预制裂纹,并做表面抛光处理。

按照ASTM E647-11试验方法<sup>[18]</sup>,在MTS-880-100 kN疲劳试验机上,进行应力比 $R$ 为-1(轴向拉伸-压缩对称循环)的恒幅加载裂纹扩展试验(如图2所示),加载波形为正弦波,加载频率 $f$ 为10 Hz。每种材料裂纹扩展性能测试的有效试样数至少3件。试验过程中,采用WZHD0850型长焦光学电子显微镜(测量精度为0.01 mm)测量试样中心孔两侧的裂纹扩展长度;采用SDGDYD-180/+350型高低温环境箱(温度波动不超过2℃)控制试验温度,低温环境由

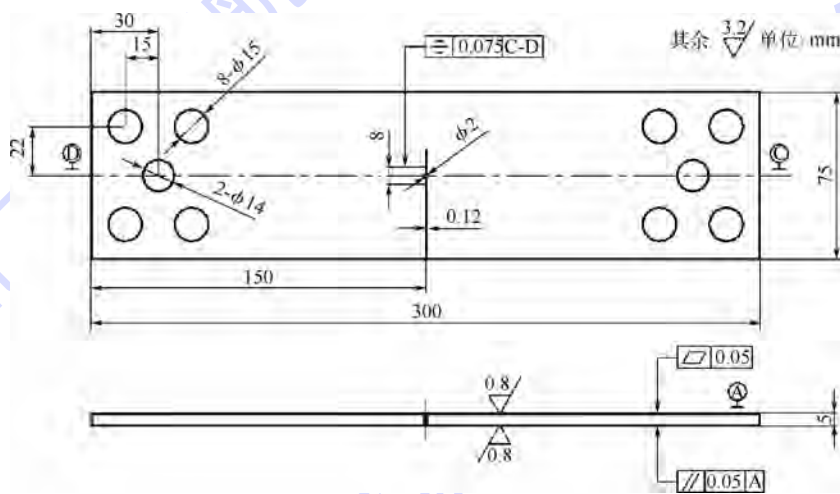
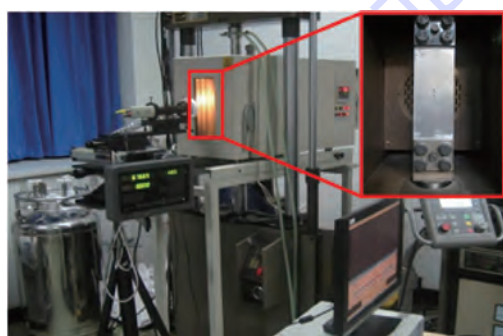
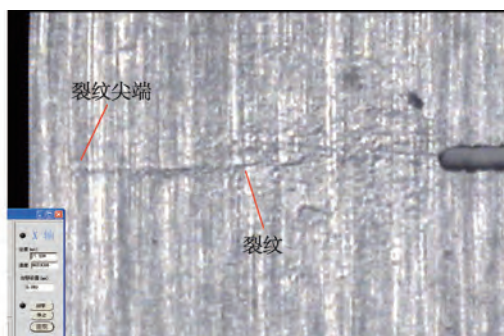


图1 标准M(T)试样

Fig. 1 Standard M(T) specimen



(a) 裂纹扩展试验系统



(b) 裂纹观测界面

图2 裂纹扩展测试

Fig. 2 Crack propagation test

YDZ-50型液氮罐提供低温氮气以维持低温。根据航空铝合金材料的实际使用环境,2024-T351和7475-T761铝合金的测试温度选定为 $-54$ 、 $25$ 和 $125$ ℃,2397-T8和6061-T651铝合金的测试温度选定为 $-70$ 、 $25$ 和 $150$ ℃,而7050-T7451和7050-T7452铝合金的测试温度选定为 $25$ 和 $150$ ℃。

试样夹持后,调节环境箱至试验指定温度,保温30 min后,采用疲劳加载,在试样原先的初始人工预制裂纹基础上,再预制 $1\sim 2$  mm的疲劳裂

纹,然后,按照指定应力比下的恒幅载荷加载,进行裂纹扩展试验,即裂纹每扩展 $0.3\sim 0.5$  mm,则停机记录中心孔两侧裂纹长度 $a_i$ 及其对应的疲劳载荷循环次数 $N_i$ ( $i$ 用于计数,即第 $i$ 次记录),直至试样最终断裂。试验观测结果如图3所示, $T$ 为温度, $a$ 为裂纹长度, $N$ 为循环次数。从图3可以看出,试样裂纹扩展长度均随循环次数的增加而增大,裂纹扩展曲线的斜率越来越陡,说明裂纹扩展速率越来越快。

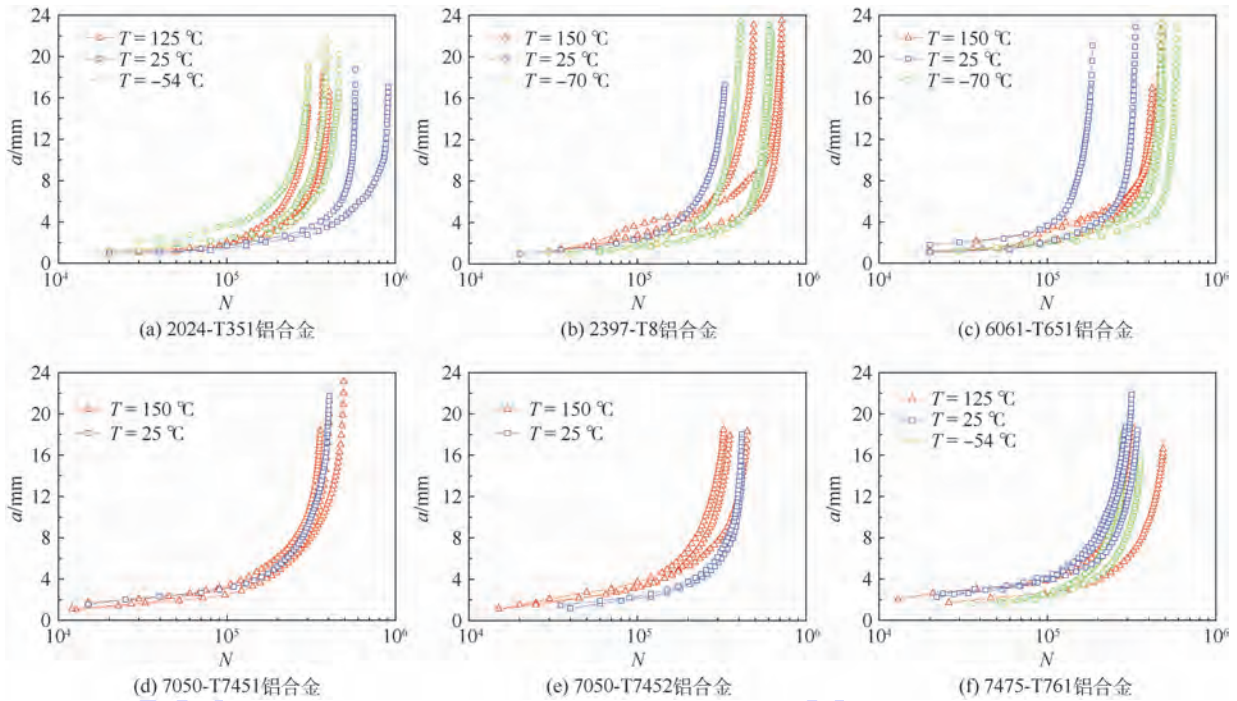


图3 裂纹扩展测试结果

Fig. 3 Crack propagation test results

## 2 断口 SEM 分析

为了探究温度和载荷影响航空铝合金材料裂纹扩展过程的微观机制,采用JSM-6010LA型扫描电子显微镜观测7475-T761铝合金失效试样的疲劳断口(如图4所示), $\Delta K$ 为应力强度因子幅值。图4(a)和图4(b)为低温断口形貌,图4(c)和图4(d)为室温断口形貌,图4(e)和图4(f)为高温断口形貌。

对比低温和室温断口形貌(即图4(a)~图4(d)),可以看出:①低温和室温环境下,材料晶界处位错阻力较大,裂纹扩展至晶界处时,为了将所消耗的能量最小化,将会沿着附近不同的晶面继续扩展,从而,呈现具有台阶或撕裂棱的解理断裂特征(见图4(a)和图4(c)),说明材料的脆性比较明显;②与低温环境相比,室温下的氢脆效应更为明显,环境中的水分更容易与裂纹表面发

生反应,产生氢气并向裂纹尖端扩散,裂纹尖端压力增大,促进滑移的发生,从而,加速裂纹扩展过程,同时,较强的氢脆效应还可以抑制具有多个小刻面的晶体学形貌产生,断面更为平整,微观裂纹扩展路径曲折度降低(见图4(a)和图4(c)),因此,与低温环境相比,室温下的裂纹扩展速率更快,这与文献[4,19]的研究结果一致;③低温环境下,材料的脆性比较明显,由于裂纹尖端较强的应力集中作用,裂纹表面形成长且深的裂沟(见图4(b)),裂沟的形成可以释放裂纹尖端的能量,有利于减缓裂纹扩展速率;④室温环境下,裂纹扩展速率较快时,裂纹尖端发生比较明显的塑性变形,形成均匀、细致的疲劳条带,同时,由于裂纹尖端较强的应力集中作用,裂纹表面被撕裂,形成大量沿条带分布的二次裂纹(见图4(d)),二次裂纹的出现也可以释放裂纹尖端的应变能,有利于减缓裂纹扩展速率,这与文献[6,20]的研究结果一致。

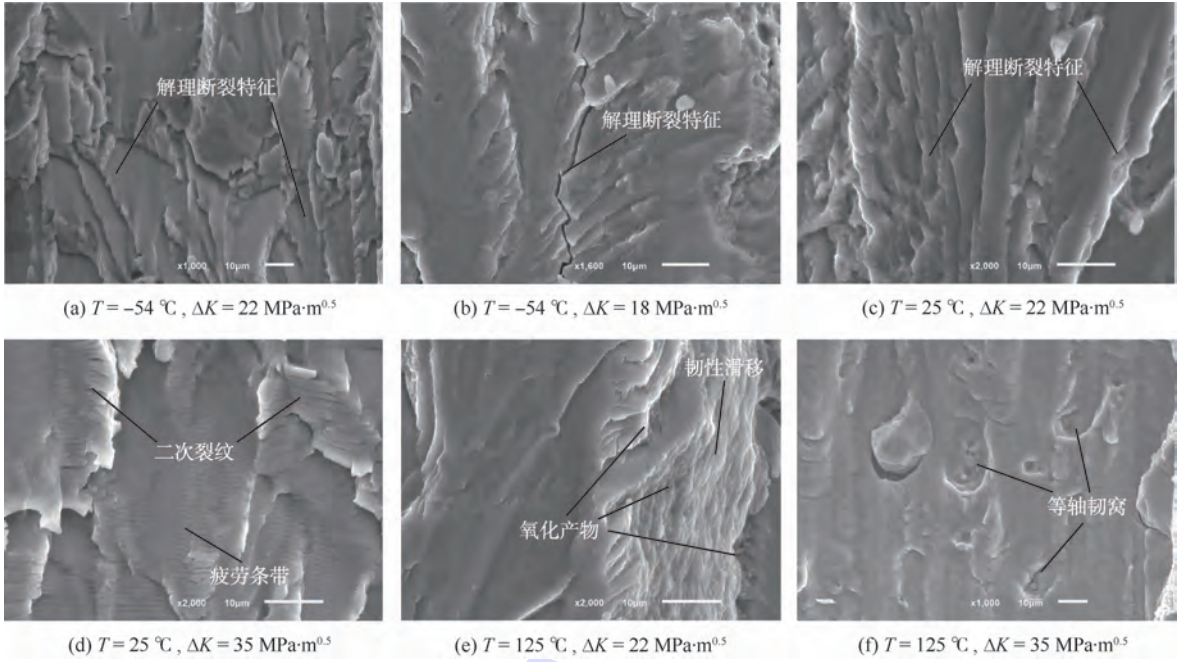


图4 7475-T761 铝合金断口分析

Fig. 4 Fractographic analysis of 7475-T761 aluminum alloy

对比高温和室温断口形貌(即图4(c)~图4(f)),可以看出:①高温环境下,裂纹扩展过程中出现了明显的韧性滑移和等轴韧窝特征(见图4(e)和图4(f)),说明材料的韧性比较明显,由此可见,随着温度的升高,航空铝合金材料的韧性增强,裂纹扩展过程由脆性断裂机制转变为韧性断裂机制;②高温环境下,铝合金材料被明显氧化,形成大量氧化产物(见图4(e)),促进裂纹形核和滑移的发生,同时,晶界处的氧化使得晶界脆化,晶界结合力减小,裂纹扩展阻力降低,从而,加速裂纹扩展过程,这与文献[6,9,21]的研究结果一致;③随着温度的升高,在氧化作用下,断面更为平整,微观裂纹扩展路径的曲折度进一步降低(见图4(c)和图4(e)),因此,与室温环境相比,高温环境下的裂纹扩展速率更快。

### 3 试验数据分析与讨论

根据 ASTM E647-11 试验方法<sup>[18]</sup>,采用割线法,由试验观测数据 $(a_i, N_i)$ ,计算裂纹扩展速率 $(da/dN)_i$ 和应力强度因子幅值 $\Delta K_i$ ,即

$$(da/dN)_i = (a_{i+1} - a_i) / (N_{i+1} - N_i) \quad (1)$$

$$\Delta K_i = \frac{\Delta P_i}{B} \sqrt{\frac{\pi \alpha_i}{2W} \sec \frac{\pi \alpha_i}{2}} \quad (2)$$

式中: $\Delta P_i$ 为加载载荷幅值; $B$ 为试验件的厚度; $W$ 为试验件的宽度; $\alpha_i$ 为考虑有限板宽的修正系数,即 $\alpha_i = 2a_i/W$ 。

采用 Paris 公式,拟合裂纹扩展速率数据 $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$ ,得到裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 性能曲线<sup>[22]</sup>,即

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

式中: $C$ 和 $m$ 分别为待定常数。

根据式(1)和式(2),由图3所示的试验数据,得到裂纹扩展速率数据 $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$ (如图5所示),然后,根据式(3),拟合得到裂纹扩展性能 $da/dN-\Delta K$ 曲线(如表2所示)。从图5可以看出:①裂纹扩展速率 $da/dN$ 随着应力强度因子幅值 $\Delta K$ 的增加而单调增加,裂纹扩展速率数据 $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$ 在双对数坐标下呈现线性关系,说明 Paris 公式能较好地表征航空铝合金在裂纹稳定扩展阶段内的裂纹扩展性能;②相同应力强度因子幅值 $\Delta K$ 下,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值较为明显,低温环境下裂纹扩展速率最慢,高温环境下裂纹扩展速率最快,说明航空铝合金材料的裂纹扩展性能具有明显的温度效应,并且,温度的降低有利于提高材料的裂纹扩展阻力,这与文献[2,4,6]的研究结果吻合;③随着应力强度因子幅值 $\Delta K$ 的增加,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值逐渐减少,说明温度和疲劳载荷对航空铝合金材料的裂纹扩展过程存在交互作用,并且,随着疲劳载荷的增大,温度对裂纹扩展性能的影响逐渐减弱,这与文献[3,7]的研究结果相吻合。

根据拟合得到的 $C$ 和 $m$ 值,可以获得高、低

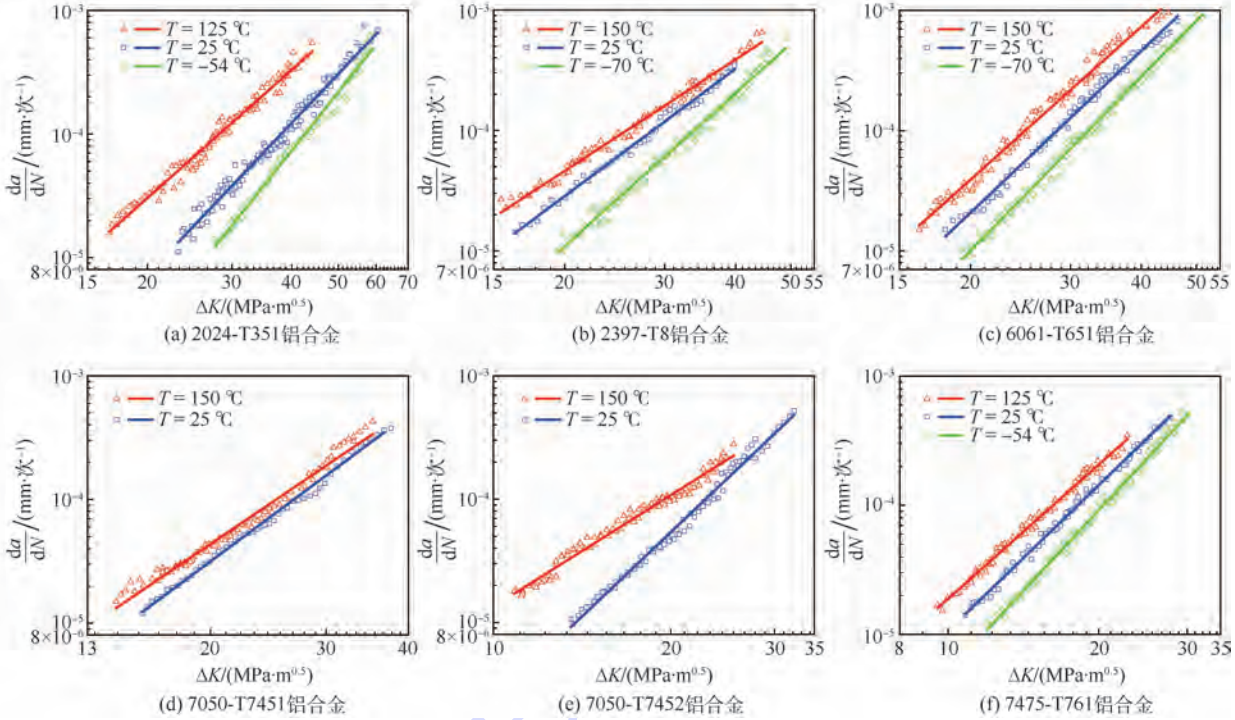


图 5 裂纹扩展  $da/dN-\Delta K$  曲线

Fig. 5 Crack propagation  $da/dN-\Delta K$  curves

表 2 裂纹扩展速率  $da/dN-\Delta K$  参数值

Table 2 Parameter values of crack propagation rate  $da/dN-\Delta K$

材料	$T/^\circ\text{C}$	$C$	$m$
2024-T351	125	$9.93 \times 10^{-10}$	3.45
	25	$3.56 \times 10^{-11}$	4.08
	-54	$1.17 \times 10^{-12}$	4.87
2397-T8	150	$4.60 \times 10^{-9}$	3.07
	25	$7.61 \times 10^{-10}$	3.51
6061-T651	-70	$3.52 \times 10^{-11}$	4.22
	150	$1.24 \times 10^{-10}$	4.23
7050-T7451	25	$3.10 \times 10^{-11}$	4.48
	-70	$5.63 \times 10^{-12}$	4.80
7050-T7452	150	$9.02 \times 10^{-10}$	3.60
	25	$2.35 \times 10^{-10}$	3.94
7475-T761	150	$1.31 \times 10^{-8}$	3.01
	25	$6.66 \times 10^{-11}$	4.54
7475-T761	125	$6.67 \times 10^{-9}$	3.45
	25	$1.90 \times 10^{-9}$	3.75
	-54	$3.71 \times 10^{-10}$	4.15

温相对于室温的  $C$  和  $m$  变化率,即

$$\gamma_C = \frac{\lg C_T - \lg C_{RT}}{\lg C_{RT}} \quad (4)$$

$$\gamma_m = \frac{m_T - m_{RT}}{m_{RT}} \quad (5)$$

式中:  $C_T$  和  $m_T$  分别为高温或低温下的  $C$  和  $m$  值;  $C_{RT}$  和  $m_{RT}$  分别为室温下的  $C$  和  $m$  值。

根据式(4)和式(5),由表 2 所示的  $C$  和  $m$  值,获得高、低温相对于室温的  $C$  和  $m$  变化率(如

图 6 所示)。从表 2 和图 6 可以看出:①裂纹扩展阻力系数  $C$  在  $1.17 \times 10^{-12} \sim 1.31 \times 10^{-8}$  mm/次内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展阻力系数  $C$  的对数值降低 7% ~ 15%,而高温下的裂纹扩展阻力系数  $C$  的对数值却增大 5% ~ 23%,即裂纹扩展阻力系数  $C$  随温度的升高而增大,导致裂纹扩展速率随温度升高而加快,可见,裂纹扩展阻力系数  $C$  随温度的变化规律直接反映了温度对裂纹扩展性能的影响;②裂纹扩展指数  $m$  在 3.01 ~ 4.87 内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展指数增大 7% ~ 21%,而高温下的裂纹扩展指数却减少 5% ~ 34%,裂纹扩展指数  $m$  随温度的升高而减小,即当裂纹扩展阻力系数  $C$  较大

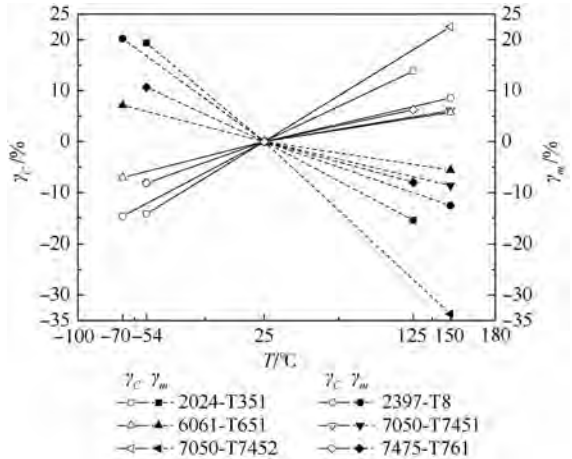


图 6 温度对  $m$  和  $C$  的影响

Fig. 6 Temperature effect on  $m$  and  $C$

时,裂纹扩展指数  $m$  反而变小,反之亦然,这样,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值随应力强度因子幅值  $\Delta K$  的增大而减小,因此,裂纹扩展指数  $m$  随温度的变化规律反映了温度和载荷对裂纹扩展过程的交互作用。

由图5 裂纹扩展速率数据  $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$  和  $da/dN-\Delta K$  曲线,可以得到航空铝合金系列材料在高温、低温及室温下的裂纹扩展性能(如图7所示),从图7可以看出:无论在高温、低温下,还

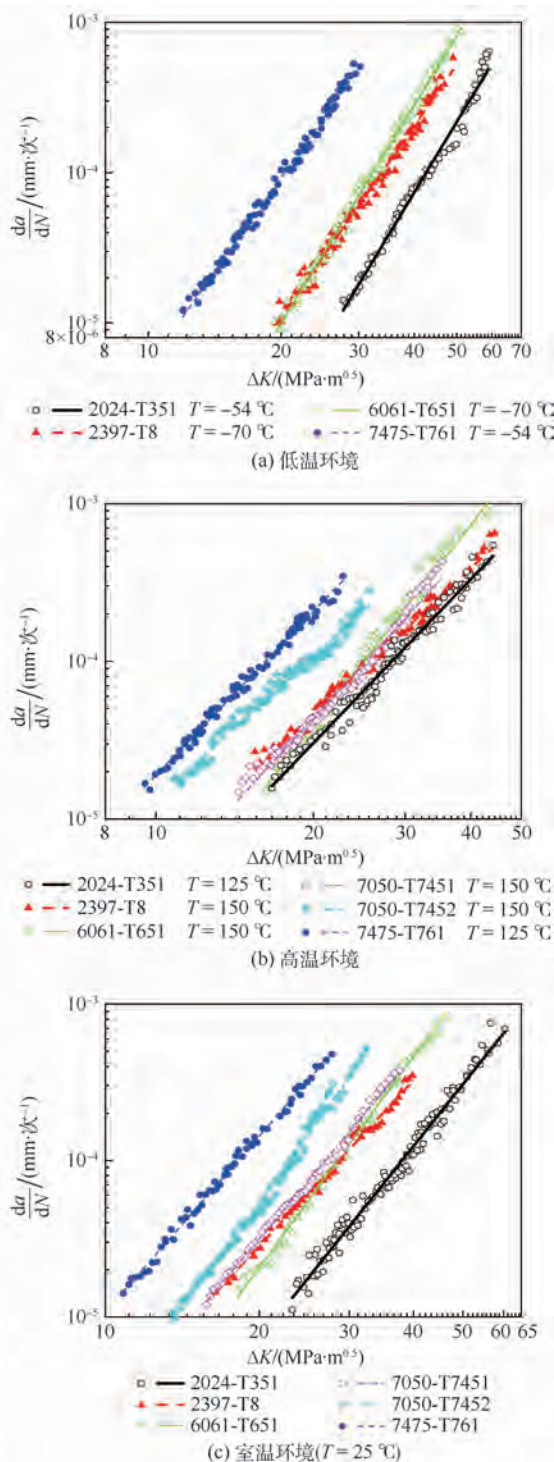


图7 不同航空铝合金的对比

Fig.7 Comparison among different aluminum alloys in aircraft

是在室温下,2024-T351 的裂纹扩展速率最慢,7475-T761 的裂纹扩展速率最快,而 2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展速率接近,说明 2024-T351 的裂纹扩展性能最好,7475-T761 的裂纹扩展性能最差,2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展性能相当。

## 4 结论

1) 无论在高温、低温下,还是在室温下,2024-T351 的裂纹扩展速率最慢,性能最好;7475-T761 的裂纹扩展速率最快,性能最差;2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展速率接近,性能相当。

2) 裂纹扩展阻力系数  $C$  随温度的升高而增大,反映了温度对裂纹扩展性能的影响。6 种航空铝合金系列材料裂纹扩展阻力系数  $C$  在  $1.17 \times 10^{-12} \sim 1.31 \times 10^{-8}$  mm/次范围内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展阻力系数  $C$  的对数值降低 7% ~ 15%,而高温下的裂纹扩展阻力系数  $C$  的对数值却增大 5% ~ 23%。

3) 裂纹扩展指数  $m$  随温度的升高而减小,反映了温度和载荷对裂纹扩展过程的交互作用。6 种航空铝合金系列材料裂纹扩展指数  $m$  在 3.01 ~ 4.87 内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展指数  $m$  增大 7% ~ 21%,而高温下的裂纹扩展指数  $m$  却减少 5% ~ 34%。

4) SEM 分析表明,随着温度的升高,航空铝合金材料的韧性增强,裂纹扩展过程由脆性断裂机制转变为韧性断裂机制;与低温相比,室温下的氢脆效应加强,高温下发生明显的氧化作用,并且,微观裂纹扩展路径的曲折度随温度的升高而减小,从而,裂纹扩展阻力降低,裂纹扩展速率加快;随着疲劳载荷的增大,载荷逐渐成为影响裂纹扩展过程的主导因素,氢脆效应和氧化作用的影响程度减弱,导致不同温度下的裂纹扩展速率逐渐接近,即温度效应减弱。

## 参考文献 (References)

- [1] JAMES T B, VIPUL K G, SEAN R A, et al. Effect of low temperature on fatigue crack formation and microstructure-scale propagation in legacy and modern Al-Zn-Mg-Cu alloys [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 55: 268-275.
- [2] 张福泽,叶序彬,宋钧,等. 在 25 °C 和 -40 °C 环境下的三种航空材料的裂纹扩展品质研究 [J]. 航空学报, 2007, 28 (3): 593-595.
- ZHANG F Z, YE X B, SONG J, et al. Study on crack growth behaviors of three kinds of aeronautical materials at 25 °C and

- 40 °C [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28 (3): 593-595 (in Chinese).
- [3] FASSINA P, BRUNELLA M, LAZZARI L, et al. Effect of hydrogen and low temperature on fatigue crack propagation of pipeline steels [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2013, 103: 10-25.
- [4] FRANCK A T G, DANIEL L, ALEXANDRE B, et al. Effect of extrusion aspect ratio and test temperatures on fatigue crack propagation behavior of a 2099-T83 Al-Li alloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 59: 244-253.
- [5] DING J, HALL R, BYRNE J. Effects of stress ratio and temperature on fatigue crack propagation in a Ti-6Al-4V alloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10-12): 1551-1558.
- [6] 宋千光, 赵彬, 耿小亮, 等. 温度和应力比对航空铝合金疲劳裂纹扩展规律的影响及其机理 [J]. *材料科学与工程学报*, 2015, 32(2): 157-162.
- SONG Q G, ZHAO B, GENG X L, et al. Effect of stress ratio and temperature on the fatigue crack growth behavior of aero-metal and study of the mechanism [J]. *Journal of Materials Science and Engineering*, 2015, 32(2): 157-162 (in Chinese).
- [7] 吴欢, 赵永庆, 曾卫东, 等. 不同温度下 Ti40 合金的疲劳裂纹扩展行为 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2008, 37(8): 1403-1406.
- WU H, ZHAO Y Q, ZENG W D, et al. Fatigue crack propagation behavior of Ti40 alloy at different temperatures [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2008, 37(8): 1403-1406 (in Chinese).
- [8] ADAIR B S, JOHNSON W S, ANTOLOVICH S D, et al. Crystallographic orientation and temperature effects on the fatigue crack propagation rate and resulting fracture surface morphology in PWA1484 single crystal superalloy [J]. *Engineering Materials & Structures*, 2015, 38(1): 56-68.
- [9] 熊纛, 陈冰冰, 郑三龙, 等. 16MnR 钢在不同条件下的疲劳裂纹扩展规律 [J]. *金属学报*, 2009, 45(7): 849-855.
- XIONG Y, CHEN B B, ZHENG S L, et al. Study on fatigue crack growth behavior of 16MnR steel under different conditions [J]. *Metallurgica Sinica*, 2009, 45(7): 849-855 (in Chinese).
- [10] SHAH M, MABRU C, REZAI-ARIA F. Characterisation of the surface damage of X38CrMoV5 (AISI H11) tool steel at room temperature and 600 °C [J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2015, 38(6): 742-754.
- [11] 钟警, 贾敏, 范春平, 等. 2050 铝合金的疲劳裂纹扩展行为研究 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2014, 43(8): 1944-1950.
- ZHONG J, JIA M, FAN C P, et al. Fatigue crack propagation behavior of 2050 aluminum alloy [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2014, 43(8): 1944-1950 (in Chinese).
- [12] 郑子樵, 孙晓旭, 陈圆圆, 等. 一种 Al-Cu-Mg-Zr 合金的疲劳裂纹扩展行为研究 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2010, 39(6): 975-979.
- ZHENG Z Q, SUN X X, CHEN Y Y, et al. Fatigue crack propagation behavior of Al-Cu-Mg-Zr alloy [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2010, 39(6): 975-979 (in Chinese).
- [13] 宫玉辉, 刘铭, 张坤, 等. 不同腐蚀环境对 7475-T7351 铝合金疲劳性能及裂纹扩展速率的影响 [J]. *材料工程*, 2010(9): 71-73.
- GONG Y H, LIU M, ZHANG K, et al. Effects of different corrosion environments on fatigue property and crack growth rate in 7475-T7351 aluminum alloy [J]. *Journal of Materials Engineering*, 2010(9): 71-73 (in Chinese).
- [14] KUJAWSKI D. Environmental crack propagation behavior affected by thickness/geometry constraint [J]. *Metallurgical and Materials Transactions A-Physical Metallurgy and Materials Science*, 2013, 44A(3): 1340-1352.
- [15] WANG Y L, PAN Q L, WEI L L. Fracture toughness and fatigue crack propagation analysis of 7050-T7451 alloy thick plate with different thicknesses [J]. *Journal of Central South University*, 2014, 21(8): 2977-2983.
- [16] CARPINTERI A, BRIGHENTI R, VANTADORI S, et al. Static crack extension prediction in aluminium alloy at low temperature [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75(3): 510-525.
- [17] HATAMLEH O, HILL M, FORTH S, et al. Fatigue crack propagation performance of peened friction stir welded 2195 aluminum alloy joints at elevated and cryogenic temperatures [J]. *Materials Science & Engineering A*, 2009, 519: 61-69.
- [18] American Society for Testing Materials International. Standard test method for measurement of fatigue crack propagation rates: ASTM E647-11 [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2011.
- [19] GASQUE C, CHRISTINE S B, PETIT J, et al. Fatigue crack propagation in an aluminum alloy at 223K [J]. *Scripta Materialia*, 2005, 53(12): 1333-1337.
- [20] SAHU V K, ANIL KUMAR J K S, MOHANTY J R, et al. Effect of low-temperature overload on fatigue crack propagation retardation and prediction of post overload fatigue life [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 33(1): 100-106.
- [21] 钟群鹏, 赵子华. 断口学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 267.
- ZHONG Q P, ZHAO Z H. *Fractography* [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 267 (in Chinese).
- [22] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 128.
- XIONG J J. *Fatigue life design for aircraft structure* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004: 128 (in Chinese).

#### 作者简介:

李矿 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空金属结构材料的疲劳性能。

熊峻江 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机结构适航性、航空复合材料新结构、飞行器系统与结构效能评估。

## Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft

LI Kuang<sup>1</sup>, XIONG Junjiang<sup>1,\*</sup>, MA Shaojun<sup>2</sup>, CHEN Bo<sup>2</sup>

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

2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

**Abstract:** Fatigue properties on crack propagation rate at low and elevated temperatures are the precondition of damage tolerance design for aviation metallic structures. Therefore, in order to determine fatigue properties on crack propagation rate, fatigue tests were performed on six categories of aluminum alloys (i. e. 2024-T351, 2397-T8, 6061-T651, 7050-T7451, 7050-T7452, 7475-T761) at five kinds of temperatures ( -70 °C, -54 °C, 25 °C, 125 °C, 150 °C) under constant amplitude loading, and fatigue crack propagation properties were determined and the comparisons between fatigue properties on crack propagation rate at different temperatures were carried out. The mechanisms of temperature effect on crack propagation rate were deduced from fractographic studies by using scanning electron microscope (SEM). The results show that, compared with the situation at 25 °C, logarithmic crack propagation resistance coefficient decreases by 7% to 15% at low temperature, but increases by 5% to 23% at elevated temperature; crack propagation exponent increases by 7% to 21% at low temperature, but decreases by 5% to 34% at elevated temperature, compared with the situation at 25 °C; hydrogen embrittlement and oxidation effects are likely to be the main reasons for more rapid crack propagation with the increasing temperature.

**Keywords:** aluminum alloy; crack propagation; fatigue; temperature; scanning electron microscope (SEM)

**Received:** 2016-03-29; **Accepted:** 2016-06-24; **Published online:** 2016-06-30 15:40

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.1540.004.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.1540.004.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (51375033)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0332

# 一种可承受径向和轴向载荷的超声悬浮轴承

李贺, 全齐全\*, 滑宇翔, 邓宗全

(哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 基于压电驱动原理和超声波近场悬浮技术, 提出了一种可同时承受径向和轴向载荷的超声悬浮轴承方案。此方案只依靠单一激励源即可实现双向支承, 结构紧凑, 控制简单。为准确预测超声轴承的工作频率和声阻抗, 建立了超声轴承的声阻抗网络模型; 利用有限元分析 (FEA) 方法, 对超声轴承径向和轴向辐射面的振幅进行了仿真计算; 研制了超声悬浮轴承原理样机并开展了轴承悬浮承载能力测试实验。实验结果表明: 超声悬浮轴承具有良好的悬浮效果, 可承受较大的径向载荷和一定的轴向载荷。此类超声轴承的研究可为未来新型轴承结构的研发开拓新的思路。

**关键词:** 非接触式轴承; 超声悬浮; 压电驱动; 换能器; 有限元分析 (FEA)

**中图分类号:** TH133

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0769-07

近年来, 机械设备对轴承性能提出了更高的要求, 使轴承技术不断向高速度、高精度、高可靠性、长寿命、低摩擦、低振动、低噪声和免维护保养方面发展。基于超声波近场悬浮的非接触式轴承利用声学非线性效应产生的声辐射力实现对载荷的支承。相比传统非接触式轴承 (气体静压轴承、气体动压轴承和磁悬浮轴承等), 超声悬浮轴承无需供气装置和润滑; 启动和低速阶段具有相同承载能力, 对中性 and 稳定性好; 控制系统简单, 不会对外围敏感电子元件产生干扰。超声悬浮轴承以黏度低的空气作为介质, 无污染, 高低速运转时摩擦系数极小, 可极大提高轴承系统的极限转速。超声悬浮轴承的气膜厚度小, 可达微米级, 轴承精度高。同时, 通过改变声辐射面的振动可对轴承气膜厚度和承载力进行调节, 轴承控制具有一定的灵活性<sup>[1]</sup>。

作为国内最早从事超声悬浮轴承研究的机构, 吉林大学先后开展了超声推力悬浮轴承、双向支撑超声悬浮轴承、超声悬浮/气浮混合悬浮轴承等研究工作<sup>[2-4]</sup>。南京航空航天大学精密驱动研究所成功研制出可用于微小超声电机  $mN \cdot m$  量级扭矩测试的超声轴承以及超声悬浮球面轴承<sup>[5-6]</sup>。国外, 南洋理工大学 Zhao 等<sup>[7-8]</sup> 提出了基于多个周向分布换能器的超声波径向悬浮轴承, 并从非线性声学理论和流体动力学理论的角度对轴承悬浮力进行了数值分析。东京理科大学 Yoshimoto 等<sup>[9-10]</sup> 率先提出了基于弹性铰链的超声悬浮轴承, 利用弹性铰链减弱结构刚度的方法使轴承结构在振动时产生挤压膜。其研究作为超声波悬浮轴承的研究开拓了新思路。布鲁内尔大学 Ha<sup>[11]</sup> 等和 Stolarski<sup>[12]</sup> 则在 Yoshimoto 等<sup>[9-10]</sup> 的研究基础上进行了改进和拓展, 探索出一种在传

收稿日期: 2016-04-21; 录用日期: 2016-05-06; 网络出版时间: 2016-05-11 14:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160511.1429.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61403106); 中央高校基本科业务费专项资金 (HIT.NSRIF.2014051)

\* 通讯作者: E-mail: quanqiquan@hit.edu.cn

**引用格式:** 李贺, 全齐全, 滑宇翔, 等. 一种可承受径向和轴向载荷的超声悬浮轴承[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 769-775. LI H, QUAN Q Q, HUA Y X, et al. An ultrasonic levitating bearing supporting radial and axial loads[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 769-775 (in Chinese).

统气体动压轴承中产生挤压膜的新方法,研制出自悬浮空气动压轴承,解决了气体动压轴承在启停和低速时摩擦磨损严重的问题。与 Yoshimoto 等<sup>[9-10]</sup>的设计理念相反,布鲁内尔大学 Wang 和 Au<sup>[13-15]</sup>提出了一种借助鳍状凸台加强结构刚度获得挤压膜的方法,研制出一种新型的管状挤压膜径向轴承。

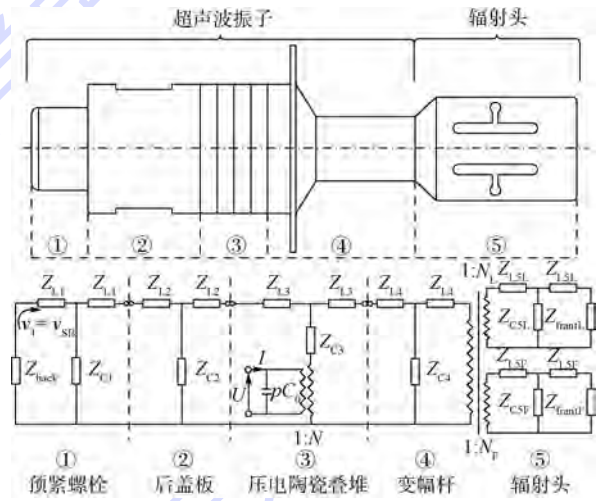
本文提出了一种新型超声悬浮轴承,其利用辐射端沟槽结构将压电换能器产生的单向纵振转换为径向和轴向的双向振动。振动产生的气体挤压膜可实现对轴颈的径向和轴向支承。相比其他超声悬浮轴承结构,该超声轴承仅需一个压电换能器驱动即可实现对径向和轴向载荷的支承,结构更为简单紧凑。为验证新方案可行性,本文对超声轴承工作参数进行了分析与测试,对轴承悬浮承载力进行了预估。

### 1 超声轴承工作参数的确定

如图 1 所示,本文设计的超声悬浮轴承结构主要包括 4 个组件:轴承座、超声换能器、辐射头和轴颈。根据压电陶瓷材料的逆压电效应,超声换能器在超声频交流电激励下可产生高频机械振动(换能器振动频率一般在 16 kHz 以上)。压电陶瓷片产生的纵向振动经变幅杆放大后,向轴承辐射头传递。轴承辐射头中的“十”型沟槽结构可将单向纵振转换成辐射头上凹面的纵振和两侧面的弯振。凹面纵振产生的声辐射力为轴承提供径向力;侧面弯振产生的声辐射力为轴承提供轴向力。振动产生的声辐射力的大小决定了超声轴承承受径向和轴向载荷的能力。影响超声轴承工作性能的主要控制性参数是工作频率、声阻抗、辐射端输出振幅和气膜厚度。借助理论、仿真和测试等手段获取上述参数,可为超声轴承的原理验证、悬浮特性研究提供依据。

### 1.1 超声轴承工作频率和阻抗的预测

超声轴承只有工作在谐振频率下,且换能器和驱动电路的阻抗匹配合理时,才能获得较高的电声转换效率。为准确预测超声轴承的工作频率和阻抗,使轴承承载面输出良好的振动效果,基于力-电-声类比方法,建立超声轴承的声阻抗网络模型。如图 2 所示,超声轴承的总声阻抗为预紧螺栓、后盖板、压电陶瓷叠堆、变幅杆和辐射头 5 部分结构的声阻抗之和。每一部分结构声阻抗均可等效为一个“T 型”电学网络。求得每一个“T 型”电学网络中的等效阻抗后,将各部分声阻抗串联起来,即可求得超声轴承的总声阻抗网络模型。



$Z_{L1} \sim Z_{L4}$ —第 1 段~第 4 段水平特征阻抗;  $Z_{LSL}$ —第 5 段水平纵振特征阻抗;  $Z_{frantL}$ —辐射面纵振负载阻抗;  $Z_{C1} \sim Z_{C4}$ —第 1 段~第 4 段垂直特征阻抗;  $Z_{LSF}$ —第 5 段水平弯振特征阻抗;  $Z_{CSL}$ —第 5 段垂直纵振特征阻抗;  $Z_{CSF}$ —第 5 段垂直弯振特征阻抗;  $Z_{frantF}$ —辐射面弯振负载阻抗;  $Z_{back}$ —后盖板负载阻抗;  $v_1$ —后盖板后端面振速;  $v_{SB}$ —螺栓螺帽振速;  $U$ —陶瓷叠堆激励电压;  $I$ —流经陶瓷的电流;  $p$ —陶瓷片数目;  $C_0$ —陶瓷片静态截止电容;  $N$ —陶瓷输出电压与输入电压之比;  $N_L$ —输出与输入纵振力之比;  $N_F$ —输出与输入弯振力之比。

图 2 超声轴承声阻抗网络模型

Fig. 2 Acoustic impedance network model of ultrasonic bearing

模型中超声换能器的声阻抗表达式为

$$\begin{cases} Z_{Li} = j\rho_i c_i S_i \tan(k_i L_i / 2) & i = 1, 2, 3 \\ Z_{Ci} = \rho_i c_i S_i / (j \sin(k_i L_i)) & i = 1, 2, 3 \\ Z_{L4} = \frac{\rho_4 c_4 S_{4-1}}{j \tan(k_4 L_4)} - \frac{\rho_4 c_4 \sqrt{S_{4-1} S_{4-2}}}{j \sin(k_4 L_4)} \\ Z_{C4} = \frac{\rho_4 c_4 \sqrt{S_{4-1} S_{4-2}}}{j \sin(k_4 L_4)} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\rho_i$ 、 $c_i$ 、 $S_i$ 、 $k_i$  和  $L_i$  分别为第  $i$  段的平均密度、平均波速、横截面积、波数以及特征长度;  $S_{4-1}$  和

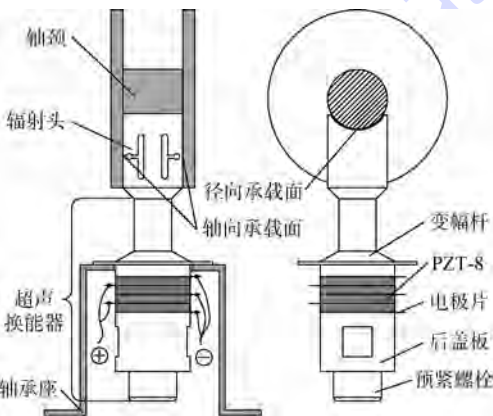


图 1 超声悬浮轴承结构简图

Fig. 1 Schematic of ultrasonic levitating bearing structure

$S_{4.2}$ 分别为第 4 段结构-变幅杆的大端和小端横截面积。计算超声变幅杆的声阻抗时,波阻变化小,且连续过渡,可以忽略圆锥过渡段的影响。

沟槽结构的功能是将变幅杆输出端的纵向振动转换成辐射头凹面的纵振和辐射头侧面的弯振。辐射头的结构参数如图 3 所示,根据机电系统类比方法知,振动力(力矩)之比为电压之比,得辐射头输出纵振力  $F_L$  与输入纵振力  $F$  之比  $N_L = F_L/F = l_1/l$ ,  $l_1$  为辐射头主槽跨距,  $l$  为辐射头宽度,输出弯振力矩  $M$  与输入纵振力  $F$  之比  $N_F = 2M/F \approx (l_2 + l_3)^2/l$ ,  $l_2$  和  $l_3$  分别为辐射头主槽宽度和翼槽长度。

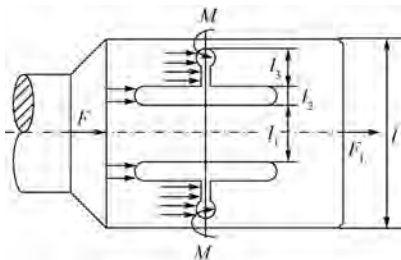


图 3 辐射头结构参数

Fig.3 Structure parameters of radiation head

辐射头纵向分振动阻抗为

$$\begin{cases} Z_{LSL} = \frac{\rho_5 c_5 S_{5.1}}{j \tan(k_5 L_5)} - \frac{\rho_5 c_5 \sqrt{S_{5.1} S_{5.2}}}{j \sin(k_5 L_5)} \\ Z_{CSL} = \frac{\rho_5 c_5 \sqrt{S_{5.1} S_{5.2}}}{j \sin(k_5 L_5)} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\rho_5$ 、 $c_5$ 、 $k_5$  和  $L_5$  分别为辐射头的密度、纵波波速、波数以及特征长度;  $S_{5.1}$  和  $S_{5.2}$  分别为辐射头的最大和最小横截面积。

辐射头弯曲分振动阻抗为

$$\begin{cases} Z_{LSF} = j \rho_5 c_5 I_{X_c} \tan(k_5 t_5 / 2) \\ Z_{CSF} = \rho_5 c_5 I_{X_c} / (j \sin(k_5 t_5)) \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $t_5$  为弯曲部分特征长度;  $I_{X_c}$  为弯曲横截面相对中性轴的惯性矩,其表达式为  $I_{X_c} = \iint_A y^2 dA$ ,  $y$  为弯曲截面元素距离侧边的距离,  $A$  为弯曲部分横截面积。

将各部分声阻抗代入图 2 所示等效网络模型,可求出超声轴承的总声阻抗。阻抗模随频率变化曲线如图 4 中虚线所示,超声轴承的最小阻抗频率(即工作频率)为 16.020 kHz,最大阻抗模为 33.330 kΩ。利用阻抗分析仪 HP4294A 对所设计的超声轴承样机声阻抗进行测试,可获得样机实际阻抗模曲线,如图 4 中实线所示,超声轴承的实际最小阻抗频率约为 16.075 kHz,实际最大阻抗模值约为 31.790 kΩ。对比结果显示,工作

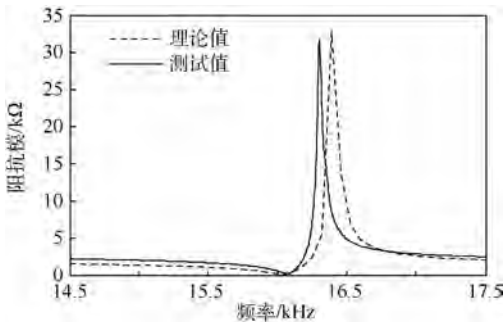


图 4 超声轴承声阻抗理论值与测试值

Fig.4 Theoretical and testing values of ultrasonic bearing's acoustic impedance

频率误差为 0.34%,阻抗模误差为 4.8%。轴承阻抗模的大小直接影响轴承与激励源的阻抗匹配,从而影响激励源的输出功率。经分析知,误差产生的主要原因是换能器电极层和黏接剂、材料参数以及结构尺寸误差等因素对超声轴承声阻抗的影响。

### 1.2 超声轴承输出振幅的测试

超声轴承的输出振幅是影响轴承悬浮特性的重要因素。借助激光位移传感器对所设计的超声轴承进行测试,可获得谐振频率下轴承凹面和侧面的输出振幅。经测试,超声轴承凹面输出稳定的正弦振动,侧面输出类正弦振动,其试验数据如图 5 所示,在谐振频率下,超声轴承凹面的振幅峰值约为 20 μm,侧面振幅峰值约为 6.5 μm,纵弯振幅比约为 3.08。

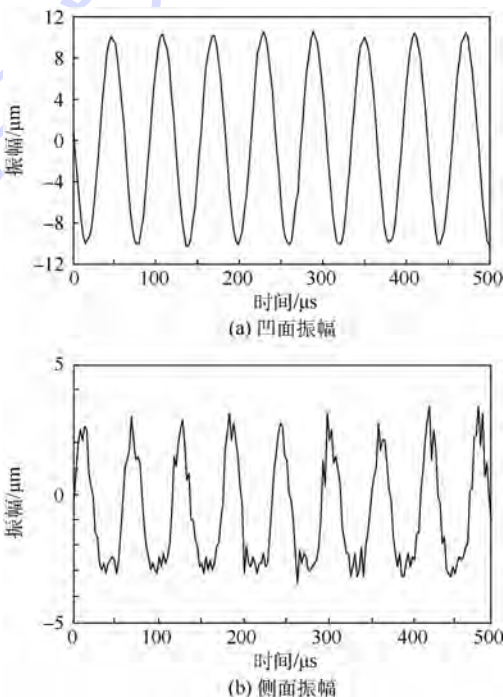


图 5 超声轴承凹面及侧面振幅

Fig.5 Amplitudes of ultrasonic bearing at concave surface and lateral surface

## 2 超声轴承有限元仿真

针对结构复杂的超声轴承的设计与优化,有限元法是一种行之有效的技术手段。通过有限元分析软件 ANSYS 中的静电-结构耦合场分析功能可对超声轴承的工作特性进行仿真计算。通过模态分析可获得超声轴承不同谐振频率下的模态振型,用于指导超声轴承重要结构参数的确定。通过谐响应分析可预测超声轴承在谐振工作频率下输出振动幅值,用以评估超声轴承的工作性能。

超声轴承中所用的压电陶瓷片上下表面具有一层很薄的银电极涂层,电极片的厚度仅为 0.2 mm,有限元仿真过程中可不考虑电极片的影响,仅在模型中施加等电势边界以模拟电极的物理导电特性。实际工作过程中,由于机械损耗压电陶瓷片会逐渐发热,温升现象会对压电陶瓷的性能造成轻微的影响,仿真分析过程可忽略这一因素。

超声轴承的后盖板和预应力螺栓的材料为不锈钢 SUS304,变幅杆材料为钛合金 TC4。定义其单元类型均为 8 节点三维实体单元 SOLID45;压电陶瓷材料为 PZT-8,定义其单元类型为压电耦合场六面体单元 SOLID5。SOLID5 单元类型包含了机械和电学自由度。PZT-8 压电陶瓷材料沿 z 轴方向极化的相对介电常数矩阵  $\boldsymbol{\epsilon}$ 、压电常数矩阵  $\boldsymbol{e}$  和弹性常数  $\boldsymbol{C}$  矩阵分别为

$$\boldsymbol{\epsilon} = \begin{bmatrix} 919 & 0 & 0 \\ 0 & 919 & 0 \\ 0 & 0 & 826 \end{bmatrix} \times 10^{-11} \text{ F/m}$$

$$\boldsymbol{e} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -4.1 \\ 0 & 0 & -4.1 \\ 0 & 0 & 14.0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10.3 & 0 \\ 10.3 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ C/m}^2$$

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} 14.9 & 8.11 & 8.11 & 0 & 0 & 0 \\ 8.11 & 14.9 & 8.11 & 0 & 0 & 0 \\ 8.11 & 8.11 & 13.2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3.4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 3.13 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.13 \end{bmatrix} \times 10^{10} \text{ N/m}^2$$

在频率区间 0 ~ 40 kHz 内,采用 Block Lanczos 方法对轴承模态进行搜索。一般情况下,超声轴承的纵振模态在前 20 阶范围内,因此,需提取前 20 阶模态进行计算。模态分析结果显示,超声轴承的一阶纵振模态频率为 16241 Hz,与实际工作

频率的误差为 1.03%。误差来源主要有建模过程中对结构的简化、压电陶瓷材料的机械损耗以及温升效应等。

超声轴承的一阶纵振模态如图 6 所示,可清晰观察到轴承辐射端的振动变形。模态仿真结果充分证明沟槽结构成功将换能器输出的纵振转换成辐射头凹面纵振和侧面弯振。

为进一步预测超声轴承辐射端输出振幅的大小,采用 FULL 运算方法,在 16.0 ~ 16.5 kHz 区间内,对有限元模型进行谐响应分析。仿真计算的步长设置为 10 Hz;压电陶瓷激励电压设置为 150 V。超声轴承辐射头凹面和侧面的最大振幅计算结果如图 7 所示。凹面和侧面最大振幅分别约为 12.0 和 3.5  $\mu\text{m}$ ,振幅比约为 3.43:1。由于忽略了发热、结构阻尼和螺栓预紧力等因素对仿真结果的影响,因此,仿真结果比实际测量值略高。

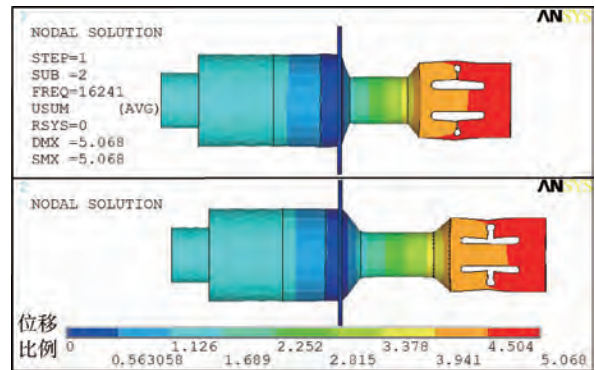


图 6 超声轴承工作模态

Fig. 6 Operating mode of ultrasonic bearing

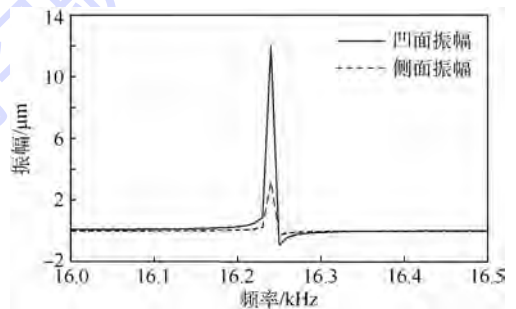


图 7 超声轴承输出振幅仿真结果

Fig. 7 Simulation results of ultrasonic bearing's output amplitude

## 3 超声轴承悬浮承载力测试实验

### 3.1 超声轴承悬浮测试实验系统

超声悬浮轴承的测试实验系统由超声轴承样机、信号发生器、压电陶瓷驱动器、激光位移传感器、计算机、隔振实验台、支座和砝码等组成。测量原理如图 8 所示。径向悬浮实验中,轴颈放

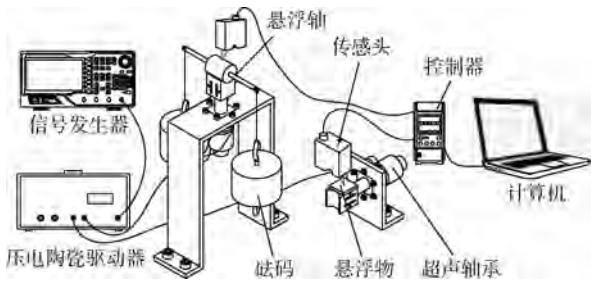


图 8 超声轴承悬浮承载力测量原理  
Fig. 8 Measuring principle of ultrasonic bearing's levitating ability

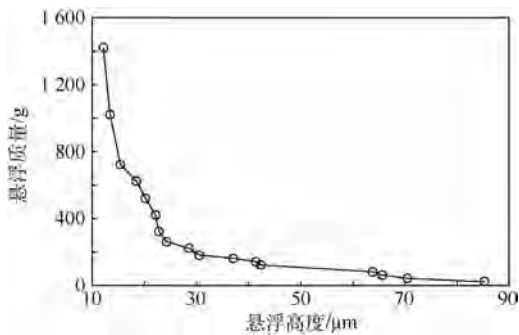


图 9 径向悬浮质量与悬浮高度的关系  
Fig. 9 Relation between levitating mass and height in radial direction

在辐射头凹面中,通过更换轴颈两端的砝码改变悬浮重量;轴向悬浮实验中,只需将不同质量的平面物体放置在轴承辐射头侧面进行测量即可。径向和轴向悬浮测量时,超声轴承工作在谐振频率,激光位移传感器传感头发出的激光分别打在轴颈顶端母线上和平板物体表面。实验所采用的压电陶瓷驱动器最大输出电压为 200 V,激光位移传感器再现性为 0.02 μm。

### 3.2 超声轴承径向与轴向悬浮实验

本文研制的超声轴承样机辐射端凹面直径为 20.03 mm;选用的径向悬浮轴颈的直径为 19.97 mm,质量约为 23 g。辐射端凹面的表面粗糙度 Ra 值为 0.8 ~ 1.6 μm。径向悬浮高度与悬浮质量曲线如图 9 所示,当不加砝码,即悬浮质量为轴颈自重 23 g 时,径向悬浮高度可达 85.2 μm;当悬浮质量为 1 423 g 时,径向悬浮高度约为 12.1 μm。径向悬浮曲线表明,在工作频率和输出振幅固定条件下,随悬浮高度减小,超声轴承悬浮承载能力增加。悬浮高度在 12 ~ 25 μm 之间,承载能力随悬浮高度减小而急剧增加;当悬浮高度接近超声轴承凹面输出振幅值时,超声轴承承载能力最大。

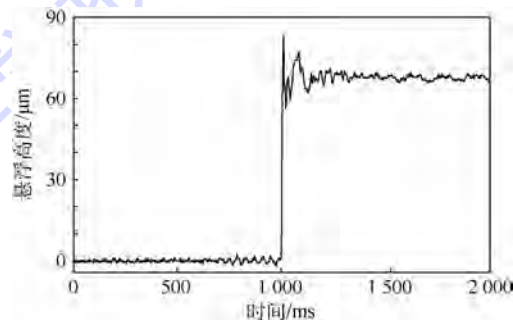


图 10 悬浮质量为 63 g 时的径向悬浮高度曲线  
Fig. 10 Radial levitating height curve when levitating mass is 63 g

通过图 10 所示曲线可清晰看出轴颈在悬浮过程中的运动情况。在轴颈两端各挂一个 20 g 砝码,1 s 时刻时通电,历时约 5 ms,轴颈便悬浮至最高点;经过约 50 ms 后,轴颈基本趋于稳定,在 3.5 μm 小范围内振荡。

轴向悬浮实验过程中,通过选择不同质量的悬浮物体改变悬浮质量。悬浮物上下表面粗糙度 Ra 值约为 0.8 μm。实验中选用的悬浮物的质量分别为 10、20、30、50、80、100、120、150 和 180 g。如图 11 所示,经多次测量,悬浮高度的平均值分别为 4.5、4.0、4.2、4.2、3.5、3.7、3.8、3.6 和 3.5 μm。图 12 所示为悬浮物为 20 g 时,超声轴承轴向悬浮高度曲线。超声轴承的轴向悬浮高度约为侧面弯曲振动的振幅值。当悬浮质量达到一定

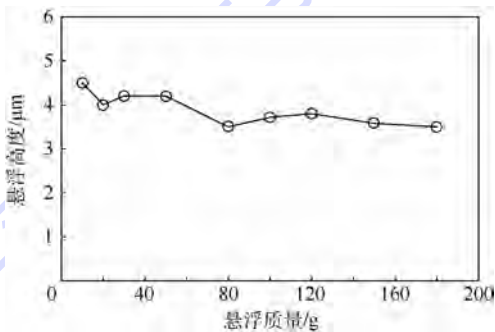


图 11 轴向悬浮质量与悬浮高度的关系  
Fig. 11 Relation between levitating mass and height in axial direction

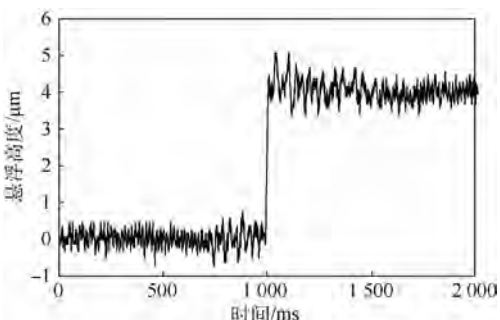


图 12 悬浮质量为 20 g 时的轴向悬浮高度曲线  
Fig. 12 Axial levitating height curve when levitating mass is 20 g

值,悬浮物体将与轴承接触。由于超声轴承侧向为高频弯曲振动,即使轴承与承载物体发生接触,超声轴承在支承过程中也会产生超声减摩的作用。

## 4 结 论

1) 基于压电驱动原理和超声波近场悬浮技术,提出了一种超声悬浮轴承新结构。此悬浮轴承利用辐射头的沟槽结构将部分纵振转换成弯振,实现了单个换能器作动下对径向和轴向载荷的支承。非接触状态下的径向和轴向悬浮力可达约 15.0 和 1.8 N。若提高轴承支承面的表面加工质量或振幅,径向和轴向承载力仍有较大提升空间。

2) 通过建立超声轴承的声阻抗网络模型,确定了轴承工作频率和声阻抗;利用实验测量手段获得了轴承承载面输出振幅;借助有限元法,对超声轴承进行了模态和谐响应分析,可指导超声轴承构型设计,修正超声轴承重要结构尺寸参数。

3) 悬浮实验结果表明本文提出及研究的超声轴承具有同时承受径向和轴向载荷的能力。此类超声轴承的研究可为新型轴承结构的研发和探索提供参考借鉴。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] IDE T, FRIEND J, NAKAMURA K, et al. A non-contact linear bearing and actuator via ultrasonic levitation[J]. *Sensors & Actuators A Physical*, 2007, 135(2): 740-747.
- [ 2 ] 常颖, 吴博达, 杨志刚, 等. 超声波悬浮推力轴承承载能力及减摩性能[J]. *吉林大学学报*, 2004, 34(2): 222-225.  
CHANG Y, WU B D, YANG Z G, et al. Bearing capacity and anti-friction behavior of ultrasonic vibration bearing[J]. *Journal of Jilin University*, 2004, 34(2): 222-225 (in Chinese).
- [ 3 ] 田丰君, 车小红, 杨志刚, 等. 双向支撑超声波悬浮轴承的设计[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(4): 813-818.  
TIAN F J, CHE X H, YANG Z G, et al. Structure design of bi-directional support ultrasonic levitation bearing[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(4): 813-818 (in Chinese).
- [ 4 ] 刘家郡. 超声悬浮/气浮的混合悬浮及其行波驱动机理及实验研究[D]. 长春: 吉林大学, 2013: 81-86.  
LIU J J. Research on principle and design of the driving based on near-field acoustic levitation and pneumatic suspension[D]. Changchun: Jilin University, 2013: 81-86 (in Chinese).
- [ 5 ] 王冬. 超声悬浮轴承及微小电机机械特性测试技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 25-27.  
WANG D. Research on ultrasonic suspension bearing and testing technology of micro-motor mechanical property[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010:

25-27 (in Chinese).

- [ 6 ] CHEN C, WANG J S, JIA B, et al. Design of a noncontact spherical bearing based on near-field acoustic levitation[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2013, 25(6): 755-767.
- [ 7 ] ZHAO S, TWIEFEL J, WALLASCHEK J. Design and experimental investigations of high power piezoelectric transducers for a novel squeeze film journal bearing[J]. *Active & Passive Smart Structures & Integrated Systems*, 2009, 7288(53): 1-8.
- [ 8 ] ZHAO S, MOJRZISCH S, WALLASCHEK J. An ultrasonic levitation journal bearing able to control spindle center position[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2013, 36(1): 168-181.
- [ 9 ] YOSHIMOTO S, ANNO Y, SATO Y, et al. Float characteristics of squeeze-film gas bearing with elastic hinges for linear motion guide[J]. *JSME International Journal*, 1997, 40(2): 353-359.
- [ 10 ] YOSHIMOTO S, KOBAYASHI H, MIYATAKE M. Floating characteristics of a squeeze-film bearing for a linear motion guide using ultrasonic vibration[J]. *Tribology International*, 2007, 40(3): 503-511.
- [ 11 ] HA D N, STOLARSKI T A, YOSHIMOTO S. An aerodynamic bearing with adjustable geometry and self-lifting capacity. Part 1: Self-lift capacity by squeeze film[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part J: Journal of Engineering Tribology*, 2005, 219(1): 33-39.
- [ 12 ] STOLARSKI T A. Acoustic levitation-A novel alternative to traditional lubrication of contacting surfaces[J]. *Tribology Online*, 2014, 9(4): 164-174.
- [ 13 ] WANG C, AU Y H J. Study of design parameters for squeeze film air journal bearing-excitation frequency and amplitude[J]. *Mechanical Sciences*, 2011, 2(2): 147-155.
- [ 14 ] WANG C, AU Y H J. Levitation characteristics of a squeeze-film air journal bearing at its normal modes[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2012, 60(1): 1-10.
- [ 15 ] WANG C, AU Y H J. Comparative performance of squeeze film air journal bearings made of aluminum and copper[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2013, 65(1): 57-66.

### 作者简介:

李贺 男, 博士研究生。主要研究方向: 超声悬浮轴承技术。

全齐全 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 空间机构在轨及地面测试技术。

滑宇翔 男, 硕士研究生。主要研究方向: 空间机构在轨及地面测试技术。

邓宗全 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 月面移动及转移技术、月面采样技术、空间折展机构及航天器连接与分离技术。

## An ultrasonic levitating bearing supporting radial and axial loads

LI He, QUAN Qiquan\*, HUA Yuxiang, DENG Zongquan

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** An ultrasonic bearing that can support radial and axial loads simultaneously is proposed based on piezoelectric-driven principle and ultrasonic levitation technology. Supporting in two directions can be achieved only relying on single excitation source, which brings about compact structure and simple control. To predict the ultrasonic bearing's working frequency and acoustic impedance, acoustic impedance network of ultrasonic bearing is modeled. Finite element analysis (FEA) method is adopted to calculate the amplitude on radiating surface of the ultrasonic bearing. In order to verify the ultrasonic bearing's performance, a prototype is developed and levitating capability experiments are conducted. Results in the experiments demonstrate that the ultrasonic bearing shows good suspending performance and is able to support larger radial loads and certain axial loads simultaneously. The design of this kind of ultrasonic bearing will open up a new way to develop novel bearing structure in the future.

**Keywords:** non-contact bearing; ultrasonic levitation; piezoelectric-driven; transducer; finite element analysis (FEA)

**Received:** 2016-04-21; **Accepted:** 2016-05-06; **Published online:** 2016-05-11 14:29

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160511.1429.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160511.1429.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61403106); Program of Introducing Talents of Discipline to Universities (B07018); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (HIT.NSRIF.2014051)

\* **Corresponding author.** E-mail: [quanqiquan@hit.edu.cn](mailto:quanqiquan@hit.edu.cn)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0296

# 基于多工况的新型着陆器软着陆性能优化

吴宏宇<sup>1</sup>, 王春洁<sup>1,2,\*</sup>, 丁建中<sup>1</sup>, 满剑锋<sup>1,3</sup>, 罗敏<sup>3</sup>

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083; 3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘 要:** 以新型腿式着陆器为研究对象, 建立其刚柔耦合动力学分析模型, 实现着陆器软着陆过程的仿真。通过仿真计算, 确定着陆器最易翻倒、底面最易与星球表面岩石碰撞、主体承受最大碰撞力的 3 组恶劣着陆工况。分析着陆器缓冲机构构型选取设计变量, 基于仿真得到的 3 组恶劣工况, 应用第二代非劣排序遗传算法 (NSGA-II) 实现着陆器软着陆性能的优化, 优化目标为增强着陆器抗翻倒能力、降低着陆器底面与星球表面岩石碰撞的可能性、降低着陆器主体最大受力值。将优化所得参数代入模型重新进行仿真, 着陆器不再发生翻倒, 着陆平台底面与星球表面最小距离提高 4.2%, 主体最大受力值降低 12.1%。

**关键词:** 腿式着陆器; 刚柔耦合模型; 动力学分析; 软着陆性能; 多目标优化

**中图分类号:** V423.6

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0776-06

我国已完成着陆器软着陆月球表面并利用自动探测机器人对月球进行探测<sup>[1]</sup>。作为航天大国, 我国未来将陆续开展其他星球的探测工程<sup>[2]</sup>。腿式着陆器作为常用的着陆缓冲装置, 对月球之外其他星球进行探索还可能用到该装置<sup>[3]</sup>, 因此必须对腿式着陆器持续进行研究。为了检验腿式着陆器的软着陆性能并减少物理样机试验的成本, 开展着陆模拟试验的动力学仿真显得尤为重要。由于着陆器的软着陆性能直接决定探测器能否安全抵达星球表面<sup>[4]</sup>, 对着陆器的软着陆性能进行优化成为设计阶段必不可少的环节。

文献[5-9]提出了着陆器的动力学分析方法, 给出对软着陆性能影响较大的因素。文献[10]提出月球着陆缓冲器刚柔耦合模型的建模与分析方法。文献[11]运用响应面法, 对单一工况下月球着陆器的软着陆性能进行了多目标优化。以上研究内容局限于着陆器单个性能指标或单一工况

下多个性能指标的改进。相比于月球, 其他星球的环境更加难以预测<sup>[12]</sup>, 着陆器各性能指标可能不在同一工况下达到最差, 有必要在多组工况下, 对着陆器多个性能指标进行优化。

本文建立了新型腿式着陆器的刚柔耦合动力学分析模型。探索着陆器最易翻倒、底面最易与星球表面岩石碰撞、主体承受最大碰撞力时对应的着陆工况。基于以上 3 组工况, 以增强着陆器抗翻倒能力、降低着陆器主体底面与星球表面岩石碰撞的可能性、降低着陆器主体受力为目标进行优化设计。应用第二代非劣排序遗传算法 (NSGA-II) 寻优, 得到的优化结果明显提高了着陆器的软着陆性能。

## 1 着陆器刚柔耦合动力学模型

### 1.1 新型腿式着陆器构型

本文研究的新型着陆器包括主体结构和 4 套

收稿日期: 2016-04-14; 录用日期: 2016-05-13; 网络出版时间: 2016-05-18 17:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160518.1728.001.html

\* 通讯作者: E-mail: wangej@buaa.edu.cn

**引用格式:** 吴宏宇, 王春洁, 丁建中, 等. 基于多工况的新型着陆器软着陆性能优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 776-781. WU H Y, WANG C J, DING J Z, et al. Soft landing performance optimization for novel lander based on multiple working conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 776-781 (in Chinese).

对称分布的着陆缓冲机构。主体在动力学分析中作为负载,着陆缓冲机构用于吸收着陆器着陆过程产生的冲击力,每套缓冲机构由主支柱、辅助支柱、足垫和外部缓冲件组成,如图 1 所示。

主支柱起支撑作用;辅助支柱由内、外筒和缓冲元件组成,内、外筒之间存在缓冲元件,用于吸收压缩载荷;足垫用来增大着陆器与星球土壤的接触面积,防止着陆时着陆腿过度下陷;外部缓冲件与主体固连,当主支柱受到较大冲击力时,外部缓冲件间接受力,发生弯曲变形,进而产生缓冲弯矩,吸收冲击能量,防止主体受力过大。

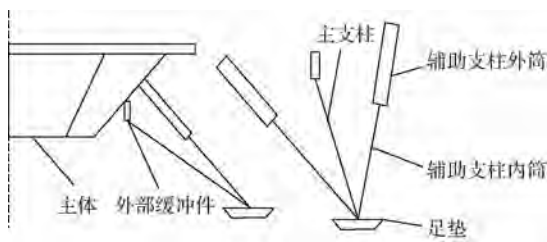


图 1 着陆缓冲机构

Fig. 1 Landing buffer mechanism

### 1.2 着陆缓冲机构力学模型

辅助支柱内部的缓冲元件是着陆器着陆过程吸收冲击能量的主要结构,元件只能承受压缩载荷。在辅助支柱内外筒之间施加与内、外筒相对位移( $D$ )有关的力( $F_D$ )代替缓冲元件的作用效果,辅助腿缓冲机构示意图及  $D$  与  $F_D$  关系曲线如图 2 所示。

辅助支柱缓冲能力较强,外部缓冲件发生侧向弯曲的可能性很小。由于使用较多柔体构件导致动力学模型运算速度缓慢,使用如图 3 方法对

外部缓冲件进行刚体等效。

建立两段刚体模型,质量特性参照外部缓冲件柔体模型设置,刚体 1 绕转轴  $O$  转动,刚体 2 与刚体 1 只能沿轴线相对移动。刚体 1 转轴处施加与转角( $\theta$ )相关的转矩( $M$ ),模拟外部缓冲件受弯时产生的缓冲弯矩;刚体 2 上施加与  $\theta$  相关,沿刚体 1 轴线方向的运动( $S$ ),模拟外部缓冲件自由端位置变化。在有限元软件中建立外部缓冲件模型,施加转矩,测得  $\theta$  与  $M$ 、 $\theta$  与  $S$  关系曲线如图 4 所示,输出数据文件,导入刚体模型。考虑等效模型质量、运动与力学特性均由有限元软件计算得到,即等效模型力学性能与柔体模型一致。

足垫触地时与星球表面的相互作用力分解为法向接触力  $F_n$  和切向摩擦力  $F_f$ ,接触力  $F_n$  采用非线性阻尼弹簧碰撞方程描述:

$$F_n = K\delta^e + C\dot{\delta} \quad (1)$$

式中: $K$  为接触刚度; $\delta$  为接触变形; $e$  为非线性指

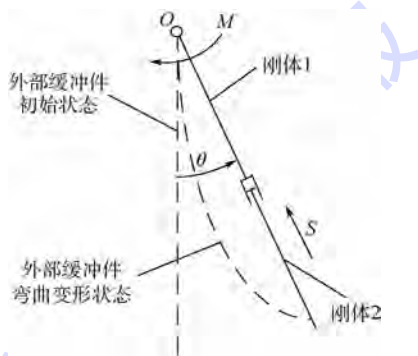


图 3 外部缓冲件等效方法

Fig. 3 Equivalent method of external buffer

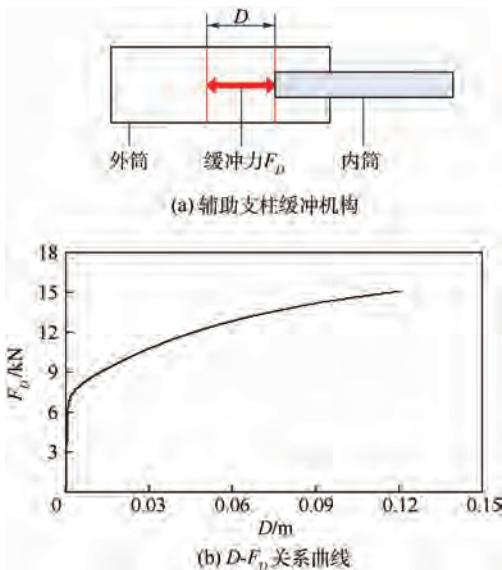


图 2 辅助支柱缓冲机构及力学特性

Fig. 2 Buffer mechanism and mechanical behavior of assistant pillar

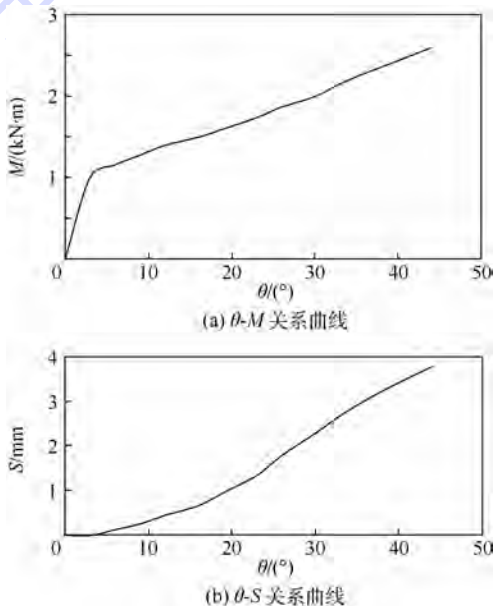


图 4 外部缓冲件力学特性

Fig. 4 Mechanical behavior of external buffer

数;  $C$  为阻尼系数。以上系数均与星球土壤特性密切相关。

摩擦力  $F_f$  采用库伦摩擦方程描述:

$$F_f = \mu F_n \quad (2)$$

式中:  $\mu$  为足垫与星球表面间的摩擦系数。

### 1.3 刚柔耦合动力学模型建模

刚柔耦合多体系统中, 构件既存在大范围的刚体运动, 也存在局部的弹性形变<sup>[10]</sup>。着陆器动力学模型中, 足垫作为柔性构件可发生弹性形变, 其余构件均为刚体构件。

采用有限元软件 Patran 建立足垫有限元模型, 导入多体动力学分析软件 ADAMS 中作为柔性构件; 采用 ADAMS 软件建立其余构件的刚体模型; 应用 ADAMS 软件对着陆器着陆过程的动力学问题进行求解。

## 2 着陆器软着陆极限工况的确定

### 2.1 软着陆性能评判原则

根据着陆器安全着陆的性能指标, 结合着陆器的构型, 提出以下 3 种软着陆性能评判原则:

1) 着陆器在着陆过程中不发生翻倒, 即着陆器质心距包含任意两足垫中心点的竖直翻倒墙平面的最小距离大于设计许用值<sup>[13]</sup>。

2) 着陆过程中辅助支柱外筒、外部缓冲件与主体连接点处的最大碰撞力不超过允许值, 保证着陆器主体不会因为承受过大的碰撞力而受损。

3) 当着陆地点摩擦系数较小时, 着陆器在着陆过程中, 其着陆平台底面中心点距离星球表面的最小距离应大于预留间距值, 避免着陆器底面与星球表面岩石发生碰撞而导致着陆器主体受损。

### 2.2 着陆工况参数

着陆工况的参数包括: 式(2)中着陆器足垫与星球表面间的摩擦系数( $\mu$ )、星球表面坡度( $\alpha$ )与凹坑分布情况( $n$ )、着陆器触地瞬间的竖直速度( $v_x$ )、水平速度( $v_z$ )、着陆偏航角( $\theta_p$ )、着陆俯仰角( $\theta_t$ )以及着陆器整机质量( $m$ ), 如图 5 所示。

着陆工况各参数的取值如表 1 所示。

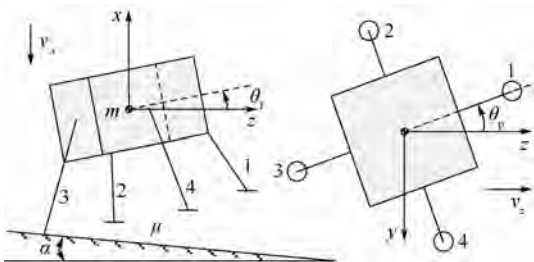


图 5 着陆工况的参数

Fig. 5 Parameters of landing condition

表 1 着陆工况各参数取值

Table 1 Value of parameters of landing condition

参数	取值
$\mu$	0.3, 0.8
$\alpha/(\circ)$	7
$n$	0, 1, 2, 3
$v_x/(m \cdot s^{-1})$	3.5
$v_z/(m \cdot s^{-1})$	-1, +1
$\theta_p/(\circ)$	0 ~ 45
$\theta_t/(\circ)$	-3, +3
$m/kg$	700, 800

表 1 中,  $n$  取 0, 1, 2, 3 分别表示: 着陆器没有着陆腿落入凹坑, 2 号与 4 号着陆腿落入坑中, 1 号与 4 号着陆腿落入坑中, 1 号、2 号与 4 号着陆腿落入坑中;  $v_z$  取正值表示水平速度方向背离坡面, 负值表示水平速度朝向坡面;  $\theta_t$  取正值表示着陆器俯仰角为仰角, 负值表示俯仰角为俯角; 遍历过程偏航角以  $1^\circ$  为增量从  $0^\circ$  增加至  $45^\circ$ 。将表 1 中各参数取值进行组合, 得到的着陆工况个数为  $2 \times 1 \times 4 \times 1 \times 2 \times 46 \times 2 \times 2$ , 即 2944 种着陆工况。

### 2.3 软着陆极限工况参数取值

着陆器在特定工况下着陆, 着陆过程中着陆器质心至翻倒墙距离取得最小值( $L_T$ ); 或着陆过程中主体受碰撞力取得最大值( $F_M$ ); 或着陆过程中着陆平台底面中心点至星球表面距离取得最小值( $L_H$ ), 则称该工况为一种极限工况, 对应的最值称为一种极限指标值。

基于 2944 种着陆工况, 通过仿真计算, 得到 3 组极限工况及对应极限指标如表 2 所示。

根据表 2 结果可知: 着陆器质心距翻倒墙最小距离低于许用值(30 mm), 该情况认为着陆器已经翻倒; 星球表面摩擦系数较小时, 着陆平台底面中心点距星球表面最小距离低于预留间距值(760 mm), 着陆器极易与星球表面岩石碰撞; 由于辅助支柱缓冲能力较强, 主体所受的最大碰撞力位于主体与外部缓冲件连接处, 接近允许值(30 kN)。为了提升着陆器的软着陆性能, 下文利用多目标优化方法对缓冲机构进行优化设计。

表 2 极限工况计算结果

Table 2 Calculation results of the worst landing condition

极限指标值	$\mu$	$n$	$v_z/(m \cdot s^{-1})$	$\theta_p/(\circ)$	$\theta_t/(\circ)$	$m/kg$
$L_T = 1.11 \text{ mm}$	0.8	2	1	9	3	700
$L_H = 734.23 \text{ mm}$	0.3	3	-1	0	-3	800
$F_M = 27.22 \text{ kN}$	0.8	3	-1	0	3	800

### 3 着陆器软着陆性能多目标优化

#### 3.1 设计变量的选取

根据缓冲机构构型可知,增强外部缓冲件的缓冲力矩,可以提升着陆平台底面至星球表面距离的最小值,但主体受力可能超过许用值;增强辅助腿的缓冲力,可以提升着陆平台底面至星球表面距离的最小值,降低外部缓冲件与主体间的作用力,但缓冲性能降低导致着陆器更易翻倒;如图6所示,增加足垫至着陆器中心轴线的距离( $d_z$ ),可使质心至翻倒墙初始距离增加,提升抗翻倒能力,但足垫受力点与外部缓冲件转轴水平距离( $d$ )随之增加。根据力矩计算方程:

$$M_v = Fd \cos \alpha_f + Fh \sin \alpha_f \quad (3)$$

若着陆器足垫承受同样的冲击力( $F$ ),足垫受力点与外部缓冲件转轴竖直距离 $h$ 不变,冲击力与竖直方向夹角 $\alpha_f$ 不变, $d$ 值增大,冲击转矩 $M_v$ 增大,着陆腿向外扩张能力增强,进而导致着陆平台底面中心点至星球表面最小距离减小,着陆器底面更易与星球表面岩石相撞。

在着陆器主体结构与缓冲机构连接位置确定的情况下,同时避免着陆器竖直方向整体尺寸的增加,选取外部缓冲件缓冲转矩放大倍数( $k_x$ )、辅助支柱缓冲力放大倍数( $k_z$ )、足垫至着陆器中心轴线的距离( $d_z$ )作为设计变量进行多目标优化。

根据图6可知, $d_z$ 值增加导致着陆腿变长,着陆器整体尺寸随之增加。本文提到的缓冲元件提供的缓冲力与其尺寸成正比。为了保证着陆器整体尺寸不超出运载火箭可提供的最大安置空间,同时保证缓冲元件与着陆器其他结构不存在干涉,确定设计变量取值范围如表3所示。

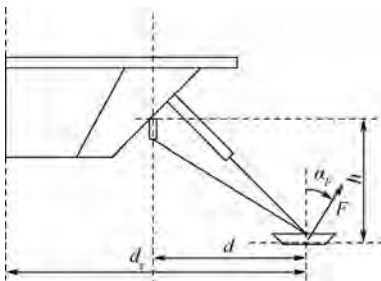


图6 着陆器性能分析

Fig. 6 Performance analysis of lander

表3 设计变量取值范围

Table 3 Value range of design variables

设计变量	取值范围
$k_x$	1 ~ 2
$k_z$	1 ~ 1.5
$d_z/m$	1.37 ~ 1.45

#### 3.2 软着陆性能多目标优化的实现

选取 $L_T$ 、 $L_H$ 、 $F_M$ 作为优化目标,约束 $L_T$ 、 $L_H$ 、 $F_M$ 满足2.3节给定的许用范围,结合设计变量的取值,建立数学模型如下:

$$\begin{aligned} & \mathbf{x}^{(L)} < \mathbf{x} < \mathbf{x}^{(U)} \\ \min & -L_T, -L_H, F_M \\ \text{s. t.} & 30 - L_T \leq 0 \\ & 760 - L_H \leq 0 \\ & F_M - 35 < 0 \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x} = (k_x, k_z, d_z)^T$ 代表设计变量; $\mathbf{x}^{(L)}$ 与 $\mathbf{x}^{(U)}$ 分别为设计变量的下界与上界。

本文采用NSGA-II进行优化计算,算法基于帕累托最优理论,具有迭代次数少、寻优能力强等特点<sup>[14-15]</sup>。算法参数设置如表4所示<sup>[11]</sup>。

综上所述,着陆器软着陆性能多目标优化具体流程如图7所示。

经过优化计算,得到帕累托最优解集如表5所示。

根据图6可知, $d_z$ 值增加导致着陆腿变长,着陆器整体尺寸随之增加,为了减小着陆器整体尺寸,降低着陆器在运载火箭中的安置空间,选取帕累托解集中 $d_z$ 值最小的结果作为最优解,重新进行2944次仿真计算,获得极限指标值与优化前结果对比如表6所示。

表4 优化参数取值<sup>[11]</sup>

Table 4 Value of optimal parameters<sup>[11]</sup>

参数	种群规模	进化代数	交叉指数	变异指数	交叉概率
取值	12	20	10	20	0.9

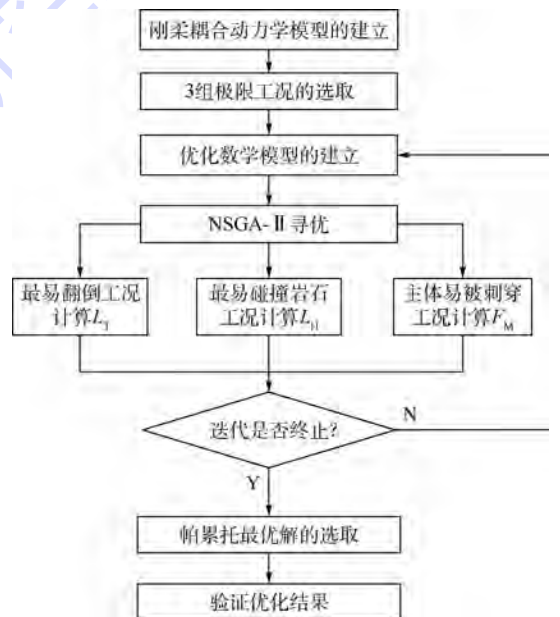


图7 多目标优化流程图

Fig. 7 Flowchart of multi-objective optimization

表5 帕累托最优解集

Table 5 Pareto optimal solution aggregate

编号	$k_z$	$k_x$	$d_z/m$	$L_H/mm$	$F_M/kN$	$L_T/mm$
1	1.46	1.07	1.45	757.91	24.07	413.92
2	1.46	1.23	1.45	757.97	26.31	416.59
3	1.49	1.13	1.44	761.38	25.57	378.00
4	1.49	1.03	1.43	763.07	23.36	349.08
5	1.49	1.05	1.41	765.81	23.95	258.71
6	1.49	1.22	1.42	764.49	27.31	306.33
7	1.49	1.08	1.43	762.92	24.07	352.49
8	1.49	1.04	1.43	762.57	23.50	360.83
9	1.49	1.03	1.42	764.15	23.46	311.13
10	1.48	1.19	1.43	761.46	25.72	365.11

表6 优化前后性能对比

Table 6 Comparison of performance before and after optimization

对比项	$k_x$	$k_z$	$d_z/m$	$L_T/mm$	$L_H/mm$	$F_M/kN$
优化前	1	1	1.36	1.11	734.23	27.22
优化后	1.05	1.49	1.41	234.36	765.81	23.95

根据表6可知,相比于初始设计,优化后的参数使 $L_H$ 增加4.2%, $F_M$ 削弱12.1%, $L_T$ 显著增加,着陆器在着陆过程中不再翻倒,软着陆性能获得明显提升。

## 4 结论

1) 建立了新型腿式着陆器刚柔耦合动力学分析模型,实现着陆器软着陆过程的仿真,提出新型着陆器软着陆性能评判原则。

2) 根据着陆工况各参数的取值,确定2944种着陆工况,针对所有工况进行仿真计算,得到着陆器着陆过程中最易受损的3组恶劣工况。

3) 应用NSGA-II算法,基于仿真得到的3组恶劣工况,对着陆器的软着陆性能进行多目标优化。优化后,着陆器在2944种工况下着陆不存在翻倒现象,着陆平台底面中心点与星球表面的最小距离大于预留间距值,且主体受力得到明显地减弱。

## 参考文献 (References)

[1] 杨建中,满剑锋,曾福明,等. “嫦娥三号”着陆缓冲机构的研究成果及其应用[J]. 航天返回与遥感,2014,35(6): 20-27.  
YANG J Z, MAN J F, ZENG F M, et al. Achievements and applications of landing gear for Chang'e-3 lander[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(6): 20-27 (in Chinese).

nese).  
[2] 李萌. 腿式着陆缓冲装置吸能特性及软着陆过程动力学仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 1-10.  
LI M. Research on energy absorbers of legged-type lander and dynamic simulation on its soft landing process [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 1-10 (in Chinese).  
[3] 蒋万松, 黄伟, 沈祖炜, 等. 月球探测器软着陆动力学仿真[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 462-469.  
JIANG W S, HUANG W, SHEN Z W, et al. Soft landing dynamic simulation for lunar explorer [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(3): 462-469 (in Chinese).  
[4] ADAM D S, MIGUEL S M, TOMMASO P R, et al. Mars science laboratory entry, descent, and landing system development challenges [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4): 994-1003.  
[5] DING J Z, WANG C J. Fast modeling for lunar landing dynamics analysis: AIAA-2016-1191 [R]. Reston: AIAA, 2016.  
[6] 刘晓宇. 着陆器软着陆缓冲稳定性仿真分析[D]. 长沙: 湖南大学, 2013: 19-28.  
LIU X Y. Simulation analysis on soft landing's buffer and stability of lunar exploration [D]. Changsha: Hunan University, 2013: 19-28 (in Chinese).  
[7] 陈金宝, 袁宏, 万峻麟. 深空探测着陆器数字化设计及着陆性能影响因素[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 541-554.  
CHEN J B, NIE H, WAN J L. Digital design and landing performance influence factors of deep space lander [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 541-554 (in Chinese).  
[8] 罗昌杰, 邓全全, 刘荣强, 等. 基于零力矩点理论的腿式着陆器着陆稳定性研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(9): 38-45.  
LUO C J, DENG Z Q, LIU R Q, et al. Landing stability investigation of legged-type spacecraft lander based on zero moment point theory [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(9): 38-45 (in Chinese).  
[9] 罗松柏, 赵永嘉. 月球软着陆动力学分析与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 185-190.  
LUO S B, ZHAO Y J. Dynamic analysis and simulation of soft-landing for lunar lander [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 185-190 (in Chinese).  
[10] 逯运通, 宋顺广, 王春洁. 基于刚柔耦合模型的月球着陆器动力学分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11): 1348-1352.  
LU Y T, SONG S G, WANG C J. Dynamic analysis for lunar lander based on rigid-flexible coupled model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1348-1352 (in Chinese).  
[11] 王家俊, 王春洁, 宋顺广. 基于响应面法的月球着陆器软着陆性能优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 707-711.  
WANG J J, WANG C J, SONG S G. Performance optimization of lunar lander based on response surface methodology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 707-711 (in Chinese).  
[12] BRIAN C S, MELISSA S, PETER I. Telecommunications per-

- formance during entry, descent, and landing of the Mars science laboratory [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4):1237-1250.
- [13] ZUPP G A, DOIRON H H. A mathematical procedure for predicting the touchdown dynamics of a soft-landing vehicle: NASA-TN-D-7045 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1971.
- [14] MARLER R T, ARORA J S. Survey of multi-objective optimization methods for engineering [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 26(6):369-395.
- [15] 黄晶晶, 郑龙席, 刘钢旗, 等. 双盘转子系统优化算法与试验 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(1):65-71.

HUANG J J, ZHENG L X, LIU G Q, et al. Optimization algorithm and experiment of two-disk rotor system [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1):65-71 (in Chinese).

#### 作者简介:

吴宏宇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航天机构的设计与动力学分析。

王春洁 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机械设计 & 理论。

## Soft landing performance optimization for novel lander based on multiple working conditions

WU Hongyu<sup>1</sup>, WANG Chunjie<sup>1,2,\*</sup>, DING Jianzhong<sup>1</sup>, MAN Jianfeng<sup>1,3</sup>, LUO Min<sup>3</sup>

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

2. State Key Laboratory of Virtual Reality and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** A rigid-flexible coupled dynamics model was established for simulating and analyzing the soft landing process of the novel leg type lander. Three groups of bad landing conditions, in which the lander most easily overturns, bottom surface of the lander most easily collides with rocks on the surface of the planet, and body of the lander bears the greatest impact force, were found by iterating over landing parameters. According to the configuration of buffering mechanism, design variables of optimization were selected. Based on the three groups of bad landing conditions and non-dominated sorting genetic algorithm II (NSGA-II), a multi-objective optimization method was applied to enhance the ability of the lander to resist overturning, reduce the possibility that the bottom surface of lander collides with rocks on the surface of the planet, and reduce the impact on the body of lander. In the simulation using optimized parameters, the model does not overturn any longer. The minimum distance between bottom surface of the landing platform of the lander and surface of the planet increases by 4.2%, and the impact on the body of lander reduces by 12.1%.

**Keywords:** leg type lander; rigid-flexible coupled model; dynamical analysis; soft landing performance; multi-objective optimization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0287

# 基于 ANP 的直升机单机森林灭火训练效能评估

陈杰<sup>1</sup>, 刘虎<sup>1,\*</sup>, 孙雪<sup>1</sup>, 王宁<sup>2</sup>, 戴鑫<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 中法工程师学院, 北京 100083)

**摘 要:** 现有的直升机单机森林灭火训练效能评估方法仅针对取水灭火过程, 忽视了其他任务环节对训练效能的贡献, 并假设指标间相互独立, 因此导致评估指标体系不全面、指标权重分配不合理, 评估结果的可靠性低。利用离散事件系统建模理论建立的事件活动流将直升机单机森林灭火训练任务分解成若干相关活动, 活动映射法对各活动效能要素进行分析并转化为效能评估指标, 最终构建出全面的两维度效能评估指标体系; 网络分析法 (ANP) 的使用考虑了评估指标间具有的依赖和相关关系, 对指标权重进行重新合理分配, 评估方法更符合问题的实际情况, 评估结果更加可信。基于超级决策 (SD) 软件的案例分析表明, 所提出的效能评估方法具有工程应用的可行性和参考价值。

**关键词:** 直升机森林灭火训练; 效能评估; 事件活动流; 活动映射; 网络分析法 (ANP)

中图分类号: V37; N945.16

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)04-0782-08

森林火灾危害巨大, 快速有效地扑灭林火是减少生态和经济损失的根本途径。直升机灭火是目前世界上广泛认可和采用的森林灭火方法, 它继承了直升机机动性强、使用灵活的特点, 在灭火中不受道路和交通限制, 可以垂直起降和曲线飞行, 并能充分利用火场附近水源实施直接灭火作业<sup>[1]</sup>。基于此的以水为主要灭火剂的直升机洒水灭火方法已经应用到森林消防中, 同时针对该方法的灭火训练也得到了国内外相关行业的重视, 其中直升机单机森林灭火是训练的主要和基础内容。

为了保证训练效果, 直升机森林灭火训练要尽可能与真实灭火任务在流程和细节上一致。目前采用的训练方法主要有 2 种: 一种是实战训练, 这种方法需要消耗较多人力和资源, 训练条件很难满足且组织费时, 但训练环境与实际任务相近,

训练效果很好; 另一种是基于仿真的训练 (Simulation Based Training, SBT), 这种方法结合虚拟仿真、计算机网络等技术, 搭建出分布式仿真训练器用于灭火训练, 虽然训练效果不如实战训练, 但训练成本低、可重复训练、受环境限制少的特点使其成为目前直升机森林灭火训练方法的发展趋势。无论采用何种训练方法, 训练效能的评估都是很重要的一个问题。对训练效能的评估不仅可以了解受训人员目前对灭火技能的掌握情况, 还能指导调整训练方案以弥补受训人员的技能“短板”, 对提高受训人员任务能力具有重要意义。国外很多学者对此进行过探讨, Tadashi 等<sup>[2]</sup>在直升机灭火对比试验中使用洒水覆盖面积、洒水覆盖度 2 个要素衡量灭火效果; Satoh 等<sup>[3]</sup>提出对火势的有效控制是灭火能力的一种体现, 即需要制定适当的灭火方案; Arents 等<sup>[4]</sup>认为灭火过程中人员

收稿日期: 2016-04-12; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-06-30 09:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.0904.003.html

\* 通讯作者: E-mail: aerodesigner@163.com

**引用格式:** 陈杰, 刘虎, 孙雪, 等. 基于 ANP 的直升机单机森林灭火训练效能评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 782-789. CHEN J, LIU H, SUN X, et al. Effectiveness evaluation for single helicopter forest firefighting training based on ANP[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 782-789 (in Chinese).

间需要语言等信息交流,人员的行动配合将影响灭火任务的成功执行,但这些方法都是针对训练效能的某个方面,或者判断完全依赖意识,未能形成有标准、成体系的评估方法。在国内,陈孝明等<sup>[5]</sup>使用柯式四级评估法构建了直升机应急救援任务训练效能的评估模型,并给出了直升机森林灭火训练效能的层级评估指标体系,但此评估模型仅能用于评估灭火行动的效能,未考虑到灭火训练的其他环节,同时灭火任务的复杂性使得效能评估指标间存在相互影响,这个问题在模型中也被忽略。因此对直升机森林灭火训练效能的评估、评估指标体系的构建和评估方法的设计仍需要进一步研究。

本文在分析现有训练效能评估方法的不足基础上,考虑训练任务的过程性因素对最终任务效能的贡献以及各评估指标间的非独立关系,提出了基于事件活动流和网络分析法 (Analytic Network Process, ANP) 的直升机单机森林灭火训练效能评估方法。事件活动流形态的任务模型引入离散事件系统建模思想,将直升机单机森林灭火训练任务分解为分布在时间序列上的若干事件与活动,并从各个活动中映射和提取效能评估指标,保证训练任务的过程性因素参与最终效能的评估,评估指标体系更加全面、合理;采用 ANP 的效能评估尽管仍然依赖于专家主观判断,但却充分考虑了评估指标间的依赖和影响关系,评估模型更符合任务实际状态,评估结果的可信度较高。最后,本文使用超级决策 (Super Decisions, SD) 软件给出具体的案例分析以验证评估方法的可用性和有效性。

## 1 直升机森林灭火训练的任务模型构建

### 1.1 事件活动流形态的任务模型

直升机森林灭火训练的效能评估本质上是一个多指标综合评价问题。因此指标体系的构建是评估的关键问题之一,也是评估科学性与合理性的基础<sup>[6]</sup>。在进行评估之前,有必要了解和分析直升机森林灭火的任务流程和内容的信息,构建任务模型,从而整体上把握描述训练效能的方法,确保指标体系的构建全面、合理。

直升机森林灭火是一种具有明显过程性特征的任务,从接收火灾警报到组织人员和设备,再到派遣直升机取水灭火直至任务完成,其是由具有时序性的若干个任务流程组成的,这种任务的过

程性因素对任务效能的影响不能忽略<sup>[7]</sup>。事件活动流形态的任务模型将有利于分析影响各任务流程执行的因素及流程间的转移关系,并用过程性变量表征最终的任务效能。

事件活动流来源于离散事件系统建模理论。事件和活动是离散事件系统中的 2 个基本概念,事件是驱动离散事件系统状态发生变化的唯一原因,而活动通常用于表示 2 个逻辑相关的相邻事件之间的过程<sup>[8-9]</sup>。因此离散事件系统可以分解为若干个“事件-活动-事件”结构的基本单元,单元间由共同事件连接,这样就形成了系统的事件活动流。显然,直升机森林灭火满足离散事件系统的定义,可以构建出相应的事件活动流。

依据我国某直升机研究所及若干直升机应用单位联合制定的《直升机森林灭火任务训练大纲》和相关文献资料,构建直升机森林灭火的事件活动流如表 1 和图 1 所示。图 1 中矩形表示的事件为判断事件,任务中只能选择判断事件之后的一个活动执行。

表 1 各事件和活动的內容

Table 1 Content of each event and activity

事件 $E_i$	事件內容	活动 $A_i$	活动内容
$E_1$	火灾发生	$A_1$	火情上报
$E_2$	火灾应急预案响应	$A_2$	灭火指令传达
$E_3$	直升机组接受任务	$A_3$	灭火任务规划
$E_4$	任务规划完成	$A_4$	灭火设备检查
$E_5$	设备检查完成	$A_5$	机组前往水源取水
$E_6$	取水完成	$A_6$	空中洒水
$E_7$	判断火场是否扑灭	$A_7$	检查当前燃油量
$E_8$	判断是否补充燃油	$A_8$	返回机场补充燃油
$E_9$	燃油补充完成	$A_9$	机组返航
$E_{10}$	任务结束		

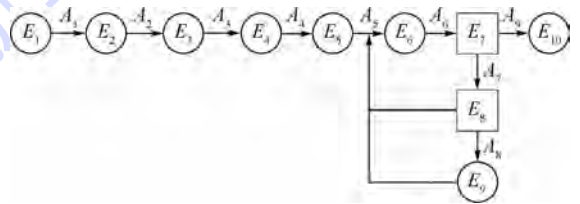


图 1 直升机森林灭火的事件活动流

Fig. 1 Event-activity flow of helicopter forest firefighting

### 1.2 任务模型的简化

事件活动流将直升机森林灭火训练任务的所有事件和活动及其关系表示了出来,在此基础上可以进一步分析描述训练效能的过程性因素,构建相应的评估指标体系。但目前的事件活动流包含范围太大,且有不可控因素,难以对训练效能进行评估。因此,对直升机森林灭火训练的事件活动流简化如下:

1) 活动  $A_1$ 、 $A_2$  与直升机森林灭火无关,所以相应的训练效能评估不考虑  $A_1$ 、 $A_2$  的影响。

2) 较严重的森林火灾往往需要多架直升机协调配合,同时还要考虑资源和信息共享,训练效能评估更加复杂。因此本文只研究直升机单机森林灭火训练的效能评估,下文提及的直升机森林灭火均指单架直升机参与的森林灭火。

3) 国内外相关文献中提及的直升机森林灭火大多对应事件活动流中的活动  $A_3 \sim A_6$  及其相关事件。为便于同其引用对比,将这些活动和事件定义为灭火活动  $A_i$ 。

直升机森林灭火训练的任务模型因此简化为  $A_3$ 、 $A_4$  和  $A_5$  3 个时序性的活动。

## 2 基于 ANP 的训练效能评估方法

在使用 ANP 评估直升机森林灭火训练效能时,指标的确定和筛选、ANP 网络模型的建立和计算均依赖于专家的经验信息,因此首先需要建立专家系统。

本文的专家系统如表 2 所示,其由参与相应课题研究的 2 名领域专家、2 名博士研究生和 1 名硕士研究生组成,专家权重<sup>[10]</sup>采用群体成员集体评价方式确定和调整,并归一化至区间  $[0, 1]$ ,取值越大表明专家对目标问题的判断信息可信度越大。

表 2 专家系统信息

Table 2 Information of expert system

序号	专家信息	专家权重
1	领域专家	0.83
2	领域专家	0.78
3	博士研究生	0.68
4	博士研究生	0.66
5	硕士研究生	0.55

### 2.1 基于活动映射的评估指标体系构建

直升机森林灭火的过程性特征使得在灭火训练中,最终的训练效能由各个活动的完成效果共同决定。本文提出基于活动映射的评估指标体系构建方法,在分析各活动内容的基础上确定描述各活动完成效果的方法,并映射为体现最终训练效能的评估指标,形成指标体系。

本文参考文献[5]提出的指标体系结构,并以其为基础,将各活动映射产生的评估指标分别归类到任务类指标和协同类指标中,形成了直升机森林灭火训练效能评估的两维度指标体系结构。指标体系的一个维度为时间维,表征各活动映射产生的评估指标在训练过程中出现的时序,

这个维度将有助于 ANP 网络模型的建立及计算;另一个维度为层次维,保留文献[5]的指标分类方法,这个维度指标体系将具有清晰的层次结构。

映射指标时,对于活动  $A_i$ ,评估指标可以引用文献[5]的结果并加以修正;对于活动  $A_3$  和  $A_4$ ,指标映射时主要从活动完成的时间和质量两方面考虑。完成指标映射后,构建直升机森林灭火训练效能的两维度评估指标体系如图 2 所示。

然后对指标进行筛选。Delphi 法是一种常用且有效的方法,参考文献[11]中 Delphi 法的具体操作流程对指标筛选,得到指标“特情处理质量”的归一化总重要度为 0.022(小于 0.05),故剔除。最终,直升机森林灭火训练效能的层次化指标体系如图 3 所示。

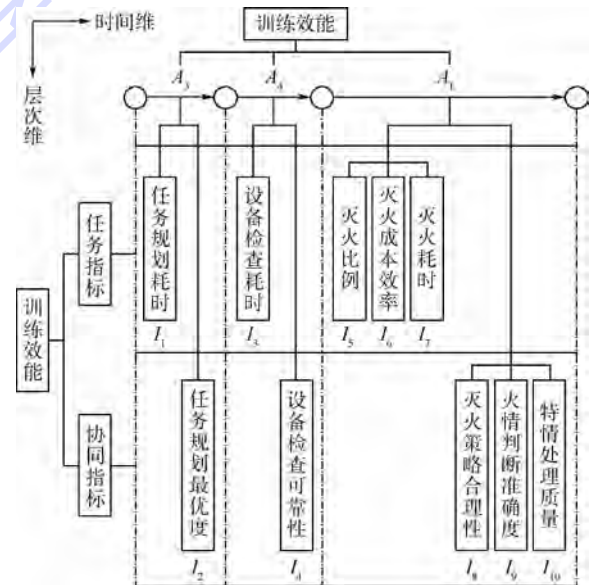


图 2 两维度效能评估指标体系

Fig. 2 Two-dimensional effectiveness evaluation index system

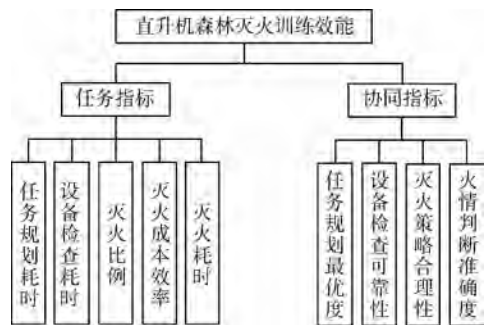


图 3 最终的效能评估指标体系

Fig. 3 Final effectiveness evaluation index system

### 2.2 基于专家信念和时间逻辑的 ANP 网络模型建立

ANP 由美国 Satty 教授在其提出的层次分析法(AHP)基础上进一步发展而来,是一种能处理

具有反馈和相关关系的复杂决策问题的量化方法。与 AHP 相比,ANP 在多指标综合评估中考虑了指标间的相互影响与依赖关系,因此能够描述和分析更复杂的评估问题,评估模型更符合问题实际,评估结果也比 AHP 合理<sup>[12-14]</sup>。

要使用 ANP 评估直升机森林灭火的训练效能,首先需要根据 ANP 网络模型的结构特点建立网络化评估指标体系,因此需要分析指标体系中各指标间的相关关系,并以适当的方式表达这种关系模型。而指标间的相关关系一般很难发现,只能借助专家根据个人知识和相关领域了解做出的主观判断。针对该问题,文献[10-11]中使用指标关联度定量描述指标间的相关关系,并采用专家信念图融合专家判断信息以构造指标关联度矩阵,将指标关联度矩阵图形化即可得到网络化的评估指标体系,其流程如图4所示。

使用该方法可以建立直升机森林灭火训练效能评估的 ANP 网络模型。此外,由于直升机森林灭火训练中各活动具有时序性,所以在一次训练中位于时间下游的活动所映射出的指标无法对上游活动映射出的指标产生影响,即指标影响无法逆时间序列。时间逻辑的存在使得从指标体系的时间维上建立 ANP 网络模型更加方便,模型结构大大简化。由于模型建立过程中数据过多,现将简化的指标关联度矩阵  $\gamma$  以表格形式列于表3中,表中  $\gamma_{i,j}$  为指标  $I_i$  对指标  $I_j$  的关联度,指标编号与图2中一致。

再将指标关联度矩阵图形化。将活动  $A_3$ 、 $A_4$  和  $A_1$  映射产生的指标分别定义为指标簇  $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$ ,建立 ANP 网络模型如图5所示。

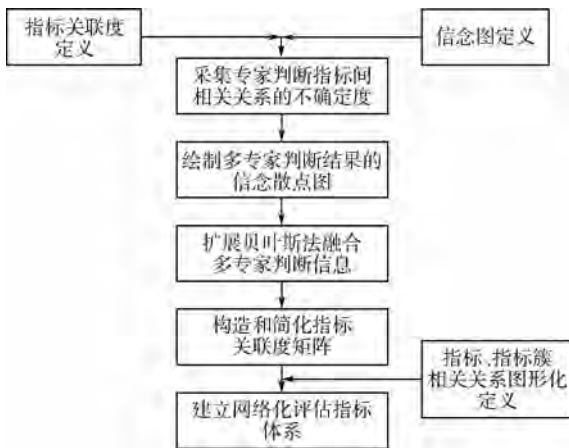


图4 网络化评估指标体系建立流程

Fig. 4 Process of establishing networked evaluation index system

表3 简化的指标关联度矩阵

Table 3 Simplified correlation matrix of indexes

指标	$\gamma_{i,j}$								
	$I_1$	$I_2$	$I_3$	$I_4$	$I_5$	$I_6$	$I_7$	$I_8$	$I_9$
$I_1$	—	0	0	0	0.7	0.7	0.9	0	0
$I_2$	0	—	0	0	0.8	0.8	0.9	0	0
$I_3$	0	0	—	0	0.6	0.7	0.9	0	0
$I_4$	0	0	0	—	0.7	0.8	0.8	0	0
$I_5$	0	0	0	0	—	0	0	0	0
$I_6$	0	0	0	0	0	—	0	0	0
$I_7$	0	0	0	0	0	0	—	0	0
$I_8$	0	0	0	0	0.9	0.8	0.8	—	0
$I_9$	0	0	0	0	0.6	0.9	0.8	0	—

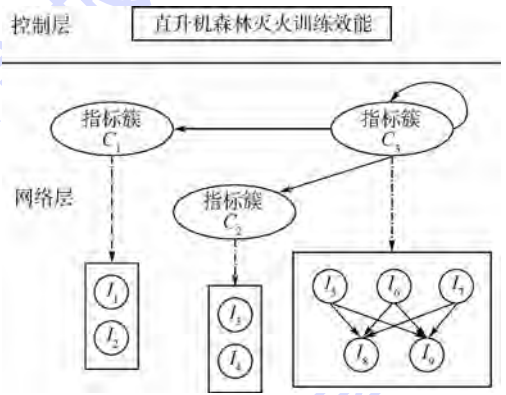


图5 直升机森林灭火的 ANP 网络模型

Fig. 5 Network model of ANP for helicopter forest firefighting

### 2.3 ANP 模型计算

ANP 模型计算的最终目的是得到各指标的权重。超矩阵、权矩阵、加权超矩阵和极限超矩阵是计算过程中的4种重要矩阵,其中超矩阵和权矩阵本质上是判断矩阵,其构造依赖于采集专家系统信息;加权超矩阵由超矩阵和权矩阵融合计算得到;极限超矩阵是加权超矩阵的幂极限,包含有最终各指标的稳定权重。

ANP 模型4种矩阵的计算方法相关文献均已详细说明,值得注意的是,由于直升机森林灭火训练效能评估的 ANP 模型中3个指标簇所代表的活动间存在时间逻辑,因此超矩阵可简化为上三角矩阵,减少模型计算量,这也是本文选择从指标体系的时间维建立 ANP 模型的原因。

### 2.4 指标权重确定及效能计算

极限超矩阵存在时是一个长期稳定的矩阵,其各行的非零值均相等,所有行的非零值将依次构成各指标的稳定权重矩阵:

$$\omega = [\omega_{i_1} \quad \omega_{i_2} \quad \cdots \quad \omega_{i_n}]^T \quad (1)$$

式中: $\omega_{i_n}$ 为对应指标  $I_n$  的稳定权重。

设直升机森林灭火训练效能的各指标经标准

化处理后取值分别为  $x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_n}$ , 则计算训练效能的最终评估值为

$$E = \sum_{i=1}^n \omega_{i_i} \cdot x_{i_i} \quad (2)$$

### 3 实例分析

在网络结构复杂或指标数量较多的情况下, ANP 模型的计算将非常困难。SD 软件是一种专门构建和运算 ANP 模型的应用软件, 本文将使用 SD 完成 ANP 模型的构建和验证<sup>[15-17]</sup>。

在 SD 中构建出直升机森林灭火训练效能评估的 ANP 网络模型, 如图 6 所示。

依据采集的专家信息输入各指标和指标簇间相互比较产生的判断矩阵。输入完成后可以查看比较的各指标或指标簇相对于目标的优势度和一致性检验结果, 如图 7 所示。

对所有指标和指标簇重复上述操作, 完成判断矩阵输入。计算得到极限状态下各指标的稳定权重, 如表 4 所示。

与指标体系的 2 个维度相对应, 分别从层次维和时间维对所得的各指标权重进行分析。在层

次维上, 任务类指标和协同类指标的权重分别为 0.340 和 0.660, 与文献[5]中的 0.594 和 0.406 相差较大, 这是协同类指标对任务类指标的单向影响使得协同类指标重要性上升所致, 也与主要提高机组协同合作能力的训练目的一致; 在时间维上, 任务规划、设备检查和灭火 3 个活动的权重分别为 0.238、0.137 和 0.625, 一方面表明直升机森林灭火训练不能局限于灭火过程, 需要覆盖到灭火前的任务规划和设备检查内容, 另一方面灭火活动的权重达到 0.625, 说明其仍然是整个训练任务的核心, 应得到充分重视。

现有  $M, N$  2 个机组分别在某直升机森林灭火分布式仿真训练环境中进行训练, 对其训练效能进行评估。各效能指标的原始数据如表 5 所示, 其中任务类指标直接由仿真监控系统记录并输出, 协同类指标由专家系统按照五级评分法给出。

对各指标原始数据进行标准化处理, 代入式(2)中计算得到  $M, N$  2 个机组的最终训练效能如图 8 所示。

图 8 表明,  $N$  机组的训练效能明显高于  $M$  机组, 这主要是因为  $N$  机组的任务规划最优度和灭火策略合理性 2 个指标效能要比  $M$  机组更高, 其余指标的效能 2 个机组相差并不大。

从指标体系的时间维对  $M, N$  2 个机组执



图 6 SD 中的 ANP 网络模型

Fig. 6 Network model of ANP in SD

表 4 各指标的稳定权重

Table 4 Stable weights of each index

指标簇	指标	稳定权重
任务规划	任务规划耗时	0.061
	任务规划最优度	0.177
设备检查	设备检查耗时	0.046
	设备检查可靠性	0.091
灭火	灭火比例	0.081
	灭火成本效率	0.081
	灭火耗时	0.071
	灭火策略合理性	0.234
	火情判断准确度	0.158

表 5 各效能指标原始数据

Table 5 Raw data of each effectiveness index

机组代号	$M$	$N$
任务规划耗时/min	0.9	1.5
任务规划最优度	中	良
设备检查耗时/min	0.6	0.5
设备检查可靠性	优	优
灭火比例	0.618	0.721
灭火成本效率	0.812	0.578
灭火耗时/min	7.6	9.5
灭火策略合理性	良	优
火情判断准确度	良	良

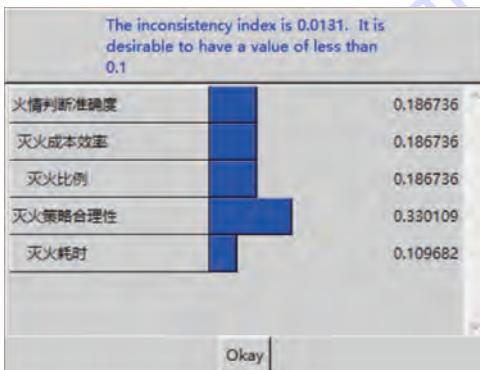


图 7 指标或指标簇的优势度和一致性检验结果

Fig. 7 Superiority degree and consistency check results of indexes or index clusters

行各活动的效能进行对比,结果如图9所示。可见M、N机组的设备检查效能基本相同,但N机组的任务规划和灭火效能要高于M机组。

从指标体系的层次维也可以对比M、N机组在训练中的配合协同能力和任务执行情况。从图10可以看出,N机组协同完成任务的能力要比M机组更强。

评估结果表明,M机组的任务规划和设备检

查耗时较短,因此初始着火面积较小,本有利于快速扑灭火场,但由于机组协同性较弱导致任务制定和灭火策略采取不适当,灭火成效并不高;N机组的任务规划和设备检查耗时稍多,导致初始着火面积较大,但任务规划制定和灭火策略采取合理使得机组虽耗费了较长时间灭火,但取得了较高的灭火成效。因此,M机组需要加强组内成员配合协同能力的训练,尤其是任务规划和灭火策略制定能力;N机组则可加大训练强度,提高机组任务执行的熟练度。

## 4 结论

1) 针对现有直升机单机森林灭火训练效能评估仅关注灭火本身,忽视训练任务整体性导致的评估指标体系不全问题,采用离散事件系统建模方法构建事件活动流形态的任务模型,以分析能够表征训练效能的过程性因素;并进一步提出构建指标体系的活动映射法,从直升机单机森林灭火训练的各活动中映射产生评估指标并归类到另一层次化指标体系中,形成两维度的评估指标体系,指标体系更加全面。

2) 直升机单机森林灭火训练中各活动的时序性,使得评估指标体系中部分指标间存在相关关系。使用ANP进行训练效能的评估可以充分考虑并体现指标间的相互干涉和影响,指标权重分配相比于假设指标独立性的评估方法更加合理,评估结果的可信度较高。

3) 基于ANP的训练效能评估方法对专家系统的依赖性很强,因此若要提高评估的可信度,需要改善专家系统的“质”和“量”,即进行选优和扩容。

**致谢** 感谢中国直升机设计研究所相关研究人员参与专家系统信息的采集。

## 参考文献 (References)

[1] 徐振我,翟淑清. 直升机森林灭火系列配套装备的研究与应用[J]. 林业机械与木工设备,1997,25(1):24-26.  
XU Z W,ZHAI S Q. Research and application of serial matched equipment for helicopter forest firefighting[J]. Forestry Machinery & Woodworking Equipment,1997,25(1):24-26 (in Chinese).

[2] TADASHI K,HIRONORI K,YUSAKU I, et al. Aerial firefighting against urban fire: Mock-up house experiments of fire suppression by helicopters[J]. Fire Safety Journal,2008,43(5):363-375.

[3] SATOH K,KUWAHARA K,YANG K T. A numerical study of

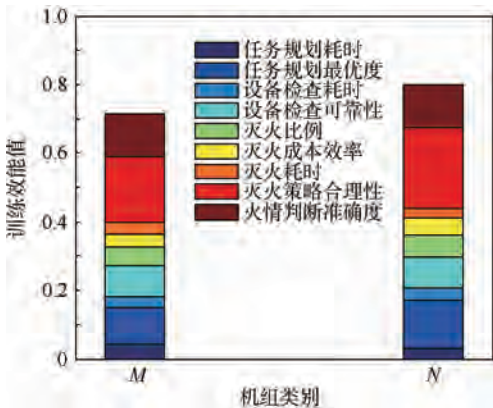


图8 M、N机组训练效能对比

Fig.8 Comparison of training effectiveness between unit M and N

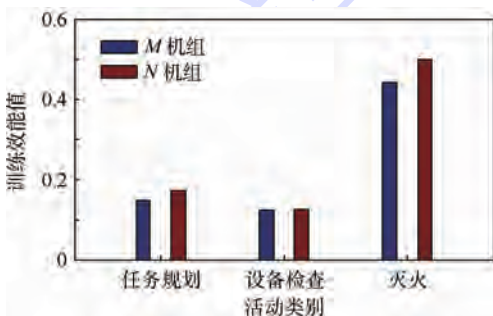


图9 M、N机组时间维训练效能对比

Fig.9 Comparison of training effectiveness between unit M and N in time dimension

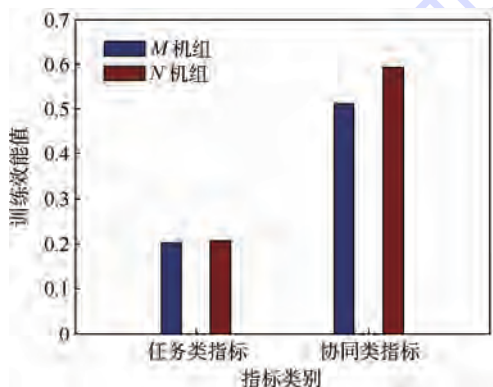


图10 M、N机组层次维训练效能对比

Fig.10 Comparison of training effectiveness between unit M and N in hierarchy dimension

- forest fire progression and fire suppression by aerial fire fighting [C]//2004 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE 2004. New York: ASME, 2004: 79-86.
- [4] ARENTS R, KLIJN M, ROZA M, et al. Simulation-based concept development and evaluation: Augmented reality to improve communication between helicopter crew during firefighting operations [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2016: 157-165.
- [5] CHEN X M, LIU H, BAI J P, et al. Evaluation model of simulation based training for helicopter emergency rescue mission [J]. International Journal of Multimedia and Ubiquitous Engineering, 2015, 10(9): 69-80.
- [6] 邵强, 李友俊, 田庆旺. 综合评价指标体系构建方法 [J]. 大庆石油学院学报, 2004, 28(3): 74-76.  
SHAO Q, LI Y J, TIAN Q W. Establishment of integrated evaluation index system [J]. Journal of Daqing Petroleum Institute, 2004, 28(3): 74-76 (in Chinese).
- [7] 韦正现, 宋敏, 印桂生, 等. 面向事件活动流的舰艇作战任务效能评估模型 [J]. 系统仿真学报, 2012, 24(7): 1438-1442.  
WEI Z X, SONG M, YIN G S, et al. Event-active flow oriented naval vessel combat mission effectiveness evaluation model [J]. Journal of System Simulation, 2012, 24(7): 1438-1442 (in Chinese).
- [8] 刘思峰, 方志耕, 朱建军, 等. 系统建模与仿真 [M]. 北京: 科学出版社, 2012: 70-73.  
LIU S F, FANG Z G, ZHU J J, et al. Modeling and simulation of system [M]. Beijing: Science Press, 2012: 70-73 (in Chinese).
- [9] 肖田元, 范文慧. 离散事件系统建模与仿真 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2011: 6-9.  
XIAO T Y, FAN W H. Modeling & simulation for discrete event system [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2011: 6-9 (in Chinese).
- [10] 石福丽, 杨峰, 许永平, 等. 基于 ANP 和仿真的作战能力幂指数评估方法 [J]. 系统工程理论与实践, 2011, 31(6): 1086-1094.  
SHI F L, YANG F, XU Y P, et al. Power index model for operational capability evaluation of weapon equipment based on ANP and simulation [J]. Systems Engineering—Theory & Practice, 2011, 31(6): 1086-1094 (in Chinese).
- [11] 吴国栋. 基于 ANP 的作战能力幂指数评估方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010: 30-33.  
WU G D. Research on power index model of operational capability evaluation of weapon equipment based on analytic network process [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010: 30-33 (in Chinese).
- [12] 陈可嘉, 于先康. 逆向物流服务供应商选择的 ANP 方法及 Super Decisions 软件实现 [J]. 福州大学学报 (自然科学版), 2012, 40(1): 31-37.  
CHEN K J, YU X K. ANP for selection of reverse logistics service providers and its implementation by Super Decisions [J]. Journal of Fuzhou University (Natural Science Edition), 2012, 40(1): 31-37 (in Chinese).
- [13] 王棚宇. 网络层次分析法 (ANP) 在土地估价市场比较法中的应用研究 [D]. 武汉: 华中农业大学, 2009: 31.  
WANG P Y. Application research of analytic network process on market comparison approach in land appraisal [D]. Wuhan: Huazhong Agricultural University, 2009: 31 (in Chinese).
- [14] LIU J C, PEI L P. Security evaluation of power network information system based on analytic network process [J]. Journal of Networks, 2013, 8(4): 866-873.
- [15] 胡子义, 谭水木, 彭岩. 基于 ANP 超级决策软件中的智能评估计算与应用 [J]. 计算机工程与设计, 2006, 27(14): 2575-2577.  
HU Z Y, TAN S M, PENG Y. Computation of intelligent ratings based on ANP in super decision and its application [J]. Computer Engineering and Design, 2006, 27(14): 2575-2577 (in Chinese).
- [16] 刘睿, 余建星, 孙宏才, 等. 基于 ANP 的超级决策软件介绍及其应用 [J]. 系统工程理论与实践, 2003, 23(8): 141-143.  
LIU R, YU J X, SUN H C, et al. Introduction to the ANP super decisions software and its application [J]. Systems Engineering—Theory & Practice, 2003, 23(8): 141-143 (in Chinese).
- [17] 李金超, 李金颖, 牛东晓, 等. 基于 ANP 的电网企业运营能力评价模型研究 [J]. 电力系统保护与控制, 2011, 39(19): 37-43.  
LI J C, LI J Y, NIU D X, et al. Study on the evaluation model for the power grid corporation operation ability based on ANP [J]. Power System Protection and Control, 2011, 39(19): 37-43 (in Chinese).

#### 作者简介:

陈杰 男, 硕士研究生。主要研究方向: 民用飞机运营支持、仿真训练及其效能评估。

刘虎 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 民用飞机运营支持、体系对抗及复杂系统仿真。

# Effectiveness evaluation for single helicopter forest firefighting training based on ANP

CHEN Jie<sup>1</sup>, LIU Hu<sup>1,\*</sup>, SUN Xue<sup>1</sup>, WANG Ning<sup>2</sup>, DAI Xin<sup>1</sup>

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

2. Sino-French Engineer School, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Existing effectiveness evaluation methods for single helicopter forest firefighting training only aim at process of firefighting and getting water, ignore contributions of other processes during task to the training effectiveness, and assume mutual independence of indexes, which leads to incomplete evaluation index system, unreasonable distribution of indexes' weights and low reliability of evaluating results. The event-activity flow established by using theory of discrete event system modeling divides the task of single helicopter forest firefighting training into several related activities; the method mapping from activities analyzes elements of activities' effectiveness, transforms them into effectiveness evaluation indexes, and finally establishes all-sided two-dimensional effectiveness evaluation index system; with the dependency and relationship between evaluation indexes considered, the use of analytic network process (ANP) reallocates the weights of indexes reasonably, making evaluation method more suitable for actual situation of the problem and results of evaluation more reliable. The analysis of a case based on Super Decisions (SD) indicates that the proposed effectiveness evaluation method possesses feasibility and reference value in engineering applications.

**Keywords:** helicopter forest firefighting training; effectiveness evaluation; event-activity flow; mapping from activities; analytic network process (ANP)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0313

# 高动态 GPS 信号粗捕和精捕算法仿真实现

曾婵, 李卫民\*, 毕波

(北京微电子技术研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 为了解决高动态下对 GPS 信号快速捕获的问题, 提出了改进的部分匹配滤波(PMF)和快速傅里叶变换(FFT)相结合的粗捕方法, 对其原理和结构进行了分析, 并针对其引起的扇贝损失和捕获性能不高的问题, 对传统 PMF + FFT 方法进行加窗处理; 考虑到高动态下基于扩展卡尔曼跟踪的方法对捕获后参数的精度要求很高, 因此在粗捕的基础上提出了基于线性调频 Z 变换(CZT)算法的精捕方法, 并在 GPS 信号理论模型和模拟高动态轨迹的基础上, 实现了高动态 GPS 数字中频信号的生成, 为进一步加快捕获速度, 对于冷启动时提出了一种组合码相关的卫星快速盲搜方法; 最后通过 MATLAB 进行系统仿真实验, 验证了所提出的高动态 GPS 信号粗捕和精捕算法能在加速度为 100g 的高动态环境下有约 10 Hz 的捕获精度。

**关键词:** 高动态; 快速捕获; 改进的 PMF + FFT; 线性调频 Z 变换(CZT); 多普勒模拟

中图分类号: V249.3; TN911.7

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2017)04-0790-10

随着我国军事、航空航天事业的不断发展, 传统的接收机已经无法满足高速运行时的导航定位需求。为此, 国内开始研制高动态下的接收机, 由于在高动态的恶劣环境下, 接收机有着非常大的速度或加速度、加加速度, 使得信号的多普勒变化急剧增大, 导致接收机很难捕获到 GPS 信号, 传统的捕获算法例如滑动相关是对多普勒频率和码相位二维进行串行搜索的, 该方法运算量大且搜索时间很长, 根本无法适应高动态环境, 即使捕获到了也很容易就失捕, 更别提能稳定精确地跟踪了。而本文所研究的是弹载、箭载和星载高动态接收机, 其对捕获时间和捕获性能要求极高, 因此实现快速稳定捕获是研究高动态接收机的首要任务。

为减小捕获时间, 采用快速傅里叶变换(FFT)运算是行之有效的方法<sup>[1-5]</sup>, 文献[1]运用

改进的 FFT 并行快速捕获, 考虑到直接 FFT 运算点数较大, 在进行 FFT 之前先进行平均采样来降低 FFT 的点数; 文献[2]采用相干-非相干捕获算法, 合理选择相干和非相干时间长度可实现高动态下弱信号的捕获; 文献[3]将 FFT 与循环卷积相结合计算粗略伪码相位, 然后增加采样率通过循环卷积来计算精确伪码相位。文献[4]对匹配滤波捕获算法进行改进, 将延时叠加和同相累加方法进行结合, 可以在加快搜索速度的同时, 保证抗干扰能力。文献[6]引入延迟累加器辅助频谱分析实现多个卫星多普勒频移成分的分离、估计<sup>[6]</sup>, 提高了捕获速度。

文献[1]采用 FFT 运算的点数也不小, 捕获时间较长; 而文献[2-3]时间长度选择困难, 需要权衡捕获速度和捕获性能。文献[4]仅采用匹配滤波, 输出信号相关峰值会有很大衰减, 导致漏

收稿日期: 2016-04-18; 录用日期: 2016-05-27; 网络出版时间: 2016-06-07 10:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160607.1039.001.html

基金项目: 核高基重大专项(2009ZX01031-001-014); 中国第二代卫星导航系统重大专项(GFZX03030204)

\* 通讯作者: E-mail: lwm2kj@qq.com

引用格式: 曾婵, 李卫民, 毕波. 高动态 GPS 信号粗捕和精捕算法仿真实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 790-799.  
ZENG C, LI W M, BI B. Simulation realization of high dynamic GPS signal coarse acquisition and fine acquisition algorithm[J].  
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 790-799 (in Chinese).

检。文献[6]中引入延迟累加器较复杂,增加了硬件资源。

另一方面,在工程实践中,要考虑到捕获实现的硬件资源问题,因此粗捕时采用部分匹配滤波(PMF)和FFT运算相结合的快速捕获算法,PMF可有效减小后续FFT的点数,而FFT运算可补偿PMF带来的随着多普勒频移增加相关峰值急剧衰减的问题,因此在实现上PMF+FFT不仅大大降低了硬件资源消耗,而且也加快了捕获速度。又因为考虑到随后高动态跟踪时采用扩展卡尔曼估计方法,该方法对捕获后的参数精度要求较高,而PMF+FFT的捕获精度不能满足跟踪要求,因此需要在粗捕后缩小频率范围,进行线性调频Z变换(CZT),提高最终捕获参数精度。粗捕和精捕的结合实现使得高动态下的GPS信号能被快速和精确地捕获。

## 1 高动态 GPS 数字中频信号产生

### 1.1 GPS 卫星信号组成

GPS在载波L1上正交调制有被数据码调制后的C/A码和P(Y)码,载波L2上只调制有被数据码调制后的P(Y)码,卫星发射的信号<sup>[7-8]</sup>可表示为

$$\left\{ \begin{aligned} S_1(t_j) &= \sqrt{2P_C} C(t_j - \tau_1(t_j)) D(t_j - \tau_1(t_j)) \cdot \\ &\quad \sin(2\pi f_{L1} t_j + \phi_1(t_j)) + \\ &\quad \sqrt{2P_{Y1}} P(t_j - \tau_1(t_j)) \cdot \\ &\quad W(t_j - \tau_1(t_j)) D(t_j - \tau_1(t_j)) \cdot \\ &\quad \cos(2\pi f_{L1} t_j + \phi_1(t_j)) + n_1(t_j) \\ S_2(t_j) &= \sqrt{2P_{Y2}} P(t_j - \tau_2(t_j)) \cdot \\ &\quad W(t_j - \tau_2(t_j)) D(t_j - \tau_2(t_j)) \cdot \\ &\quad \cos(2\pi f_{L2} t_j + \phi_2(t_j)) + n_2(t_j) \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: $t_j$ 为第 $j$ 时刻采样时间; $S_1$ 和 $S_2$ 为L1、L2频段输出的信号; $C$ 为C/A码; $D$ 为导航数据电文; $P$ 为P码; $W$ 为W加密码; $P_C$ 为C/A码信号的平均功率; $P_{Y1}$ 和 $P_{Y2}$ 分别为载波L1和L2上P(Y)码信号的平均功率; $\phi_1$ 和 $\phi_2$ 为L1和L2的载波相位; $f_{L1}$ 和 $f_{L2}$ 为L1和L2的中频加上多普勒频移的频率和; $\tau_1$ 和 $\tau_2$ 为L1和L2频段的码相位; $n_1$ 和 $n_2$ 分别为L1和L2频段的高斯白噪声。

### 1.2 多普勒频移模拟

产生中频信号中核心的问题是模拟高动态下载波多普勒频移和伪码多普勒频移<sup>[9]</sup>,由于高动态下产生的多普勒频移范围较大,因此高动态对

于伪码多普勒的影响不容忽视。卫星信号的多普勒频移是由用户接收机与卫星在两者之间的连线方向上的相对运动所引起的。

$$f_d = f_r - f = fv(\cos \beta)/c \quad (2)$$

式中: $f_d$ 为多普勒频率; $f_r$ 为信号接收频率; $f$ 为卫星发射信号频率; $v$ 为用户接收机的运动速度; $\beta$ 为从接收机的运动方向到信号入射方向的夹角; $c$ 为光速。

高动态下,多普勒效应对载波和伪码有显著的动态变化影响,为实现高动态捕获,需要模拟出高动态下每一接收时刻的卫星信号。假设该接收机具有加速度 $a$ 和加加速度 $a'$ ,则该动态模型可表示为

$$\left\{ \begin{aligned} d(t) &= v_0 + \frac{1}{2}at^2 + \frac{1}{6}a't^3 \\ v(t) &= v_0 + at + \frac{1}{2}a't^2 \\ a(t) &= a + a't \end{aligned} \right. \quad (3)$$

式中: $d(t)$ 、 $v(t)$ 和 $a(t)$ 分别为径向运动的实时位移、实时速度和加速度; $v_0$ 为初始时刻速度。

对应于多普勒变化,则有

$$\left\{ \begin{aligned} f_d &= f_{RF}v/c \\ f'_d &= f_{RF}a/c \\ f''_d &= f_{RF}a'/c \end{aligned} \right. \quad (4)$$

式中: $f_{RF}$ 为对应频段的射频频率; $f'_d$ 为多普勒频率变化率; $f''_d$ 为多普勒频率的二阶变化率。L1频段的发射信号表达为

$$S_1(t_j) = \sqrt{2P_C} C(t_j - \tau_1(t_j)) D(t_j - \tau_1(t_j)) \cdot \sin(2\pi f_{L1} t_j + \phi_1(t_j)) + n_1(t_j) \quad (5)$$

$f_d(t)$ 和 $f_{L1}(t)$ 计算公式为

$$f_d(t) = f_{dinit} + \frac{1}{2}f'_d t + \frac{1}{6}f''_d t^2 \quad (6)$$

$$f_{L1}(t) = f_{IF1} + f_d(t) \quad (7)$$

式中: $f_{dinit}$ 为多普勒频率的初始值; $f_{IF1}$ 为L1频段的中频频率。

卫星信号经过传输到达地面时会产生传输时延 $\tau$ ,该延时的构成表示如下:

$$\tau = l/c + (\delta t_u - \delta t^{(s)}) + \Delta d + I(t) + T(t) \quad (8)$$

式中: $l/c$ 为几何距离传播时间, $l$ 为卫星距用户接收机的距离; $\delta t_u$ 为接收机时钟钟差; $\delta t^{(s)}$ 为卫星时钟钟差; $\Delta d$ 为多普勒频移引起的时延; $I(t)$ 为电离层时延<sup>[10]</sup>; $T(t)$ 为对流层时延。本文对于各种误差时延只考虑多普勒引起的延时,则多普勒频移引起的时延可表示如下:

$$\Delta d = \frac{v(t)t}{c} = \frac{t}{c} \left( v_0 + at + \frac{1}{2}a't^2 \right) \quad (9)$$

伪码的多普勒频移公式如下:

$$f_{cd} = f_c v/c = (f_d/f_{RF})f_c \quad (10)$$

式中:  $f_c$  为伪码的标称码率;  $f_{cd}$  为伪码的码率偏移, 若对于 L1 频段的 C/A 码, 那么 C/A 码的码率偏移为载波多普勒频移的 1/1 540, 即  $f_{cd} = f_d/1 540$ , 明显可得高动态下时的伪码码率偏移不可忽略。

对连续信号进行离散化采样处理, 设采样频率为  $f_s$ , 则在  $t = n/f_s$  ( $n$  为第  $n$  个采样时刻) 时刻的中频数字信号输出为

$$S_1(n) = \sqrt{2P_c} C(n/f_s - \tau_1(n/f_s)) \cdot D(n/f_s - \tau_1(n/f_s)) \sin \left\{ 2\pi \left[ f_{IF1} + f_{dinit} + \frac{1}{2} f'_d n/f_s + \frac{1}{6} f''_d (n/f_s)^2 \right] (n/f_s) + \phi_1(n/f_s) \right\} + n_1(n/f_s) \quad (11)$$

### 1.3 动态伪码 NCO 实现

为模拟高动态下伪码产生, 采用码 NCO 产生动态的伪码码率<sup>[11]</sup>, 码 NCO 实际上是由加法器和寄存器组成的相位累加器, 工作过程为: 累加以及溢出归零后再累加,  $M_c$  是控制输入的相位控制字, NCO 在每个时钟周期其寄存器计数值就增加  $M_c$ , 当寄存器计数值达到最大  $2^N - 1$  ( $N$  为计数器的位数) 后, 就溢出归零, 相应地就完成了—个周期, 则输出的周期信号频率为

$$f_o = M_c f_s / 2^N \quad (12)$$

为提高码 NCO 的频率分辨率, 一般取  $N$  为 32, 由式 (10) 可得到伪码的码率偏移, 则伪码 NCO 的频率控制字如下:

$$M_c = 2^N (f_c + f_{cd}) / f_s \quad (13)$$

对每个采样点时刻的伪码 NCO 频率控制字进行累加, 当其累加值达到最大值  $2^N - 1$  后, 码相位累加器就产生一次溢出, 整码片计数器加 1, 则一个完整的伪码码片周期完成。

## 2 粗捕实现

捕获的实质是对该卫星信号的载波频率和伪码码相位的二维搜索<sup>[12]</sup>, 由于高动态下不仅需要快速捕获, 也需要覆盖较大的多普勒频移范围<sup>[13]</sup>, 因此采用部分匹配滤波来对去载波后的数据进行相关累加操作, 达到降采样的目的, 即减少后续进入 FFT 模块的运算点数, 降低硬件资源, 大大缩短捕获时间; 随后进行 FFT 运算使得部分匹配滤波器的幅频响应在频率上得以延伸, 使得 PMF + FFT<sup>[14]</sup> 能在更大的多普勒频移范围内正常工作。综合考虑, PMF + FFT 捕获方法无论从捕获速度、捕获范围和硬件要求上都更加适合高动

态捕获的要求<sup>[15]</sup>。

### 2.1 卫星快速盲搜方法

由于本文的高动态接收机是处于盲搜状态<sup>[16]</sup>, 没有任何星历和历书的信息来辅助搜索卫星, 传统的卫星搜索方法是串行地搜索 32 颗卫星, 这样浪费了搜星的时间, 本文运用了一种组合码相关的卫星快速盲搜方法, 提高了卫星搜索效率。首先同时对多个卫星信号进行搜索, 若检测到有相关峰值时, 再通过对其中单个卫星信号检测最高峰和第二高峰的比值与捕获阈值大小来判断是否捕获成功, 直至捕获到 4 颗卫星信号为止。若同时对 4 个卫星进行搜索, 则对于 32 颗 GPS 卫星来说, 搜捕卫星时间最少可减少 1/4。

$$C^{(com)}(n) = \sum_{i=1}^k C^{(i)}(n) \quad (14)$$

式中:  $C^{(i)}(n)$  为卫星  $i$  的伪码;  $C^{(com)}(n)$  为  $k$  颗卫星的伪码组合码。让伪码发生器复制出多个卫星的组合码, 再与接收信号进行相关运算, 即相当于同时对  $k$  颗卫星信号进行搜索和检测。若这  $k$  颗卫星没有一颗可见, 则接收机通道在搜索过程中检测不到任何显著的相关峰值, 于是这  $k$  颗卫星可以一并全部被认为不存在, 然后接收机可以转向另外  $k$  颗卫星, 如果检测到一个或多个相关峰值, 则可以断定这  $k$  颗卫星中有一颗或多颗可见, 因此进一步在这  $k$  颗卫星进行捕获, 直到捕获到 4 颗卫星为止。

对相关峰值的判决采用自适应门限值调整法, 当检测到第一高峰时, 通过开窗原理<sup>[17]</sup>, 继续检测次高峰, 将最高峰和次高峰的比值与门限值进行比较, 若大于门限值则该颗卫星存在, 反之不存在。但由于本地伪码的相位与接收信号伪码的相位相近, 因此检测次高峰时需要在最高峰附近设置一个窗口, 以最高峰时相位值 CPha 为中心, 如图 1 所示, 在  $[1: \text{Range1}, \text{Range2}: \text{PerCodeS}]$

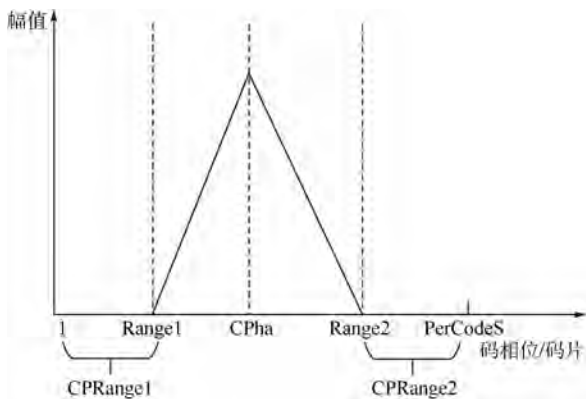


图 1 单个伪码检测时开窗示意图

Fig. 1 Windowing schematic of single pseudo code detection

范围内继续检测次高峰,其中 Range1 和 Range2 距离 CPha 分别有一个码片,PerCodeS 为 1 ms 信号的总采样点数。

当同时检测多颗卫星时,可能存在多个峰值,同样用自适应门限值调整法,若次高峰与最高峰的偏差比较小时证明有 2 个峰值,同样设置窗口,如图 2 所示,在 [CPRange1, CPRange2, CPRange3] 范围内继续检测第三高峰,将最高峰和第三高峰的比值与门限值进行比较,若大于门限值则存在 2 颗卫星。

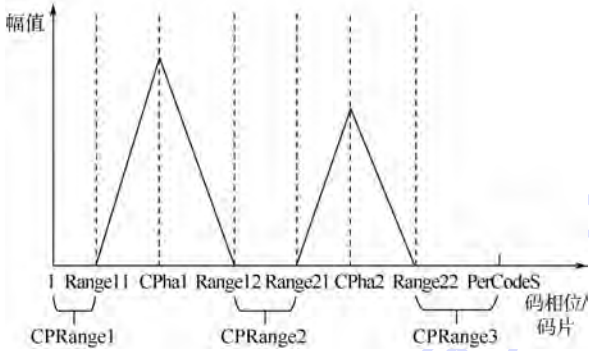


图 2 多个伪码检测时开窗示意图

Fig. 2 Windowing schematic of multiple pseudo code detection

### 2.2 PMF + FFT 实现原理

如图 3 所示为改进的 PMF + FFT 的结构示意图,中频信号经去载波处理后, I 和 Q 支路合并信号分段与对应分段伪码相关,首先由捕获频率分辨率  $f_{\text{resolu}} = 1/T$  决定积分长度  $T$ , 频率覆盖范围  $f_{\text{all}} = N_{\text{FFT}}/T$  确定 FFT 点数  $N_{\text{FFT}}$ , 该系统有  $K$  个 PMF,  $M = Tf_c$  为在积分时间  $T$  内要进行的总的相关运算, 则每个匹配滤波器的长度为  $L = Tf_c/K$ 。对于某一个相位, 第 1 个 PMF 将接收序列

的前  $L$  个码片与本地伪码的前  $L$  个码片做相关累加, 第 2 个 PMF 处理接下来的  $L$  个码片, 依次类推, 直至第  $K$  个 PMF 完成最后的  $L$  个码片的处理, 总共有  $L$  个相位。最后将 PMF 结果送入  $N_{\text{FFT}}$  点的 FFT,  $N_{\text{FFT}} \geq K$ 。之后再通过捕获判决得出多普勒频移和码相位偏移。

PMF + FFT 实现原理分析如下。

中频信号:

$$S_1(t_j) = \sqrt{2P_c} C(t_j - \tau_1(t_j)) D(t_j - \tau_1(t_j)) \cdot \sin(2\pi f_{L1} t_j + \phi_1(t_j)) + n_1(t_j) \quad (15)$$

去载波后 I 和 Q 支路信号:

$$I(n) = S_1(n) \sin(2\pi f_{\text{loca}} n T_s) = \sqrt{2P_c} C(nT_s - \tau_1(nT_s)) \cdot D(nT_s - \tau_1(nT_s)) \cos(2\pi f_d n T_s + \phi(n)) \quad (16)$$

$$Q(n) = S_1(n) \cos(2\pi f_{\text{loca}} n T_s) = \sqrt{2P_c} C(nT_s - \tau_1(nT_s)) \cdot D(nT_s - \tau_1(nT_s)) \sin(2\pi f_d n T_s + \phi(n)) \quad (17)$$

式中:  $f_{\text{loca}}$  为本地载波频率;  $T_s$  为采样周期;  $\phi$  为初始相位。

I 和 Q 支路信号合并:

$$IQ(n) = I(n) + jQ(n) = \sqrt{2P_c} C(nT_s - \tau_1(nT_s)) \cdot D(nT_s - \tau_1(nT_s)) e^{j(2\pi f_d n T_s + \phi)} \quad (18)$$

假设本地伪码与接收伪码同步时, 则第  $n$  个 PMF 的输出为

$$p(n) = \frac{1}{M} \sum_{k=(n-1)L+1}^{nL} e^{j(2\pi \frac{f_d}{T_c} k + \phi)} = \frac{1}{M} \cdot \frac{\sin(w_d L)}{\sin w_d} e^{j[2w_d((n-1)L+1) + \phi]} \quad (19)$$

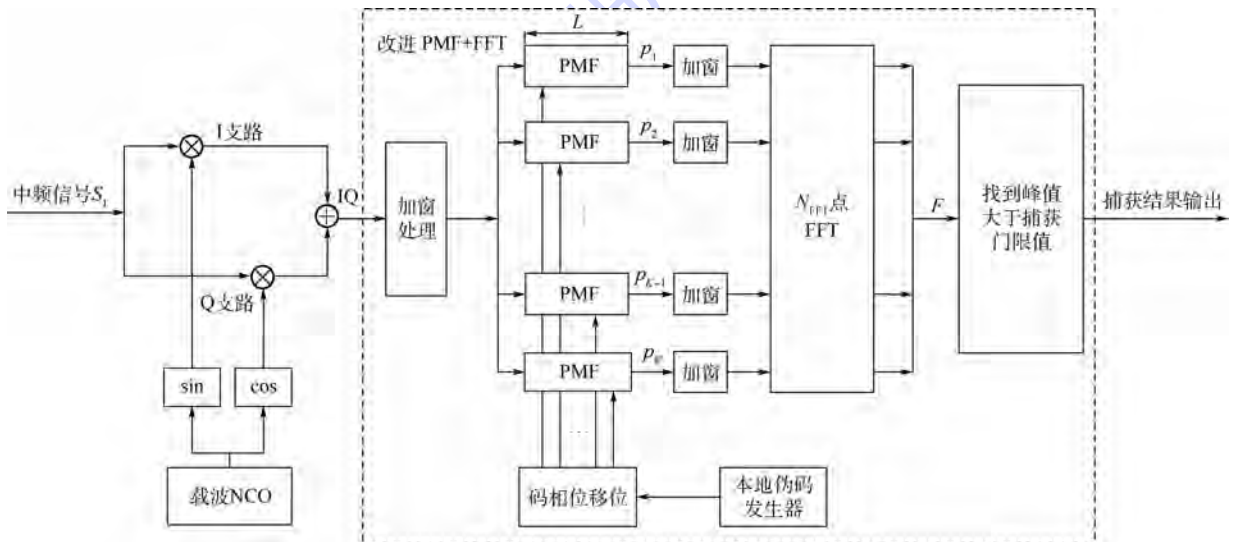


图 3 改进的 PMF + FFT 结构示意图

Fig. 3 Schematic of improved PMF + FFT structure

式中:  $w_d = \pi f_d / f_c$ 。

对这  $K$  个 PMF 分别进行  $N_{\text{FFT}}$  点的 FFT 运算, 可得 FFT 输出的归一化幅度响应:

$$|F(w_d, k)| = \left| \sum_{n=1}^K p(n) e^{-j \frac{2\pi}{N_{\text{FFT}}} kn} \right| = \left| \frac{\sin(w_d L)}{\sin w_d} \right| \left| \sum_{n=1}^K e^{j(2w_d L - 2\pi \frac{k}{N_{\text{FFT}}}) n} \right| = \frac{1}{M} \left| \frac{\sin(w_d L)}{\sin w_d} \cdot \frac{\sin\left(w_d M - \pi \frac{K-k}{N_{\text{FFT}}}\right)}{\sin\left(w_d L - \pi \frac{k}{N_{\text{FFT}}}\right)} \right| \quad (20)$$

式中:  $F(w_d, k)$  可分为两部分:

$$F_1(w_d) = \frac{\sin(w_d L)}{L \sin w_d} \quad (21)$$

$$F_2(w_d, k) = \frac{\sin\left(w_d M - \pi \frac{K-k}{N_{\text{FFT}}}\right)}{K \sin\left(w_d L - \pi \frac{k}{N_{\text{FFT}}}\right)} \quad (22)$$

式中:  $F_1(w_d)$  为 PMF 对整体幅频响应的影响;  $F_2(w_d, k)$  为 FFT 运算对整体幅频响应增益的贡献。

为满足高动态下捕获, 设置频率的捕获范围为 20 kHz, FFT 点数为 256, 令 PMF 的个数等于 FFT 点数为 256, 积分长度为 12.8 ms, 则总的相关运算为 13 094.4, PMF 的长度为 51.15, 由于 PMF 的长度要取整, 因此取 PMF 的长度  $L = 52$ , 则  $M = 13 312$ ,  $N_{\text{FFT}} = K = 256$ ,  $1/T_c = 1 023 000$  ( $T_c$  为 C/A 码的码周期时间), 采样频率为 40 MHz, 频率分辨率约为 76.85 Hz。

如图 4 所示为传统 PMF + FFT 归一化幅频响应图, 从图中可知, PMF + FFT 的带宽与仅有 PMF 结果的带宽相比增加了很多, 即 FFT 对 PMF 的幅频在频率上起到了延伸的作用, 使得 PMF + FFT 可以在高动态下正常工作。

对 PMF + FFT 运算后的结果求其绝对值的最大值, 该最大值所对应的即为捕获频带数和码相

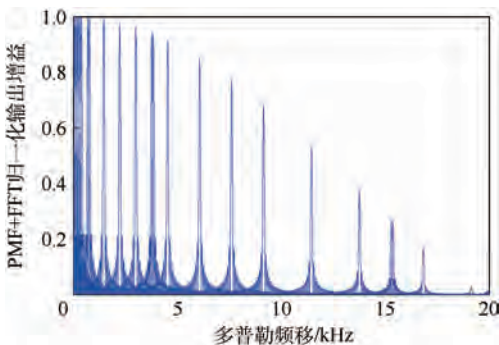


图 4 PMF + FFT 归一化幅频响应

Fig. 4 Normalized PMF + FFT amplitude frequency response

位置。

### 2.3 改进 PMF + FFT

如图 5 所示为 PMF + FFT 归一化幅频响应放大图, 由图可知, 当多普勒频率在 2 个 FFT 输出点之间时, 该点频率所对应的幅值有明显的衰减, 这种增益衰减称为扇贝损失<sup>[18]</sup>, 由 FFT 部分相位补偿不完全引起。由归一化 PMF + FFT 的幅频响应曲线可得, 当多普勒频率落在第 0 个和第 1 个 FFT 输出点之间时, 扇贝损失达到最大约为 0.3704。

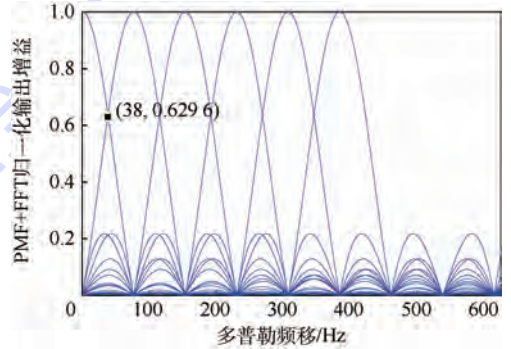


图 5 PMF + FFT 归一化幅频响应放大图

Fig. 5 Enlarged view of normalized PMF + FFT amplitude frequency response

扇贝损失会使得虚警率增加, 捕获性能下降, 因此针对 PMF + FFT 的改进主要是减少扇贝损失, 本文采用加窗函数法来改善扇贝损失。

由图 5 的幅频响应波形可知, 每一个 FFT 点的响应曲线和矩形窗的幅频特性类似, 但矩形窗的主瓣宽度较小, 使得相邻 FFT 点之间的扇贝损失较大, 因此可采用加窗函数来增加主瓣宽度, 从而减小扇贝损失。本文以加汉宁窗为例:

$$w(n) = \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \cos\left(\frac{2\pi n}{N_w}\right) \quad n = 0, 1, \dots, N_w - 1 \quad (23)$$

汉宁窗的频率响应幅度函数可表示如下:

$$W(w) = \frac{1}{2} W_R(w) + \frac{1}{4} \left( W_R\left(w - \frac{2\pi}{N_w}\right) + W_R\left(w + \frac{2\pi}{N_w}\right) \right) \quad (24)$$

式中:  $W_R(w)$  是长为  $N_w$  的矩形窗的幅度特性。

针对 PMF 幅度随着多普勒频移增大而衰减的问题, 对 PMF 也进行加窗处理, 改善其低通特性。同样使用汉宁窗, 为避免幅值衰减, 对系统中参数均乘以 2, 因此 PMF 的输入数据进行加窗后的归一化频率响应为

$$F_{1w}(k, f_d) = F_1(f_d) + \frac{1}{2} \left( F_1\left(f_d - \frac{1}{LT_c}\right) + \right.$$

$$F_1\left(f_d + \frac{1}{LT_c}\right) \quad (25)$$

未加窗时  $F_1(w_d)$  在  $f_d = 1/(LT_c)$  处增益为 0, 即主瓣宽度为 19 673 Hz, 如图 6 所示为加窗后的归一化 PMF 幅频响应图, 其主瓣宽度约为 20 kHz, 因此理论上捕获多普勒频率范围  $f_d \leq 20$  kHz。对 PMF 的输入数据进行加窗处理后, 主瓣宽度明显加倍, 且随着多普勒频率增大幅度衰减缓慢, 因此加窗处理可提高在高动态下的捕获性能。

对于 FFT 模块, 为减小扇贝损失, 引入窗函数, 加窗后的 FFT 模块的输出归一化幅度特性如下:

$$F_{2w}(k, f_d) = F_2(k, f_d) + \frac{1}{2} \left( F_2\left(k, f_d - \frac{1}{MT_c}\right) + F_2\left(k, f_d + \frac{1}{MT_c}\right) \right) \quad (26)$$

由式(26)可知对信号时域加窗可以通过对其频域进行线性运算实现。如图 7 所示, 只考虑 FFT 第 0 点输出, 因为其他 FFT 点是第 0 点输出曲线的平移实现。

如图 8 所示为加窗后的 FFT 归一化幅频响应图, 从图中可看出加窗处理可实现对信号频

谱的平滑, 增加了主瓣宽度, 未加窗时第 0 点和第 1 点 FFT 的输出幅度曲线交点归一化幅度衰减了 0.370 4, 而加窗后交点归一化幅度值衰减了 0.154 3, 即加窗后相邻 FFT 点的输出幅度特性曲线的交点上移, 从而可以减小扇贝损失。

如图 9 所示为同时对 PMF 和 FFT 加窗时的幅频响应与不加窗时的幅频响应的对比。综合考虑 PMF 加窗和 FFT 模块加窗, 由仿真结果可知不仅减小了扇贝损失, 也提高了系统在高动态下的捕获性能。

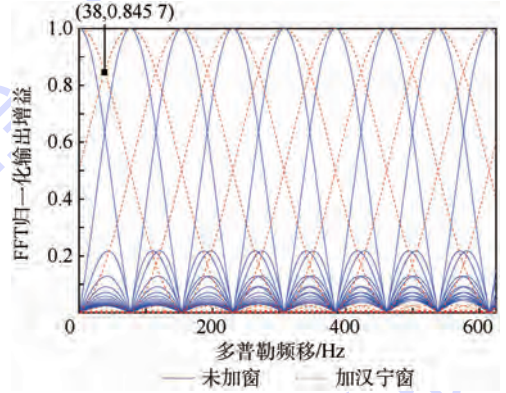


图 8 加窗后 FFT 归一化幅频响应

Fig. 8 Normalized FFT amplitude frequency response after window adding

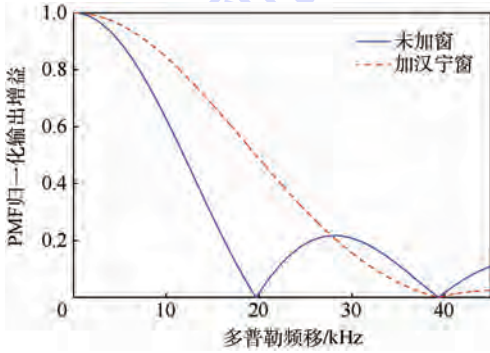


图 6 加窗后 PMF 归一化幅频响应

Fig. 6 Normalized PMF amplitude frequency response after window adding

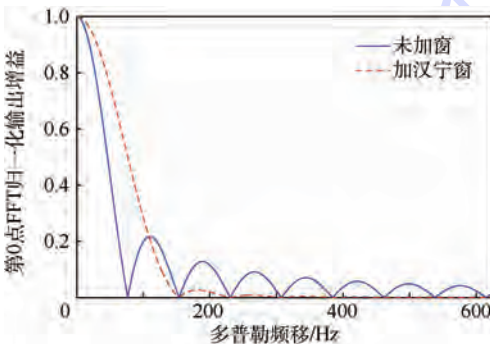


图 7 加窗后第 0 点 FFT 归一化幅频响应

Fig. 7 Normalized amplitude frequency response of the zero point of FFT after window adding

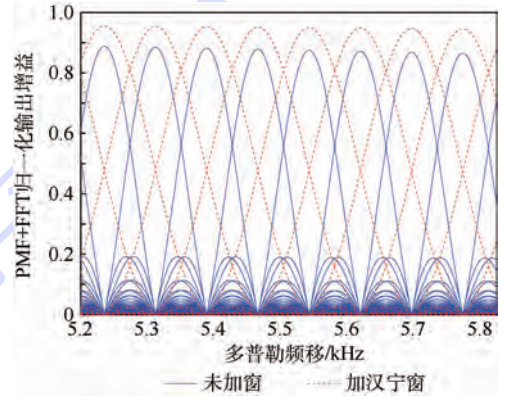


图 9 加窗后 PMF + FFT 归一化部分幅频响应

Fig. 9 Normalized PMF + FFT amplitude frequency response after window adding in part

### 3 精捕实现

由于粗捕中频谱峰值检测存在约  $\pm 80$  Hz 的频率误差, 远远满足不了基于扩展卡尔曼的高动态跟踪精度的要求, 因此必需进行频谱细化, 复调制细化方法(ZFFT)和 CZT 是常用的 2 种频谱细化方法<sup>[19]</sup>, 文献[19]对比了 2 种方法的性能, 得出对于单频率和谱线干涉不严重的多频率谐波成

分,使用 CZT 细化分析,能得到高精度的频率、幅值和相位;而对于发生严重干涉现象的密集多频率谐波成分,ZFFT 把干涉频率成分分离后进行校正也能获得高精度的参数,由于 GPS 信号中不存在严重多频干涉,因此本文选用 CZT 进行频谱细化。

### 3.1 CZT 算法原理

CZT 算法是采用螺旋线抽样进行 Z 变换,其只研究信号的任一频段,并对该频段密集抽样来提高分辨率,其可以研究非单位圆上的抽样值,CZT 算法能准确计算  $N_s$  ( $N_s$  为输入信号序列的点数)点 DFT,且  $N_s$  为大的素数。CZT 算法原理如下。

$N_s$  点有限长序列,其 Z 变换为

$$X(z_k) = \sum_{n=0}^{N_s-1} x(n) z_k^{-n} \quad 0 \leq k \leq M_{CZT} - 1 \quad (27)$$

式中:  $z_k = AW^{-k}$ ,如图 10 所示  $A = A_0 e^{j\theta_0}$  为采样轨迹的起点,  $A_0$  为起点离原点的距离,  $\theta_0$  为起点与 Re 轴之间的角度,  $W = W_0 e^{-j\varphi_0}$  为相邻 2 个采样点之间的比例关系,  $W_0$  控制采样轨迹的椭圆弧的方向,  $W_0 > 1$  时轨迹趋向内圆,  $W_0 < 1$  时轨迹趋向外圆,  $W_0 = 1$  时在单位圆上采样,  $\varphi_0$  为相邻 2 个采样点的相位差;  $M_{CZT}$  为总的 CZT 采样点数。

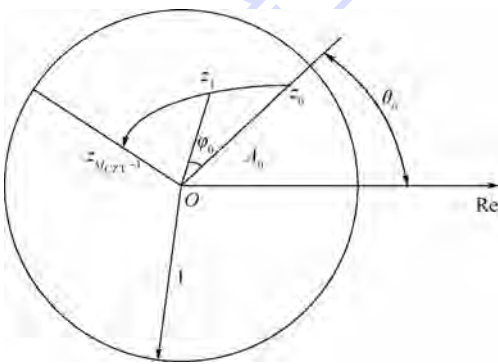


图 10 CZT 取样示意图

Fig. 10 Schematic of CZT sampling

### 3.2 CZT 实现

1) 选择 CZT 实现的总点数  $L_{total} \geq N_s + M_{CZT} - 1$ , 且  $L_{total} = 2^m$ 。

2) 形成  $L_{total}$  点序列  $g(n)$ :

$$g(n) = \begin{cases} A^{-n} W^{n^2/2} x(n) & 0 \leq n \leq N_s - 1 \\ 0 & N_s \leq n \leq L_{total} - 1 \end{cases} \quad (28)$$

系数

$$\begin{cases} C_n = A^{-n} W^{n^2/2} \\ C_{n+1} = A^{-(n+1)} W^{(n+1)^2/2} = \\ A^{-n} W^{n^2/2} (W^n W^{1/2} A^{-1}) = C_n D_n \end{cases} \quad (29)$$

求其  $L_{total}$  点 FFT:

$$G(r) = \text{FFT}[g(n)] = \sum_{n=0}^{L_{total}-1} g(n) e^{-j\frac{2\pi}{L_{total}}rn} \quad (30)$$

$$0 \leq r \leq L_{total} - 1$$

3) 形成  $L_{total}$  点序列  $h(n)$ :

$$h(n) = \begin{cases} W^{-n^2/2} & 0 \leq n \leq M_{CZT} - 1 \\ 0 & M_{CZT} \leq n \leq L_{total} - N_s \\ W^{-(L_{total}-n)^2/2} & L_{total} - N_s + 1 \leq n \leq L_{total} - 1 \end{cases} \quad (31)$$

求其  $L_{total}$  点 FFT:

$$H(r) = \text{FFT}[h(n)] = \sum_{n=0}^{L_{total}-1} h(n) e^{-j\frac{2\pi}{L_{total}}rn} \quad (32)$$

$$0 \leq r \leq L_{total} - 1$$

4) 求乘积:  $Q(r) = H(r)G(r)$ 。

5) 求  $L_{total}$  点快速傅里叶逆变换 (IFFT) 的  $q(k)$ :

$$q(k) = \text{IFFT}[Q(r)] = \frac{1}{L_{total}} \sum_{r=0}^{L_{total}-1} H(r)G(r) e^{j\frac{2\pi}{L_{total}}rk} \quad (33)$$

6) 求抽样点的 Z 变换:

$$X(z_k) = W^{k^2/2} q(k) \quad 0 \leq k \leq M_{CZT} - 1 \quad (34)$$

在粗捕获频率  $f_{coaracq}$  的基础上得到细化频率段的起点频率  $f_1 = f_{coaracq} - 80$  和终点频率  $f_2 = f_{coaracq} + 80$ , 选取细化频段的频点数  $M_{CZT}$ ,  $M_{CZT}$  越

大细化精度  $\frac{\Delta f}{M_{CZT}} = \frac{f_2 - f_1}{M_{CZT}}$  越高, 但  $M_{CZT}$  值过大会导致 CZT 变换时间变长, 因为 CZT 总的 FFT 点数为信号长度  $N_s$  加上细化频段点数  $M_{CZT}$ , 因此在精度和时间之间需要折中; 细化频段的步长  $W = e^{-j\frac{2\pi\Delta f}{f_s M_{CZT}}}$ , 细化频段的起始点  $A = e^{j\frac{2\pi f_1}{f_s}}$ 。选定以上参数后进行 CZT 运算, 求出其结果绝对值的最大值所对应的频带数 index, 则对应的精捕频率为

$$f_{fineacq} = \frac{\Delta f}{M_{CZT}} \cdot \text{index} + f_1。$$

## 4 仿真实验及分析

### 4.1 高动态运动模拟

本实验模拟 GPS 中 L1 C/A 码所在频段信号, 模拟高动态下接收机运动轨迹, 图 11(a) ~ 图 11(c) 分别为速度、加速度和加加速度变化图, 其中速度先呈上升趋势, 初始速度为 400 m/s, 对应初始多普勒频率为 2100 Hz, 仿真时间内速度最大为 3667 m/s, 对于 GPS L1 频段, 该速度对应的最大多普勒频率约为 19.257 kHz, 在本实验多普勒频率最大范围 20 kHz 以内; 加速度在前 3 s 时一直保持 100g, 对应的多普勒频率变化率为

移,捕获的码相位偏移无误,捕获的多普勒频率约为 2075 Hz, 误差在频率分辨率 76.85 Hz 之内。

如图 15 所示为精捕 CZT 变换后的多普勒

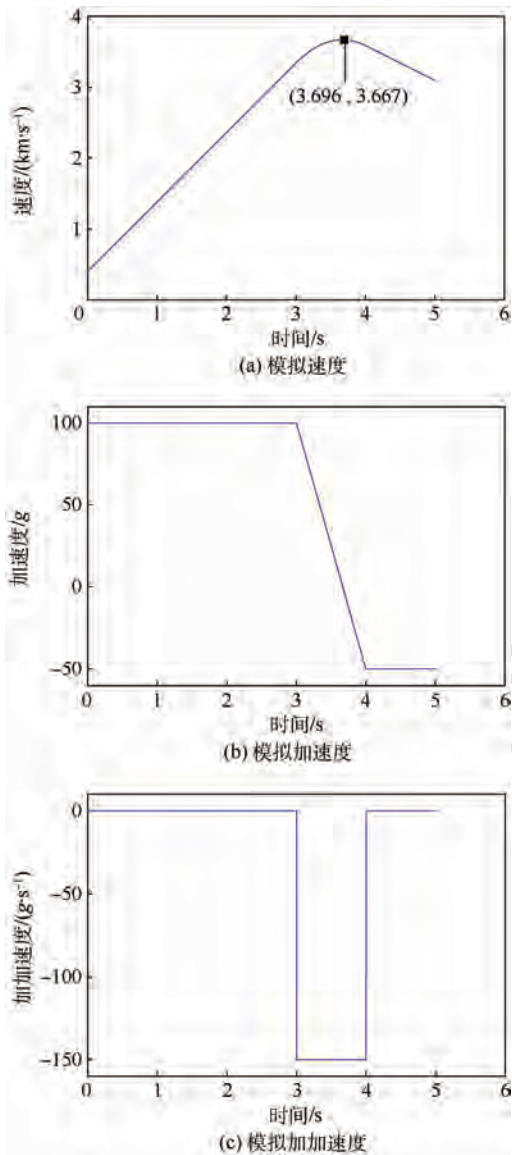


图 11 高动态下接收机运动轨迹

Fig. 11 Trajectories of receiver under high dynamic

5 146. 372 Hz/s, 加速度从 3 s 时由 100g 减小到 -50g; 加加速度可达到 -150 g/s。

### 4.2 高动态捕获结果

本文分别仿真了基于 FFT 的并行码相位捕获方法和改进的 PMF + FFT 捕获算法, 以及精捕 CZT 变换。读取 10 ms 数据进行捕获, 则理论的捕获多普勒频率应为  $2\ 100 + 0.5 \times 5\ 146.372 \times 0.01 = 2\ 125.73$  Hz。

如图 12 所示, 采用基于 FFT 的并行码相位捕获方法, 设置频率的捕获范围为 20 kHz, 频率步进为 1000 Hz, 最终捕获多普勒频率为 2000 Hz, 误差为 126 Hz 左右, 可见基于 FFT 的并行码相位捕获方法捕获精度不高。

如图 13 和图 14 所示, 采用本文提出的改进 PMF + FFT 捕获方法, 峰值明显, 通过门限判决取最大值可得到对应信号的码相位偏移和多普勒频

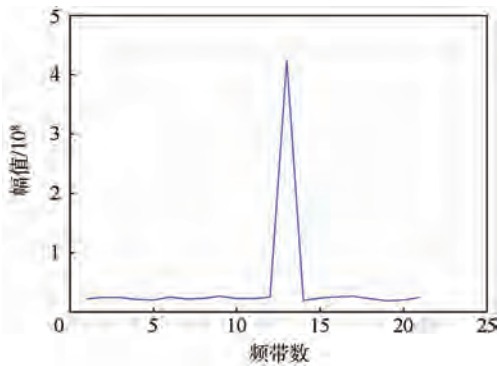


图 12 并行码相位捕获后的频谱

Fig. 12 Spectrum after parallel code phase acquisition

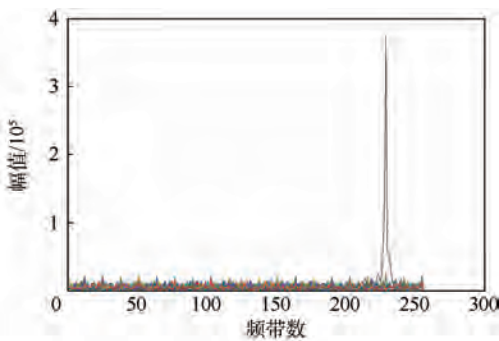


图 13 改进的 PMF + FFT 捕获多普勒频率结果

Fig. 13 Doppler frequency result of improved PMF + FFT acquisition

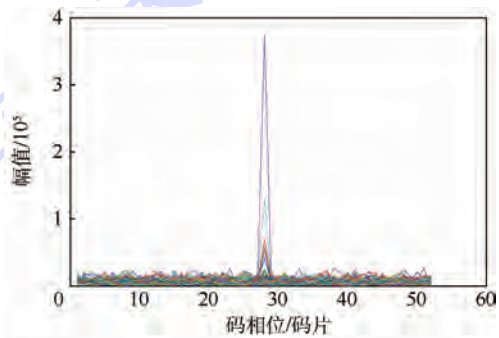


图 14 改进的 PMF + FFT 捕获码相位结果

Fig. 14 Code phase result of improved PMF + FFT acquisition

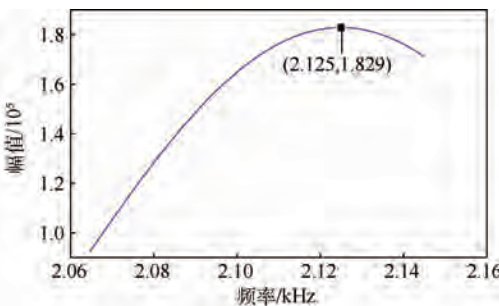


图 15 精捕 CZT 变换后的频谱

Fig. 15 Spectrum after fine acquisition by CZT

频谱图,在粗捕的多普勒频移基础上极大地缩小捕获范围,选取 CZT 变换点数为 128,则经过精捕后得到的多普勒频率约为 2125 Hz,与理论捕获频率值误差在 1 Hz 以内。

## 5 结 论

1) 实现了高动态数字中频信号模拟产生,可设置任意加速度和加加速度的动态运动。

2) 仿真实现了改进的 PMF + FFT 粗捕获方法,结果表明加窗后的扇贝损失减小为原来的一半,大大缩短了捕获时间和提高了捕获性能。

3) 仿真实现了精捕获 CZT 变换,仿真结果表明在加速度为 100g 时能实现快速捕获且捕获精度在 10 Hz 以内,为后续的高动态跟踪奠定了良好的基础。

为使本文提出的高动态下粗捕获和精捕获算法能更好地适用于真实的动态环境下,仍需要后续使用 GNSS 导航仿真器 GSS8000 输出模拟真实的高动态 GPS 信号和射频前端输出高动态 GPS 中频信号。

## 参考文献 (References)

- [1] 胡琼. 高动态及微弱 GPS 信号的捕获算法研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2013:16-30.  
HU Q. Research on the acquisition algorithm of high dynamic and weak GPS signal [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013:16-30 (in Chinese).
- [2] 孙函子. 高动态 GPS 接收机基带信号处理算法研究 [D]. 南昌: 华东交通大学, 2010:35-40.  
SUN H Z. High dynamic GPS receiver base band signal processing algorithm research [D]. Nanchang: East China Jiaotong University, 2010:35-40 (in Chinese).
- [3] LI Y, XI X L. Combining FFT and circular convolution method for high dynamic GPS signal acquisition [C] // 2007 8th International Conference on Electronic Measurement and Instruments. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:2159-2163.
- [4] 倪光华. 高动态环境下 GPS C/A 码信号的捕获与跟踪算法研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2008:45-49.  
NI G H. Research on acquisition and tracking algorithm of GPS C/A signal under high dynamic environment [D]. Xi'an: Xidian University, 2008:45-49 (in Chinese).
- [5] 周三文, 黄龙, 卢满宏. FFT 在高动态信号捕获中的应用 [J]. 飞行器测控学报, 2005, 24(2):61-64.  
ZHOU S W, HUANG L, LU M H. Acquisition of high dynamic spread spectrum signals with FFT [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2005, 24(2):61-64 (in Chinese).
- [6] 王仕成, 杨东方, 刘志国, 等. 一种高动态 GPS 软件接收机方案研究 [J]. 宇航学报, 2009, 30(3):1079-1085.  
WANG S C, YANG D F, LIU Z G, et al. Research on high dynamic GPS software receiver [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3):1079-1085 (in Chinese).
- [7] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2009:30-65.  
XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009:30-65 (in Chinese).
- [8] ELLIOT D K. Understanding GPS: Principles and applications [M]. Norwood: Artech House Publisher, 1996:50-70.
- [9] 齐巍, 常青, 张其善, 等. 高动态信号模拟器中的多普勒模拟算法 [J]. 航空学报, 2008, 29(5):1252-1257.  
QI W, CHANG Q, ZHANG Q S, et al. Arithmetic of Doppler simulation in high dynamic signal simulator [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5):1252-1257 (in Chinese).
- [10] 李恺冰. 高动态 GPS 信号捕获算法研究及仿真实现 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2014:19-23.  
LI K B. Research and simulation realization of high dynamic GPS signal capture algorithm [D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2014:19-23 (in Chinese).
- [11] CHANSARKAR M M, GARIN L. Acquisition of GPS signals at very low signal to noise ratio [C] // Processing of ION NTM 2000. Manassas: the Institute of Navigation, 2005:731-737.
- [12] EEROLA V. Rapid parallel GPS signal acquisition [C] // Proceedings of ION GPS 2000. Manassas: The Institute of Navigation, 2000:810-812.
- [13] NUNES F D, LEI J M N. A new fast code/frequency acquisition algorithm for GPS C/A signals [C] // Vehicular Technology Conference, IEEE VTC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003, 766-770.
- [14] 黄云青. 高动态 GNSS 信号快速捕获算法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014:30-37.  
HUANG Y Q. Research on the fast acquisition algorithm of high dynamic GNSS signal [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014:30-37 (in Chinese).
- [15] LIN D M. Comparison of acquisition methods for software GPS receiver [C] // Proceedings of ION GPS 2003. Manassas: The Institute of Navigation, 2003:71-79.
- [16] ZHENG Y Z, ZHANG Y X. An improved segmented match filters with FFT approach for GNSS signal acquisition [C] // 2010 2nd International Conference on Computer Technology and Development of ICCTD. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:425-428.
- [17] 罗和平, 邱蕾, 曾祥新. GPS 软件接收机捕获方法研究 [J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(1):147-151.  
LUO H P, QIU L, ZENG X X. Acquisition algorithm for GPS software receiver [J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2011, 31(1):147-151 (in Chinese).
- [18] LIN Z H, SHUAI H G, YONG H. Improved fast Fourier transform processing on fast acquisition algorithms for GPS signals [C] // Proceeding of 9th International Conference on Electronic Measurement & Instruments. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:4221-4224.
- [19] 丁康, 潘成颢, 李巍华. ZFFT 与 Chirp-Z 变换细化选带的频谱分析对比 [J]. 振动与冲击, 2006, 25(6):9-12.  
DING K, PAN C H, LI W H. Spectrum analysis comparison

between ZFFT and Chirp-Z transform [J]. Journal of Vibration and Shock, 2006, 25(6):9-12 (in Chinese).

作者简介:

曾婵 女,硕士研究生。主要研究方向:卫星导航基带信号处理算法。

李卫民 男,硕士,研究员。主要研究方向:卫星导航芯片组设计与研发。

毕波 男,研究员。主要研究方向:卫星导航算法研究和导航芯片的研发。

## Simulation realization of high dynamic GPS signal coarse acquisition and fine acquisition algorithm

ZENG Chan, LI Weimin\*, BI Bo

(Beijing Microelectronics Technology Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** For the purpose of solving GPS signal fast acquisition problem under the high dynamic, a coarse acquisition method combining improved partial matched filter (PMF) and fast Fourier transform (FFT) was proposed. The principle and structure of PMF + FFT were analyzed, and windowing of traditional method was put forward for the problems of scalloping loss and low acquisition performance. Since the high dynamic tracking method based on extended Kalman filter has a high requirement for the precision of the parameter after acquisition, a fine acquisition based on Chirp-Z transform (CZT) algorithm was proposed on the basis of coarse acquisition. Based on the theory model of GPS signal and high dynamic trail, this paper has realized digital intermediate frequency GPS signal of high dynamic. In order to further speed up the acquisition, a fast blind search method of combining pseudo code correlation was adopted for cold start. Finally through the MATLAB simulation experiments, it is verified that the proposed coarse and fine acquisition algorithm for high dynamic GPS signal can achieve the acquisition dynamic performance of 100g and the accuracy of about 10 Hz in high dynamic environment.

**Keywords:** high dynamic; fast acquisition; improved PMF + FFT; Chirp-Z transform (CZT); Doppler simulator

**Received:** 2016-04-18; **Accepted:** 2016-05-27; **Published online:** 2016-06-07 10:39

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160607.1039.001.html

**Foundation items:** Nuclear Takamoto Major Project (2009ZX01031-001-014); Major Projects of the Second Generation Satellite Navigation System in China (GFZX03030204)

\* **Corresponding author.** E-mail: lwm2kj@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0266



# 新型三阶 TVD 限制器性能分析

赵雅甜<sup>1</sup>, 阎超<sup>1,\*</sup>, 孙迪<sup>1</sup>, 屈峰<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国空间技术研究院 载人航天总体部, 北京 100094)

**摘 要:** 在计算流体力学(CFD)方法中,限制技术是影响计算精度和计算稳定性的重要因素,目前应用较广的经典二阶总变差衰减(TVD)限制器虽能较好地满足计算要求,但性能差异大且分辨率和耗散的性能间并未得到良好权衡。对一种新型的三阶 TVD 插值限制器(T-3 限制器)进行了研究并将其与 3 种经典限制器进行对比。首先通过一维黎曼问题,得出 T-3 限制器兼顾较高间断分辨率和良好稳定性的特点;接着通过高超声速双锥绕流和 X-33 外形飞行器的数值实验,得到 T-3 限制器具有刻画复杂流动的能力以及较优的气动热计算性能。

**关键词:** 限制器; 计算流体力学(CFD); 激波; 双锥绕流; 气动热

**中图分类号:** V221+.3; TB553

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)04-0800-06

线性二阶上风格式在激波附近总会产生非物理振荡,因此,必须设法构造无振荡的二阶格式使其能精确地捕捉激波和接触间断。在满足总变差衰减(TVD)<sup>[1]</sup>条件和熵条件的前提下,提高一阶精度限制的有效途径是引入非线性成分。这个概念是 Leer<sup>[2]</sup>以“限制器(limiters)”的形式提出的。目前针对几种高精度计算格式,如 TVD 格式、ENO 格式<sup>[3]</sup>、WENO 格式<sup>[4]</sup>的研究从未停止,对新型限制器的开发、限制器性能对比以及基于限制思想的高阶计算格式的开发和设计都是计算流体力学(CFD)的热点问题。Sweby<sup>[5]</sup>基于标量守恒分析提出了 TVD 限制区间,但仅适用于二阶精度。Venkatakrisman<sup>[6]</sup>针对限制器对计算精度和收敛性的影响开展研究,并设计了一种阈值函数,使限制器函数在流场光滑区域或微弱振荡区域自动关闭。进入 21 世纪以来,限制技术成为发展高精度、无振荡、低耗散计算格式的核心。虽然已经进行了很多基于限制思想的 CFD 技术的研

究<sup>[7-10]</sup>,但限制函数分辨率和耗散性一直没得到良好的权衡。Kim 等<sup>[11]</sup>提出了一种基于 TVD 插值的三阶精度限制器,在提高计算精度的同时,具有较好的收敛特性。本文将其与 3 种传统 TVD 限制器进行对比研究,并研究其在高超声速数值模拟中的性能表现。发现其有如下优点:在激波间断处数值耗散小同时保持三阶精度;能有效抑制振荡,鲁棒性好;在高超声速复杂流动模拟中能较为准确刻画激波;构造简单,容易实现。

## 1 计算方法

### 1.1 控制方程

无热源、无体积力的非定常三维可压缩 Navier-Stokes 方程,在直角坐标系  $(x, y, z)$  下向量形式为<sup>[12]</sup>

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  3 个方向上的无黏通

收稿日期: 2016-04-06; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-10-28 15:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161028.1516.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11402016)

\* 通讯作者: E-mail: yancho@buaa.edu.cn

**引用格式:** 赵雅甜, 阎超, 孙迪, 等. 新型三阶 TVD 限制器性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 800-805.

ZHAO Y T, YAN C, SUN D, et al. Performance analysis of a new-type third-order TVD limiter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 800-805 (in Chinese).

量矢量;  $\mathbf{Q}$  为守恒变量矢量;  $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{G}_v$ 、 $\mathbf{H}_v$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  3 个方向上的黏性通量矢量。

### 1.2 二阶 TVD 限制器的一般形式

由原始变量  $\mathbf{q} = (\rho, u, p)^T$  ( $\rho$  为密度;  $u$  为速度;  $p$  为压强。) 构成的限制器的一般表达式可写为

$$\begin{cases} \mathbf{Q}_l = \mathbf{Q}_i + \frac{1}{2}\varphi_l\Delta\mathbf{Q}_i \\ \mathbf{Q}_r = \mathbf{Q}_{i+1} - \frac{1}{2}\varphi_r\Delta\mathbf{Q}_{i+1} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\Delta\mathbf{Q}_i = \mathbf{Q}_i - \mathbf{Q}_{i-1}$ ; 下标  $r$  和  $l$  分别表示变量是自单元界面的右边和左边插值得来;  $\varphi_l$ 、 $\varphi_r$  为限制函数, 其一般形式为

$$\begin{cases} \varphi_l = \frac{1}{2} \left[ (1 - \kappa)\varphi(r_l) + (1 + \kappa)r_l\varphi\left(\frac{1}{r_l}\right) \right] \\ \varphi_r = \frac{1}{2} \left[ (1 - \kappa)\frac{\varphi(r_r)}{r_r} + (1 + \kappa)\varphi\left(\frac{1}{r_r}\right) \right] \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $r_r = \frac{\Delta\mathbf{Q}_{i+2}}{\Delta\mathbf{Q}_{i+1}}$ ;  $r_l = \frac{\Delta\mathbf{Q}_{i+1}}{\Delta\mathbf{Q}_i}$ ;  $\kappa$  决定插值精度。

minmod 限制器:

$$\psi(r) = \begin{cases} \min(r, 1) & r > 0 \\ 0 & r \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

superbee 限制器:

$$\psi(r) = \max(\min(2r, 1), \min(r, 2)) \quad (5)$$

double minmod 限制器:

$$\psi(r) = \begin{cases} \min\left(2r, 2, \frac{1+r}{2}\right) & r > 0 \\ 0 & r \leq 0 \end{cases} \quad (6)$$

### 1.3 三阶 TVD 插值构造原理

三阶 TVD 限制器(为方便引用, 本文将将其简称为 T-3 限制器)的构造原理如下<sup>[11]</sup>。

首先进行三阶插值:

$$\mathbf{Q}_l = \frac{2\mathbf{Q}_{i+1} + 5\mathbf{Q}_i - \mathbf{Q}_{i-1}}{6} = \mathbf{Q}_i + \frac{1}{2}\varphi_l\Delta\mathbf{Q}_i \quad (7)$$

式中:  $\varphi_l = \frac{1+2r_l}{3}$ 。

再加入 double minmod 限制器对插值坡度进行限制:

$$\psi(r) = \begin{cases} \min\left(2r, 2, \frac{1+2r}{3}\right) & r > 0 \\ 0 & r \leq 0 \end{cases} \quad (8)$$

因此, T-3 限制器的表达式可写为

$$\begin{cases} \mathbf{Q}_l = \mathbf{Q}_i + \frac{1}{2}\max\left(0, \min\left(2r, 2, \frac{1+2r_l}{3}\right)\right)(\mathbf{Q}_i - \mathbf{Q}_{i-1}) \\ \mathbf{Q}_r = \mathbf{Q}_{i+1} - \frac{1}{2}\max\left(0, \min\left(2r, 2, \frac{1+2r_r}{3}\right)\right)(\mathbf{Q}_{i+2} - \mathbf{Q}_{i+1}) \end{cases}$$

## 2 数值模拟结果与分析

为分析验证该 T-3 限制器的性能, 采用 3 个算例进行数值模拟实验, 并与经典二阶 TVD 限制

器 superbee、minmod 和 double minmod 的计算结果对比。

### 2.1 Sod 问题

计算域为  $[0, 1]$ , 计算推进到  $t = 0.2$  s 时停止, 此时流场中包含一个激波, 一个接触间断, 一个膨胀波<sup>[13]</sup>。时间格式采用三阶 Runge-Kutta, 方向 240 个网格单元, 初始条件为

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (1.0, 0, 1.0) & x \leq 0.5 \\ (0.125, 0, 0.1) & x > 0.5 \end{cases} \quad (9)$$

如图 1 为密度分布与精确解的结果对比图, 由图知, T-3 与 superbee 具有较高间断分辨率, double minmod 次之, minmod 耗散较大。

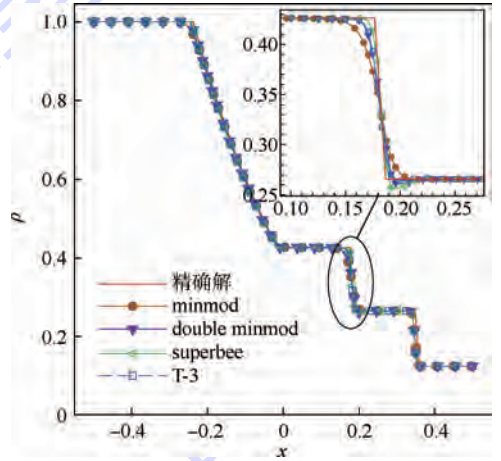


图 1 密度分布曲线

Fig. 1 Density distribution curves

### 2.2 双锥绕流

高超声速双锥绕流具有许多复杂的流动现象, 流场结构如图 2 所示<sup>[14]</sup>。选取  $25^\circ/50^\circ$  双锥, 计算条件为: 来流马赫数  $Ma = 8$ , 来流压强  $p_\infty = 3.51$  MPa, 来流温度  $T_\infty = 788$  K, 来流雷诺数  $Re_\infty = 2.7 \times 10^5$ , 壁温  $T_w = 590$  K。时间格式采用无条件稳定的 LUSGS。1/4 双锥网格总量为 2 850 000, 法向第一层网格的高度为 0.000 5 m。图 3 给出了

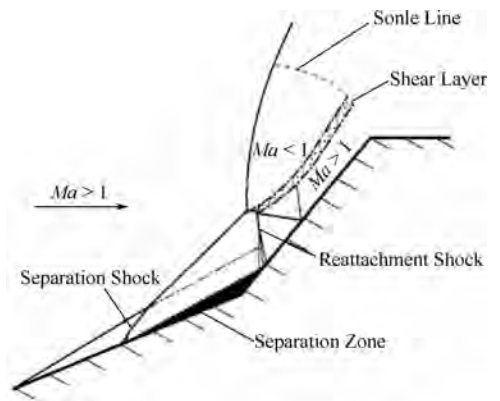


图 2 流场结构示意图<sup>[14]</sup>

Fig. 2 Schematic diagram of structure of flow field<sup>[14]</sup>

不同限制器计算得到的对称面马赫数等值线图。

由图3可知,4种限制器都较好地分辨出了流场结构并且superbee和T-3能刻画出滑移线由于剪切失稳拖起的涡,但在细节流动结构的刻画上存在明显差异。分离区的大小对于该流场流动结构的形成及分布产生了重要影响,由于分离起始位置不同所导致的分离激波差别明显,进而影响到二次三波点(流动至第二锥处,弓形激波、斜激波与 $\lambda$ 激波的交点)及再附点位置。

图4给出了不同限制器壁面压强沿母线的分布与实验结果的对比曲线。其中,横坐标代表沿锥面母线与顶点之间的距离,并且采用第一锥面的长度 $L$ 作归一化,纵坐标压强系数表示为当地压强与远方来流压强的比值,即 $p/p_\infty$ 。从图3和图4可以看出,不同限制器计算结果差异主要集中在3个方面,即分离点起始位置、分离区大小以及再附点后压强峰值强度。为了便于定量比较,表1给出了分离点、再附点的具体位置以及分离区的长度,表2则给出了各限制器计算得到的再附点后壁面压强峰值及所在位置,并与实验结果进行对比,给出其误差范围。

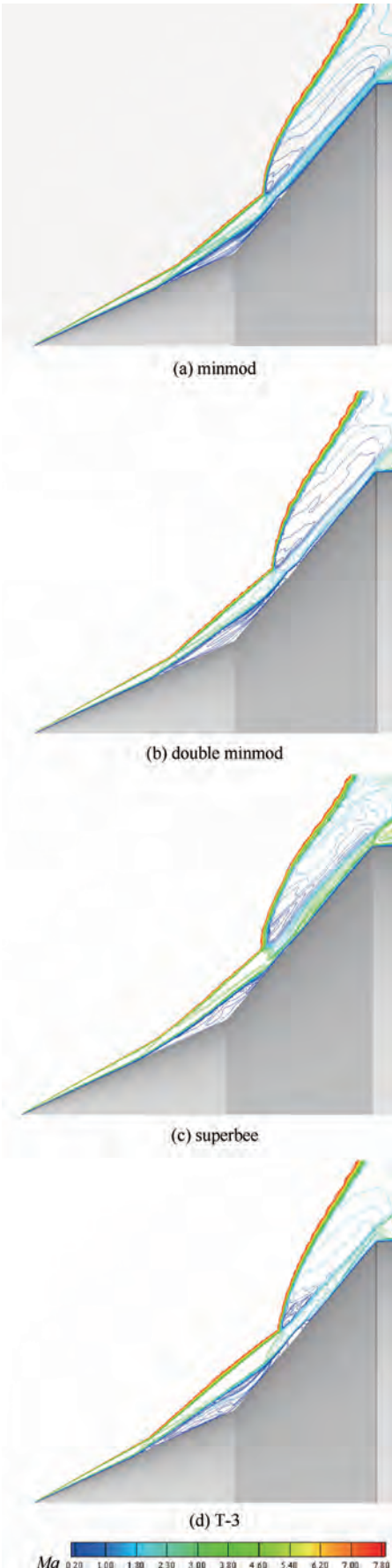


图3 对称面等马赫线分布

Fig. 3 Mach contours in symmetry plane

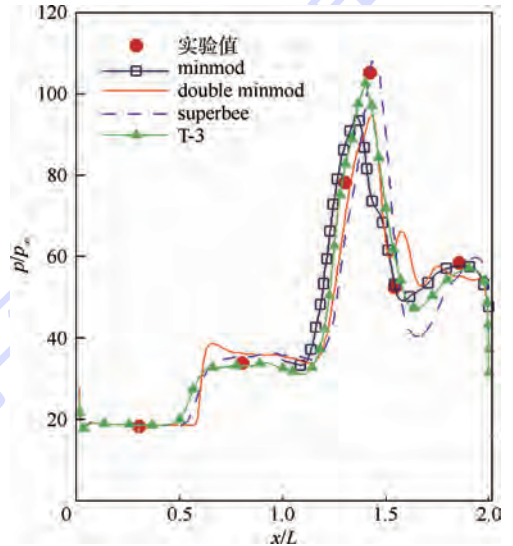


图4 壁面压强沿母线分布曲线

Fig. 4 Distribution curves of wall surface pressure along generating line

表1 分离点、再附点、分离区长度的计算结果

Table 1 Calculated separation position, reattachment position and separation zone length

限制器	$x/L$		
	分离点	再附点	分离区长度
minmod	0.5975	1.1035	0.506
double minmod	0.5658	1.1641	0.598
superbee	0.5050	1.1511	0.646
T-3	0.4491	1.0950	0.646

表 2 壁面压强峰值计算结果

Table 2 Calculated results of wall surface pressure peak

限制器	峰值位置(x/L)	位置误差/%	压强峰值(p/p <sub>∞</sub> )	峰值误差/%
实验	1.4245		104.698	
minmod	1.3585	4.6330	94.307	9.925
double minmod	1.4296	0.3580	94.689	9.560
superbee	1.4375	0.9130	107.886	3.045
T-3	1.4985	1.8250	102.831	1.783

T-3 与 superbee 限制器对双锥绕流场结构计算最为准确。但 superbee 由于耗散小,导致振荡大,流场结构不够清晰。T-3 不仅得到的对称面等马赫线流场结构清晰,而且子午线的压强分布与实验值误差最小。

### 2.3 X-33 外形飞行器

根据文献中的风洞试验状态<sup>[15-16]</sup>,计算条件取:  $Ma = 5.99$ ,  $\rho_{\infty} = 0.0628 \text{ kg/m}^3$ ,  $T_{\infty} = 62.1 \text{ K}$ ,  $T_w = 300 \text{ K}$ , 边界条件为无滑移固壁, 计算迎角  $\alpha = 40^\circ$ 。湍流模型为 SST 两方程湍流模型。半模网格总量 3 500 000。选取 minmod 与 T-3 进行对比分析。图 5 给出该模型  $40^\circ$ 迎角时对称面等马赫线图和壁面压强云图。

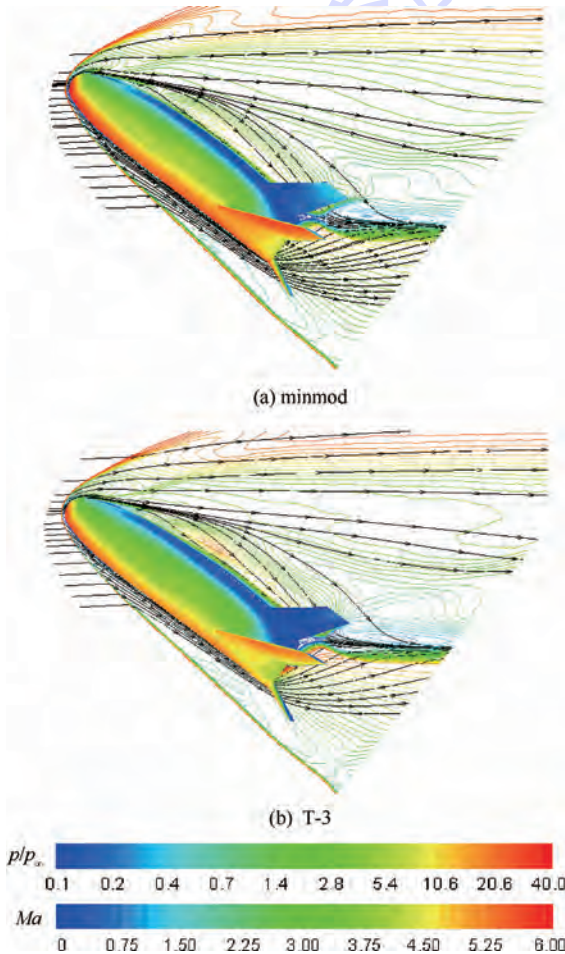


图 5  $40^\circ$ 迎角下对称面等马赫线图和壁面压强云图

Fig. 5 Mach contours in symmetry plane and wall surface pressure contours at  $\alpha = 40^\circ$

由图 5 可知,2 种限制器刻画的流场流动结构与壁面压强分布基本一致,显示出了一致的性能。在同等网格条件下,minmod 限制器捕捉的头部脱体弓形激波相对较弱,说明其在此复杂流动中对激波的分辨率低于 T-3。接下来重点对比气动热的刻画能力,图 6 给出计算的热流(Q)分布云图。图 7 为迎风区子午线上的热流分布与实

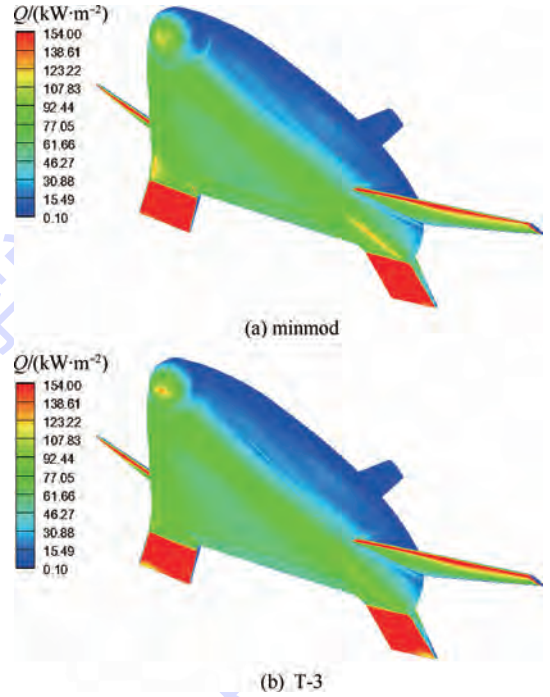


图 6  $40^\circ$ 迎角下热流云图

Fig. 6 Contours of heat transfer at  $\alpha = 40^\circ$

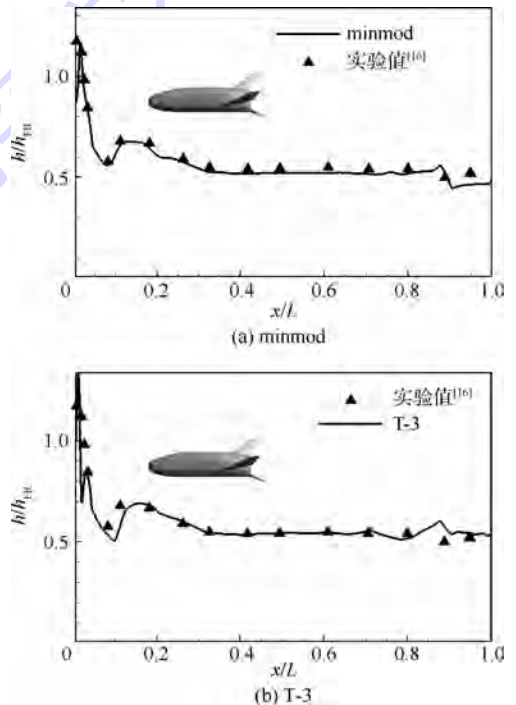


图 7 迎风区子午线热流分布与实验值的对比

Fig. 7 Comparison between windward centerline heat flow distribution and experimental data

验对比结果图。图中： $h = q / (H_{aw} - H_w)$ ， $h$  为热传导系数， $q$  为热流， $H_w$  为壁面焓， $H_{aw}$  为自由来流总焓。焓的计算公式为  $H = c_p T$ ， $c_p$  为定压比热比， $T$  为温度。图中的  $h_{FR}$  为相同尺度的球形利用 Fay-Riddell 算法预估的驻点参考热流结果： $h_{FR} = 0.539 \text{ (kg/m}^2\text{)}/\text{s}$ 。

由图 7 可知，热流在头部驻点处到达峰值，在过膨胀区有明显的下降现象。T-3 与 minmod 限制器计算结果均与实验值<sup>[16]</sup> 较为匹配，能较为准确刻画出驻点位置，并且 T-3 在  $x/L > 0.2$  区域的热流值更接近实验数据。由此可见，T-3 限制器表现出了较好的高超声速流动适用性及气动热预测能力，能较为准确刻画壁面的热流分布。

### 3 结 论

本文主要研究了一种新型三阶 TVD 限制器的性能并将其与传统限制器进行对比分析，经数值实验表明：

1) 限制器的选取需要兼顾分辨率和计算稳定性 2 个方面，T-3 限制器与 superbee 相比，数值色散小，具有良好的稳定性和收敛性以避免非物理解的产生。与 double minmod 相比，构造原理相同，但计算精度更高。与 minmod 相比，具有好的间断分辨率且通过限制函数避免了过多的数值耗散。

2) 一维 Sod 激波管算例表明，T-3、minmod、superbee 和 double minmod 均能较为准确捕捉激波、接触间断和膨胀波等结构。

3) 双锥绕流算例表明，对于复杂流动，T-3 限制器性能较为优越。T-3 分辨率与 superbee 相当，且由于耗散比 superbee 大，得到的流场结构更加稳定清晰。

4) 对 X-33 外形的热流计算表明，T-3 限制器能合理预测驻点位置，较为准确地刻画热流分布的规律，表现出了较好的高超声速流动适用性及气动热预测能力。

### 参考文献 (References)

[1] HARTEN A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws[J]. Journal of Computational Physics, 1983, 49(3): 357-393.

[2] LEER B V. Towards the ultimate conservative difference scheme V: A second-order sequel to Godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101-136.

[3] HARTEN A, ENGQUIST B, OSHER S, et al. Uniformly high-order accurate essentially non-oscillatory schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1987, 71(2): 231-303.

[4] LIU X D, OSHER S, TONY C. Weighted essentially non-oscilla-

tory schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1994, 115(1): 200-212.

[5] SWEBY P K. High resolution schemes using flux limiters for hyperbolic conservation laws[J]. SIAM Journal of Numerical Analysis, 1984, 21(5): 995-1011.

[6] VENKATKRISHMAN V. Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with limiters[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(1): 120-130.

[7] 屈峰, 阎超, 于剑, 等. 高精度激波捕捉格式的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8): 1085-1089.

QU F, YAN C, YU J, et al. Assessment of shock capturing methods for numerical simulations of compressible turbulence with shock waves[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8): 1085-1089 (in Chinese).

[8] YEE H C, KLOPFER G H, MINTAGNE J L. High resolution shock capturing schemes for inviscid and viscous hypersonic flows[J]. Journal Computational Physics, 1990, 83(1): 31-61.

[9] SPEKREIJSE S. Multigrid solution of monotone second order discretization of hypersonic conservation laws[J]. Mathematics of Computational, 1987, 49(179): 135-155.

[10] YOON S H, KIM K H, KIM C. Multi-dimensional limiting process for the three-dimensional flow physics analyses[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(12): 6001-6043.

[11] KIM K H, KIM C. Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows, Part II: Multi-dimensional limiting process[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 208(2): 570-615.

[12] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 123-127.

YAN C. Computational fluid dynamic's methods and applications[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 123-127 (in Chinese).

[13] 孙迪, 阎超, 于剑, 等. 高精度多维限制器的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 437-442.

SUN D, YAN C, YU J, et al. Performance analysis of high accurate multi-dimensional limiting process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 437-442 (in Chinese).

[14] WRIGHT M J, SINHA K, OLEJNICZAK J, et al. Numerical and experimental investigation of double-cone shock interactions[J]. AIAA Journal, 2000, 38(12): 2268-2276.

[15] BRIAN R H, THOMAS J H, SCOTT A B, et al. X-33 computational aeroheating predictions and comparisons with experimental data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 38(5): 658-669.

[16] BERRY S A, HORVATH T J, HOLLIS B R, et al. X-33 hypersonic boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(5): 646-657.

### 作者简介:

赵雅甜 女, 硕士研究生。主要研究方向: 计算空气动力学。

阎超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算空气动力学。

# Performance analysis of a new-type third-order TVD limiter

ZHAO Yatian<sup>1</sup>, YAN Chao<sup>1,\*</sup>, SUN Di<sup>1</sup>, QU Feng<sup>2</sup>

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

2. General Department of Manned Spacecraft, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** For numerical scheme in computational fluid dynamics (CFD), limiter technology is an important factor affecting computational accuracy and stability. Although the present classical second-order total variation diminishing (TVD) limiters with a wide application can well satisfy the computing requirements, its performance not only largely differs but also cannot be properly weighted between resolution and dissipation. Therefore, a new third-order TVD interpolation limiter (T-3 limiter) has been studied and compared with three classical limiters. First, through one-dimensional Riemann problem, it has been found that T-3 limiter is simultaneously characterized by both high intermittent resolution and excellent stability; then, by numerical simulation of hypersonic flow over a double-cone body and X-33 configuration, it has been found that T-3 limiter boasts the capability of portraying complex flow and good aerothermodynamic calculation performance.

**Keywords:** limiter; computational fluid dynamics (CFD); shocks; double-cone disturbance flow; aerothermodynamic

**Received:** 2016-04-06; **Accepted:** 2016-07-22; **Published online:** 2016-10-28 15:16

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161028.1516.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161028.1516.002.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (11402016)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0270

# 使用 SGCMGs 航天器滑模姿态容错控制

张福桢, 金磊\*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)



**摘 要:** 基于滑模控制与自适应理论, 对使用单框架控制力矩陀螺群(SGCMGs)的刚性航天器的被动姿态容错控制问题进行了研究。首先建立了含有陀螺框架转速故障的系统数学模型。然后将框架转速直接作为控制量并应用滑模控制理论设计了容错控制器, 同时控制器中还设计了自适应律对故障信息和干扰进行估计。由此, 可在故障和干扰的先验信息未知的情况下, 实现对航天器无故障和有故障情况下的姿态稳定控制, 且具有较强的鲁棒性。最后, 对2种构型单框架控制力矩陀螺群的不同故障模式进行数学仿真, 验证了该控制方法的有效性和可行性。

**关键词:** 航天器; 单框架控制力矩陀螺群(SGCMGs); 容错控制; 滑模控制; 自适应控制  
**中图分类号:** V448.22

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)04-0806-08

随着现代航天技术的发展, 航天器控制系统日趋复杂, 各部件的可靠性、准确性要求越高, 同时部件出现故障的可能性越大。如何避免航天任务的失败和经济损失, 切实保障航天器的可靠性和安全性, 提高航天器规避风险的能力成为控制系统的新的研究内容, 并基于此提出了容错控制理论。

目前, 按照设计方法的特点, 容错控制一般分为主动容错控制和被动容错控制<sup>[1-2]</sup>。主动容错控制是在故障发生后, 根据所期望的特性重新设计一个控制系统, 并至少能使整个系统达到稳定<sup>[2]</sup>。被动容错控制采用固定的控制器来确保闭环系统对特定故障不敏感, 保持系统的稳定<sup>[2]</sup>。相比主动容错控制, 被动容错控制由于不需要对系统故障进行检测或诊断, 也不需要故障反应时间, 因此结构简单、响应速度快且设计难度较低。目前国内外很多学者都基于被动控制方法进行航天器的姿态容错控制研究。文献[3]应用神经网络智能控制结合滑模控制对挠性航天器存

在部分失效时进行姿态容错控制; 文献[4]采用自适应反步设计法设计容错控制, 且该算法允许存在少量飞轮完全失效; 文献[5]则设计了基于时滞控制(TDC)算法的时滞容错控制系统来控制刚性航天器的姿态, 该算法相比PD算法控制性能更佳; 文献[6]设计了不基于姿态角速度信息和故障信息的姿态容错算法; 文献[7]利用鲁棒控制, 通过在线求解线性矩阵不等式(LMI)确定状态反馈增益阵来控制航天器姿态, 能够克服Riccati方程处理方法中存在的不足; 文献[8]提出一种基于PD学习型观测器的系统故障重构方法, 不仅能够估计卫星姿态角速度和姿态角, 而且能够快速精确重构卫星执行机构故障; 文献[9]引入力矩分配矩阵, 对各飞轮的力矩输出进行容错控制, 使得航天器的姿态渐进稳定; 文献[10]也通过设计状态观测器观测系统状态, 并针对控制力矩陀螺可能出现的奇异性问题设计操纵律, 从而实现航天器的姿态稳定。文献[11]进一步

收稿日期: 2016-04-07; 录用日期: 2016-06-03; 网络出版时间: 2016-06-23 09:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.0935.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272027)

\* 通讯作者: E-mail: jinleibuaa@163.com

**引用格式:** 张福桢, 金磊. 使用SGCMGs的航天器滑模姿态容错控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 806-813.

ZHANG F Z, JIN L. Sliding-mode fault-tolerant attitude control for spacecraft using SGCMGs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 806-813 (in Chinese).

考虑了执行机构输出受限情况下,通过状态观测器观测故障信息实现对控制器的重构。

上述文献给出的控制方法虽然能够实现航天器的姿态容错控制,但是选用的被控对象和故障都是针对控制力矩进行建模。然而在实际工程应用中,当采用角动量交换装置作为姿态控制执行机构时,执行机构故障通常是转子转速输出故障,因此,上述理论成果在实际工程应用中有一定的局限性。此外,当采用控制力矩陀螺群为执行机构时,陀螺具有的奇异性问题以及陀螺横向矩阵时变的特点,也使得上述理论成果难以应用。考虑到控制力矩陀螺作为执行机构具有的优点,且

目前针对控制力矩陀螺的被动容错控制研究较少,本文将针对单框架控制力矩陀螺(SGCMGs)的框架转速故障,基于滑模和自适应理论,设计一种不基于故障信息的鲁棒容错姿态控制方法,以提高航天器控制系统的可靠性和安全性。

## 1 SGCMGs 框架转速故障下的航天器数学模型

带有  $n$  个 SGCMGs 的刚性航天器的动力学方程和运动学方程可以描述为<sup>[12]</sup>

$$\mathbf{I}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b^{\times} (\mathbf{I}_b \boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{A}_s \mathbf{I}_{ws} \boldsymbol{\Omega}) = -h_0 \mathbf{A}_t \dot{\boldsymbol{\delta}}_r + \mathbf{T}_d \quad (1)$$

$$\boldsymbol{\omega}_b = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \cos \theta - \dot{\psi} \cos \varphi \sin \theta - \omega_o (\sin \psi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{\theta} + \dot{\psi} \sin \varphi - \omega_o \cos \psi \cos \varphi \\ \dot{\varphi} \sin \theta + \dot{\psi} \cos \varphi \cos \theta + \omega_o (\sin \varphi \cos \theta \cos \psi - \sin \theta \sin \psi) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{I}_b$  为整个系统惯量矩阵,一般随着陀螺框架角变化,但因其变化率较小,因此本文中认为  $\mathbf{I}_b$  为一个常值惯量矩阵;  $\boldsymbol{\omega}_b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  为航天器绝对角速度在本地坐标系中的分量列阵;  $\boldsymbol{\omega}_b^{\times}$  定义为

$$\boldsymbol{\omega}_b^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathbf{I}_{ws}$  为 SGCMGs 转子轴向转动惯量阵;  $\boldsymbol{\Omega}$  为转子转速向量;  $h_0$  为各个陀螺转子的标称角动量;  $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$  为陀螺实际输出的框架转速向量;  $\mathbf{T}_d$  为航天器受到的干扰力矩向量;  $\varphi$ 、 $\theta$  和  $\psi$  分别为航天器的滚动角、俯仰角和偏航角;  $\omega_o$  为轨道系相对惯性系的转速; 矩阵  $\mathbf{A}_s = [s_1 \ s_2 \ \dots \ s_n]$ 、 $\mathbf{A}_t = [t_1 \ t_2 \ \dots \ t_n]$  分别为 SGCMGs 转子转速方向矩阵和横向矩阵,  $n$  为 SGCMGs 中陀螺的个数,  $\mathbf{A}_s$ 、 $\mathbf{A}_t$  各分量可计算如下:

$$\begin{cases} s_i = s_{i0} \cos \delta_i + t_{i0} \sin \delta_i \\ t_i = t_{i0} \cos \delta_i - s_{i0} \sin \delta_i \end{cases} \quad (4)$$

其中:  $s_{i0}$ 、 $t_{i0}$  为  $s_i$ 、 $t_i$  的初始值,与陀螺安装构型有关;  $\delta_i$  ( $i=1,2,\dots,n$ ) 为第  $i$  个陀螺的框架角。

动力学方程式(1)未考虑陀螺故障的情况。一般地,陀螺的故障分为加性故障和乘性故障<sup>[13]</sup>,即陀螺在受到故障时,实际框架转速输出为

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_r = \mathbf{E} \dot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{f} \quad (5)$$

式中:  $\dot{\boldsymbol{\delta}}$  为理论框架转速;  $\mathbf{E} = \text{diag}(e_1 \ e_2 \ \dots \ e_n)$  为乘性故障因子,  $0 \leq e_i \leq 1$  ( $i=1,2,\dots,n$ ) 为陀螺的失效因子,且:

- $e_i = 0$  第  $i$  个陀螺完全失效
- $0 < e_i < 1$  第  $i$  个陀螺部分失效
- $e_i = 1$  第  $i$  个陀螺正常工作

$\mathbf{f} = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]^T$  为加性故障对陀螺框架转速的影响,一般地,这种影响会使得陀螺框架转速变慢,因此  $f_i \leq 0$  且其绝对值较小。

对式(1),设  $\mathbf{J} = \mathbf{I}_b/h_0$ ,  $\mathbf{h}_c = \mathbf{A}_s \mathbf{I}_{ws} \boldsymbol{\Omega}/h_0$ ,  $\mathbf{d} = \mathbf{T}_d/h_0$ ,并令  $\mathbf{u} = \dot{\boldsymbol{\delta}}$  作为控制系统的控制量,将式(5)代入式(1)得到

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b^{\times} (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{h}_c) = -\mathbf{A}_t \mathbf{E} \mathbf{u} - \mathbf{A}_t \mathbf{f} + \mathbf{d} \quad (6)$$

对式(2),设  $\mathbf{x} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ ,且在姿态角为小角度情况下,忽略二阶及二阶以上小量,式(2)可近似改写为

$$\boldsymbol{\omega}_b \approx \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{F}(\mathbf{x}) \quad (7)$$

式中:

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -\omega_o (\sin \psi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi) \\ -\omega_o \cos \psi \cos \varphi \\ \omega_o (\sin \varphi \cos \theta \cos \psi - \sin \theta \sin \psi) \end{bmatrix} \quad (8)$$

基于上述描述,提出本文设计控制器的目标为:对以 SGCMGs 为执行机构的航天器,若执行机构存在部分故障 ( $0 < e_i \leq 1$ ),而加性故障和外界干扰对陀螺框架转速影响有限,设计合适的控制律对陀螺的理论框架转速  $\dot{\boldsymbol{\delta}}$  进行控制,使得航天器的姿态角实现渐进稳定,即  $t \rightarrow \infty$  时,  $\varphi, \theta, \psi \rightarrow 0$  且  $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi} \rightarrow 0$ 。

## 2 容错控制律设计

### 2.1 基础准备

基于航天器在轨运行的工程实际,本文作出如下假设。

**假设 1** 航天器运行过程中受到的干扰力矩有界,即  $\|d\| \leq T_d$ ,  $T_d$  为  $\|d\|$  的上界;且加性故障对陀螺框架转速的影响有限,  $\|A_i f\| \leq T_f$ ,  $T_f$  为  $\|A_i f\|$  的上界。其中约定  $\|\cdot\|$  表示矩阵或向量的 2-范数<sup>[14]</sup>,若用到其他的范数形式再做具体声明; $T_d$  和  $T_f$  为未知常数;综合假设 1 可以得到

$$\| -A_i f + d \| \leq M_d \quad (9)$$

式中: $M_d$  为未知常数。

**假设 2** 航天器转动惯量矩阵为正定对称矩阵,亦即  $J$  对称且正定。

**假设 3** 本文不考虑陀螺完全失效的情况,即假设存在未知常数  $e_0$  满足:

$$0 < e_0 \leq \min_{1 \leq i \leq n} (e_i) \quad (10)$$

基于上述假设,采用滑模控制方法设计控制器。

选取滑模面为

$$s = \dot{x} + kx \quad (11)$$

式中: $k > 0$ ,为定常数。若能设计合适的控制律  $u$  能使得所选状态能在设计的滑模面(11)上滑动,则当  $t \rightarrow \infty$  时,  $x \rightarrow 0$ ,  $\dot{x} \rightarrow 0$ 。

定义下列参数: $\eta \triangleq 1 - e_0 \in [0, 1]$ ,  $\xi \triangleq 1/e_0$ 。

**引理 1** 针对有  $n$  个陀螺的作为执行机构的航天器,有如下不等式成立:

$$s^T A_i (I - E) u \leq \sqrt{n} \eta \|s\| \|u\| \quad (12)$$

式中: $I$  为单位矩阵。

**证明** 对  $A_i = [t_1 \ t_2 \ \dots \ t_n]$ ,结合式(4),

有结论  $\|t_i\| = \sqrt{t_i^T t_i} = 1$ 。

设  $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]^T$ ,因此

$$s^T A_i = [s^T t_1 \ s^T t_2 \ \dots \ s^T t_n] \in \mathbf{R}^{1 \times n} \quad (13)$$

由 2-范数的性质: $s^T t_i \leq \|s^T\| \|t_i\| = \|s^T\|$  ( $i = 1, 2, \dots, n$ ),因此有

$$\|s^T A_i\| = \sqrt{\sum_{i=1}^n (s^T t_i)^2} \leq \sqrt{n} \|s\| \quad (14)$$

另一方面,设  $u = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_n]^T$ 。

$(I - E)u =$

$$[(1 - e_1)u_1 \ (1 - e_2)u_2 \ \dots \ (1 - e_n)u_n]^T \quad (15)$$

所以

$$\|(I - E)u\| = \sqrt{\sum_{i=1}^n [(1 - e_i)u_i]^2} \leq$$

$$\eta \sqrt{\sum_{i=1}^n u_i^2} = \eta \|u\| \quad (16)$$

结合式(14)和式(16)可以证明不等式(12)成立。

### 2.2 控制律设计及稳定性证明

基于假设 1 ~ 假设 3,可以得到如下定理。

**定理 1** 对于以 SGCMGs 为执行机构的航天器,当存在外部干扰力矩及执行机构部分故障时,其动力学和运动学方程分别为式(6)和式(2),在未知故障及干扰信息的情况下,可以通过设计如下容错控制律实现航天器的姿态渐进稳定:

$$u = -A_i^T (A_i A_i^T)^{-1} \left\{ \omega_b^* [J \omega_b + h_c] - J k \dot{x} + J \dot{F}(x) - \gamma(t) \frac{s}{\|s\|} - \hat{M}_d \frac{s}{\|s\|} \right\} \quad (17)$$

上述控制律中各参数的取值和意义如下:

$\hat{M}_d$ :  $\hat{M}_d$  表示式(9)中  $M_d$  的估计值,取自适应控制律为

$$\dot{\hat{M}}_d = c_0 \|s\| \quad (18)$$

$\gamma(t)$ : 引入的一个参数,取

$$\gamma(t) = -\sqrt{n}v + \sqrt{n}v \hat{\xi} + \varepsilon_0 \quad (19)$$

$$v = \|u\| / \hat{\xi} \quad (20)$$

$$\dot{\hat{\xi}} = \sqrt{n}c_1 v \|s\| \quad (21)$$

其中: $c_0, c_1, \varepsilon_0$  为一个正常数。

**证明** 取 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} s^T J s + \frac{1}{2c_0} \tilde{M}_d^2 + \frac{e_0}{2c_1} \tilde{\xi}^2$$

其中: $\tilde{M}_d = M_d - \hat{M}_d$ ;  $\tilde{\xi} = \xi - \hat{\xi}$ 。为了方便表示,记  $\Delta E = I - E$ 。

对上述 Lyapunov 函数求导:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T J \dot{s} + \frac{1}{c_0} \tilde{M}_d \dot{\tilde{M}}_d + \frac{e_0}{c_1} \tilde{\xi} \dot{\tilde{\xi}} = \\ &= s^T J (\ddot{x} + k\dot{x}) - \frac{1}{c_0} \tilde{M}_d \dot{\tilde{M}}_d - \frac{e_0}{c_1} \tilde{\xi} \dot{\tilde{\xi}} = \\ &= s^T (A_i \Delta E u + d - \gamma(t) \frac{s}{\|s\|} - \hat{M}_d \frac{s}{\|s\|}) - \\ &= \tilde{M}_d \|s\| - \sqrt{n} e_0 v \tilde{\xi} \|s\| \end{aligned} \quad (22)$$

利用 2-范数的性质和  $\tilde{\xi} = \xi - \hat{\xi}$ ,  $\tilde{M}_d = M_d - \hat{M}_d$ ,并结合引理 1 进一步得到

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T A_i \Delta E u + s^T d - \gamma(t) \|s\| - \hat{M}_d \|s\| - \tilde{M}_d \|s\| - \\ &= \sqrt{n} e_0 v \tilde{\xi} \|s\| \leq s^T A_i \Delta E u + \|s\| \|d\| - \gamma(t) \|s\| - \\ &= \hat{M}_d \|s\| - \tilde{M}_d \|s\| - \sqrt{n} e_0 v \tilde{\xi} \|s\| = s^T A_i \Delta E u - \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \gamma(t) \|s\| - (\hat{M}_d + \tilde{M}_d - \|d\|) \|s\| - \\ & \sqrt{n} e_0 v \tilde{\xi} \|s\| \leq s^T A_i \Delta E u - \gamma(t) \|s\| - \\ & \sqrt{n} e_0 v \tilde{\xi} \|s\| \leq \sqrt{n} \eta \|s\| \|u\| - (-\sqrt{n} v + \sqrt{n} v \hat{\xi} + \\ & \varepsilon_0) \|s\| - \sqrt{n} e_0 v (\xi - \hat{\xi}) \|s\| = -\varepsilon_0 \|s\| \leq 0 \end{aligned} \quad (23)$$

式(23)表明,函数  $V$  至少不会单调递增,因此可得  $\sup_{t \geq 0} V(t) \leq V(0)$ ,其中  $\sup(\cdot)$  表示上确界,即

$$\begin{aligned} & \lim_{t \rightarrow \infty} V(t) \text{ 有界,因此, } 0 \leq \varepsilon_0 \int_0^{\infty} \|s\| dt \leq V(0) - \\ & \lim_{t \rightarrow \infty} V(t), \text{ 从而 } \int_0^{\infty} \|s\| dt \text{ 存在且有界,根据 Barbalat} \\ & \text{引理,有 } \lim_{t \rightarrow \infty} \|s\| = 0, \text{ 从而有 } x \rightarrow 0, \dot{x} \rightarrow 0. \end{aligned}$$

### 2.3 控制律的改进

控制律式(17)~式(21)存在如下 2 个问题。

1) 抖振问题:由于滑模控制具有控制的不连续性,因此存在抖振现象。按照滑模控制理论,本文采用  $s/(\|s\| + \tau)$  近似代替符号函数  $s/\|s\|$ ,其中  $\tau$  为一个较小的正数,本文选取为  $\tau = 0.01$ 。

2) 奇异性问题:当各陀螺输出力矩共面(或共线)时,其法线(或法向平面)方向无法输出力矩,此时  $A_i$  不满秩,控制律式(17)无法求解。可通过定义某一函数来测量奇异度的大小,本文选用函数<sup>[15]</sup>:

$$D = \det(A_i A_i^T) \quad (24)$$

作为奇异度测量函数,其中  $\det(\cdot)$  表示方阵的行列式; $D = 0$  表示框架构型奇异,且  $D$  越大,表明越远离奇异状态。

按照陀螺广义鲁棒伪逆操纵律<sup>[16]</sup>的设计思路,设计最终控制律如下:

$$\begin{aligned} & u = -A_i^T [A_i A_i^T + \lambda (I_{3 \times 3} + E_{3 \times 3})]^{-1} \cdot \\ & \left\{ \omega_b^x [J \omega_b + h_c] - J k \dot{x} + J \dot{F}(x) - \right. \\ & \left. \gamma(t) \frac{s}{\|s\| + \tau} - \hat{M}_d \frac{s}{\|s\| + \tau} \right\} \end{aligned} \quad (25)$$

式中: $\lambda$  为一个较小的正数; $I_{3 \times 3}$  为三阶单位矩阵; $E_{3 \times 3}$  为对角阵,形式为

$$E_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} 0 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 0 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 0 \end{bmatrix}$$

其中: $\varepsilon_i = 0.01(0.5\pi t + \varphi_i)$ ,  $j = 1, 2, 3$ ,  $\varphi_j = \pi(j - 1)/2$ ;  $\tau = 0.01$ 。其余参数由式(18)~式(21)给出。

## 3 数学仿真

### 3.1 金字塔构型

本文以某航天器为例进行数学仿真,航天器参数如下。

航天器转动惯量矩阵为

$$I_b = \begin{bmatrix} 15\,349.895 & -213.775\,62 & -87.759\,063 \\ -213.775\,62 & 71\,376.093 & 84.478\,260 \\ -87.759\,063 & 84.478\,260 & 74\,260.183 \end{bmatrix} \quad (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$$

选用金字塔构型的 SGCMGs,其中陀螺的标称角动量  $h_0 = 200 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ ,陀螺个数  $n = 4$ ;初始姿态角为: $\varphi(0) = 1.5^\circ$ ,  $\theta(0) = 1.5^\circ$ ,  $\psi(0) = 1.5^\circ$ ;  $\omega_b$  的初始值为  $\omega_b(0) = [0 \ 0 \ 0]^T$ ,轨道飞行高度为 26 600 km,环境干扰力矩综合考虑地球引力摄动、太阳光压力矩、太阳辐射压力扰动等,采用文献[17]给定的外干扰形式:

$$\begin{cases} T_{d1} = A_0(3 \cos(\omega_0 t) + 1) \\ T_{d2} = A_0(1.5 \sin(\omega_0 t) + 3 \cos(\omega_0 t)) \\ T_{d3} = A_0(3 \sin(\omega_0 t) + 1) \end{cases}$$

其中: $A_0$  为干扰力矩幅值,取  $A_0 = 1.5 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ ,  $\omega_0$  为轨道角速度,由飞行高度决定,横向矩阵  $A_i$  表达式<sup>[18]</sup>为

$$A_i = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & -\cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ \sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & -\sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \quad (26)$$

式中: $\beta = 53.1^\circ$ 。

在陀螺无故障工作时,调节控制器参数,以实现较好的姿态控制性能,选用如下控制器参数: $k = 2$ ,  $c_0 = 0.5$ ,  $\varepsilon_0 = 0.5$ ,  $c_1 = 10$ ,  $\lambda = 0.001$ 。

2 个自适应参数的初值选取如下。

$\hat{T}_d(0)$ :  $\hat{T}_d(0)$  未知,在本例中直接设定为 0。

$\hat{\xi}(0)$ : 由于一般认为在仿真开始时,系统不存在故障,因此,选取  $\hat{\xi}(0) = 1$ 。

另外,利用 PID 控制器进行数值仿真与本文提出的容错控制律进行对比。为了更好地比较效果,本文选择设计的 PID 控制参数保证无故障情况下,2 种控制器对该模型具有相似的控制性能,因此选择 PID 控制参数如表 1 所示,其中: $K_{it}$ 、 $K_{pi}$ 、 $K_{di}$  分别为 PID 控制积分、比例及微分控制参数,  $i = 1, 2, 3$ 。

下面针对不同的故障模式进行仿真。

**Case 1** 常值乘性故障 + 常值加性故障。

表1 PID控制参数

Table 1 Parameters of PID control

参数	滚转通道			俯仰通道			偏航通道		
	$K_{i1}$	$K_{p1}$	$K_{d1}$	$K_{i2}$	$K_{p2}$	$K_{d2}$	$K_{i3}$	$K_{p3}$	$K_{d3}$
数值	0.1	300	3000	0.1	500	9000	0.1	500	9000

$$\begin{cases} e_1 = 0.35 & t > t_1 \\ e_2 = 0.75 & t > t_2 \\ e_3 = 0.68 & t > t_3 \\ e_4 = 0.5 & t > t_4 \end{cases} \quad (27)$$

式中:  $t_1 = 150 \text{ s}$ ;  $t_2 = 180 \text{ s}$ ;  $t_3 = 200 \text{ s}$ ;  $t_4 = 240 \text{ s}$ 。

图1表明,无故障情况下,航天器在滑模控制或PID控制下,都能在50s内实现姿态的稳定,且控制性能基本接近。图1和图2表明,在150s故障发生之后,PID控制下的姿态角和姿态角速度开始发散,而滑模控制仍能够使得姿态角及

姿态角速度稳定,这表明控制律式(25)对该常值故障具有较强的鲁棒性。图3表明,故障发生后,框架构型逐渐靠近奇异状态,但不会达到奇异状态,这证明了本文采用广义鲁棒伪逆操纵率的合理性。

**Case 2** 时变随机型乘性故障 + 常值加性故障。

$$\begin{cases} e_i(t) = 0.7 + 0.15\text{rand}(t) + 0.1\sin(0.5t + i\pi/5) \\ f_i(t) = -0.01 & t \geq t_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \end{cases} \quad (28)$$

式中:  $\text{rand}(\cdot)$ 表示幅值为1的随机函数。

图4和图5表明,当航天器执行机构受到的

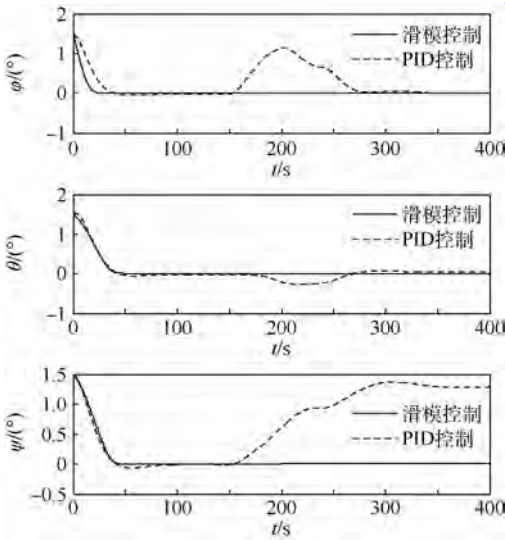


图1 Case1故障模式下姿态角响应

Fig. 1 Attitude angle response under Case 1 fault mode

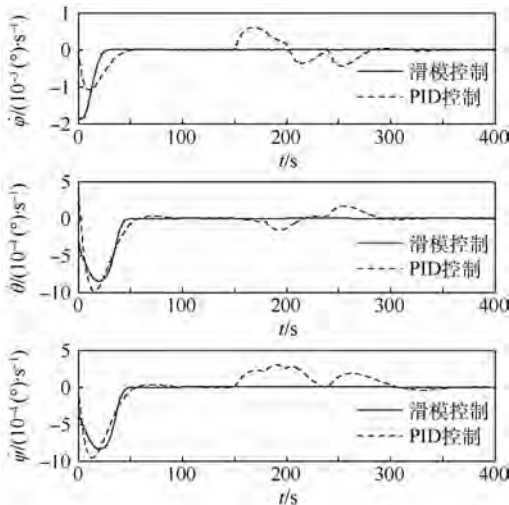


图2 Case 1故障模式下姿态角速度响应曲线

Fig. 2 Attitude angular velocity response under Case 1 fault mode

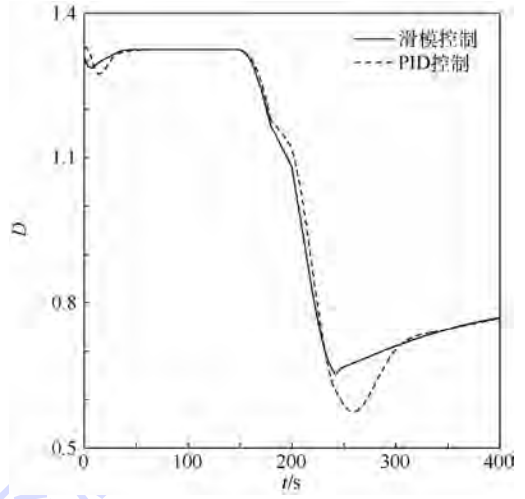


图3 Case 1故障模式下奇异度测量

Fig. 3 Singularity measurement under Case 1 fault mode

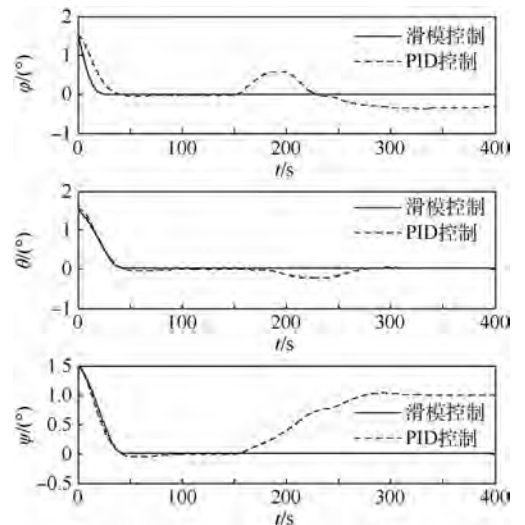


图4 Case 2故障模式下姿态角响应

Fig. 4 Attitude angle response under Case 2 fault mode

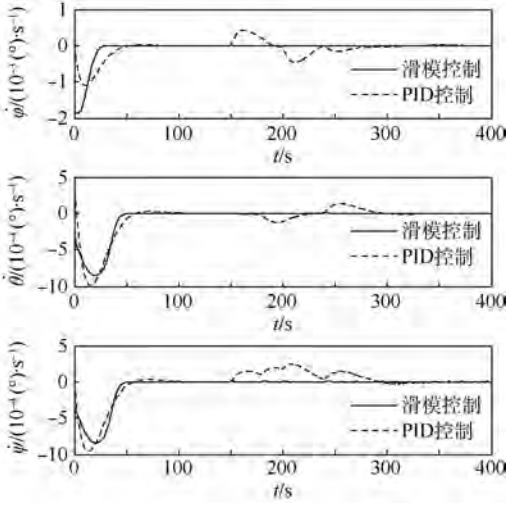


图 5 Case 2 故障模式下姿态角速度响应曲线  
Fig. 5 Attitude angular velocity response under Case 2 fault mode

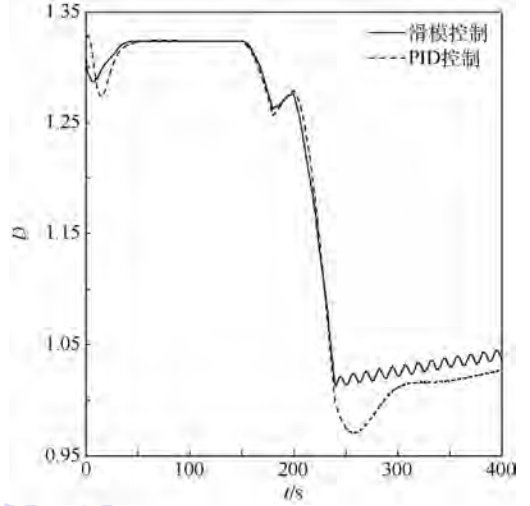


图 6 Case 2 故障模式下奇异度测量  
Fig. 6 Singularity measurement under Case 2 fault mode

故障为时变随机型乘性故障, PID 控制下的航天器姿态在故障发生之后会逐渐偏离平衡状态, 航天器失稳, 而控制律式 (25) 能够使得航天器在故障发生前后姿态基本保持不变, 同样表现出对这种时变随机乘性故障较强的鲁棒性。而图 3 和图 6 共同表明, 无论发生哪种故障, 无论 PID 控制或控制律式 (25), 故障发生时刻, 陀螺的奇异值都会发生明显的改变, 这代表了控制器对故障

的反应会使得框架角迅速改变, 因此奇异值也有一个快速变化, 但始终没有奇异。

### 3.2 四棱锥构型

选用航天器参数、初始姿态角、轨道高度以及环境干扰力矩同 3.1 节。采用的陀螺构型为四棱锥构型, 即陀螺个数为 5, 陀螺的标称角动量  $h_0 = 200 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 。横向矩阵  $A_t$  为<sup>[19]</sup>

$$A_t = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & -\cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 & -\sin \delta_5 \\ \sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & -\sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 & \cos \delta_5 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

式中:  $\beta = 68.7^\circ$ 。

控制器参数设置为:  $k = 2, c_0 = 0.5, \varepsilon_0 = 0.5, c_1 = 10$ , 自适应控制参数积分初值同 3.1 节。

**Case 3** 假设存在陀螺在工作初期发生失效故障, 故障参数为

$$\begin{cases} e_1 = 0.7 & t > t_1 \\ e_4 = 0.5 & t > t_4 \\ e_i = 0.7 + 0.15\text{rand}(t) + 0.1\sin(0.5t + 0.2i\pi) & t > t_i \quad i = 2, 3, 5 \\ f_i(t) = -0.01 & t \geq t_i \end{cases} \quad (30)$$

式中:  $t_1 = 0 \text{ s}; t_2 = 20 \text{ s}; t_3 = 100 \text{ s}; t_4 = 130 \text{ s}; t_5 = 200 \text{ s}$ 。

图 7 和图 8 表明针对四棱锥构型的陀螺, 即使存在陀螺完全失效故障且存在陀螺工作初期出现故障, 本文设计控制律仍能保证航天器在 50 s 左右实现姿态稳定, 这说明控制律式 (25) 对故

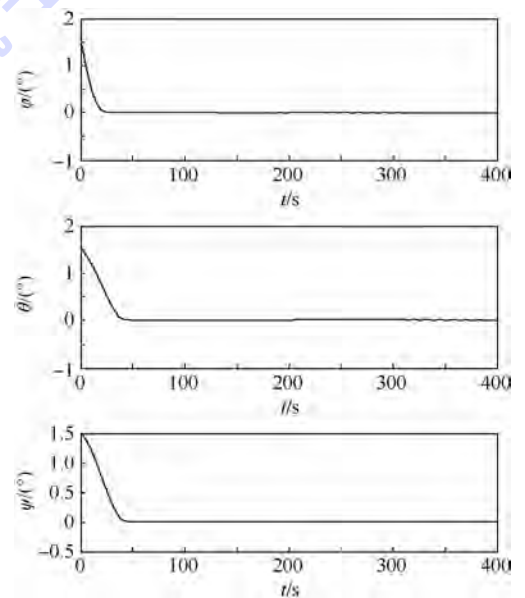


图 7 Case 3 故障模式下姿态角响应曲线  
Fig. 7 Attitude angle response under Case 3 fault mode

障具有较好的鲁棒性。图9的奇异值测量曲线虽然有波动,但是都为正值,这表明整个过程中,陀螺框架角运动不会到达奇异状态。

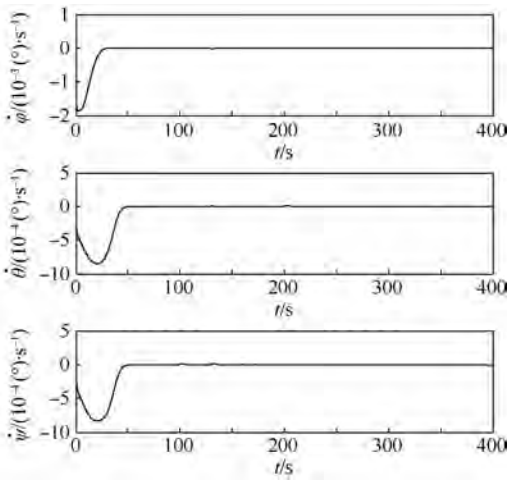


图8 Case 3故障模式下姿态角速度响应曲线

Fig. 8 Attitude angular velocity response under Case 3 fault mode

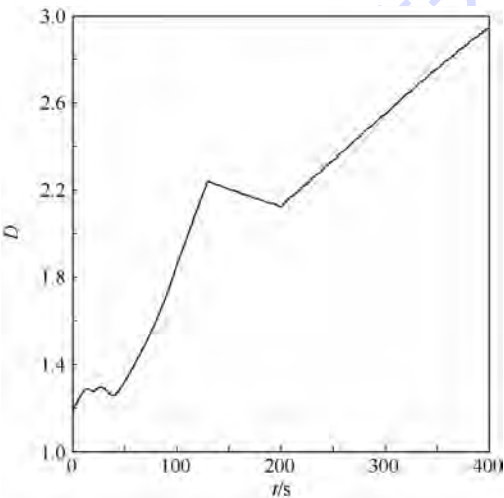


图9 Case 3故障模式下奇异度测量

Fig. 9 Singularity measurement under Case 3 fault mode

## 4 结论

本文针对以 SGCMGs 为执行机构的航天器,在执行机构存在故障的情况下,设计了基于滑模控制理论的被动容错控制算法,并通过 MATLAB/Simulink 进行了数值仿真验证。该算法具有以下特点:

1) 通过自适应参数对陀螺故障信息及干扰进行实时估计,从而在未知故障和干扰先验信息时,能够对航天器的姿态进行稳定控制。

2) 该算法适用于任意构型 SGCMGs 的部分失效模式。

3) 该算法将陀螺框架转速直接作为控制量,

更适用于工程实际。

4) 本文设计的滑模控制律虽然以 SGCMGs 为背景进行设计,但是由于陀螺的动力学特性与飞轮相似,本文设计控制器同样适用于以飞轮为执行机构的航天器容错控制。

为了进一步提高控制律的工程应用价值,如何修正控制器使得其能适用于陀螺框架转速受限的情况是下一步需要做的工作。

## 参考文献 (References)

- [1] 葛建华,孙优贤.容错控制系统的分析与综合[M].杭州:浙江大学出版社,1994:5-12.  
GE J H, SUN Y X. Analysis and synthesis of fault-tolerant control systems[M]. Hangzhou: Zhejiang University Press, 1994: 5-12 (in Chinese).
- [2] 姜斌,冒泽慧,杨浩,等.控制系统的故障诊断与故障调节[M].北京:国防工业出版社,2009:1-6.  
JIANG B, MAO Z H, YANG H, et al. Fault diagnosis and fault accommodation for control systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 1-6 (in Chinese).
- [3] HU Q L, XIAO B, ZHANG Y M. Robust fault tolerant attitude stabilization control for flexible spacecraft under partial loss of actuator effectiveness[C] // 2010 Conference on Control and Fault Tolerant Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 263-268.
- [4] JIANG Y, HU Q L, MA G F. Adaptive backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures[J]. ISA Transactions, 2010, 49 (1): 57-69.
- [5] JIN J, KO S, RYOO C K. Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16 (10): 1250-1258.
- [6] XIAO B, HU Q L, ZHANG Y M, et al. Fault-tolerant tracking control of spacecraft with attitude-only measurement under actuator failures[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 838-849.
- [7] 管宇.卫星姿态控制系统的鲁棒容错控制研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006:30-46.  
GUAN Y. Research on fault diagnosis and fault-tolerant control of satellite attitude control system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006: 30-46 (in Chinese).
- [8] 贾庆贤,张迎春,陈雪芹,等.卫星姿态控制系统故障重构观测器设计[J].宇航学报,2016,37(4):442-450.  
JIA Q X, ZHANG Y C, CHEN X Q, et al. Observer design for fault reconstruction in satellite attitude control system[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 442-450 (in Chinese).
- [9] CAI W C, LIAO X H, SONG D Y. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(5): 1456-1463.
- [10] JIN L, XU S J. Fault tolerant attitude control for small satellites using single gimbal control moment gyros and magnetic torquers[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 28(3): 1-12.

- [11] ZHANG A H, HU Q L, ZHANG Y M. Observer-based attitude control for satellite under actuator fault [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015;38(4):806-811.
- [12] YAN R D, ZHONG W. Disturbance observer-based attitude control of spacecraft with single-gimbal control moment gyros [C]// *Proceeding of the 11th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 3107-3111.
- [13] 欧阳高翔,倪茂林,孙承启,等. 航天器的故障建模于应用 [J]. *航天控制*, 2011, 29(5):22-29.  
OUYANG G X, NI M L, SUN C Q, et al. The fault modeling and application to aerospace engineering [J]. *Aerospace Control*, 2011, 29(5):22-29 (in Chinese).
- [14] 史荣昌,魏丰. 矩阵分析 [M]. 北京:北京理工大学出版社, 2010:168-187.  
SHI R C, WEI F. *Matrix analysis* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2010:168-187 (in Chinese).
- [15] WIE B. Singularity analysis and visualization for single-gimbal control moment gyro systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(2):271-282.
- [16] WIE B. Singularity escape/avoidance steering logic for control moment gyro systems [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(5):948-958.
- [17] 张爱华,霍星. 航天器执行机构姿态容错控制 [M]. 北京:科学出版社, 2015:53-58.  
ZHANG A H, HUO X. *Actuator attitude fault tolerant control for spacecraft* [M]. Beijing: Science Press, 2015:53-58 (in Chinese).
- [18] 李力文,周军,黄河,等. 附加框架角速度的SGCMG操纵律设计 [J]. *宇航学报*, 2014, 35(1):69-75.  
LI L W, ZHOU J, HUANG H, et al. Steering law design for SGCMG system based on appending gimbal rates [J]. *Journal of Astronautics*, 2004, 35(1):69-75 (in Chinese).
- [19] 张锦江. 单框架控制力矩陀螺系统的构型分析和对比研究 [J]. *中国空间科学技术*, 2003(3):52-56.  
ZHANG J J. Research on configuration analysis and comparison of SGCMG system [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2003(3):52-56 (in Chinese).

## 作者简介:

张福桢 男,硕士研究生。主要研究方向:航天器姿态动力学及控制。

金磊 女,博士,副教授。主要研究方向:航天器姿态动力学及控制。

## Sliding-mode fault-tolerant attitude control for spacecraft using SGCMGs

ZHANG Fuzhen, JIN Lei\*

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

**Abstract:** Based on sliding-mode control and adaptive control, the passive fault-tolerant attitude control problem of rigid spacecraft using single gimbal control moment gyros (SGCMGs) was studied. First, the system mathematical model with fault of the speed of gyro framework was established. Then, a fault-tolerant controller, based on sliding-mode control theory, was designed to control the speed of gyro framework while an adaptive control law was employed in the controller to estimate the fault and disturbance message. Thus, it can achieve the attitude stability control with strong robustness in both defective and trouble-free cases, without knowing the prior information of the fault and disturbance. Finally, the simulation results of different fault modes of two configurations of SGCMGs verify the effectiveness and feasibility of this method.

**Keywords:** spacecraft; single gimbal control moment gyros (SGCMGs); fault-tolerant control; sliding-mode control; adaptive control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0271

# 基于人机合作的无人机实时航迹规划

张帅<sup>1</sup>, 李学仁<sup>1,\*</sup>, 张鹏<sup>1</sup>, 张建业<sup>2</sup>, 白晗<sup>3</sup>, 赵晓林<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 科研部, 西安 710051;

3. 空军哈尔滨飞行学院 理论训练系, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对复杂多变的战场环境, 无人机(UAV)在执行任务遇到突发威胁时, 提出了一种人机合作的实时航迹规划方法。由人决策和分析威胁信息, 给出规避方向和任务紧急程度, 无人机据此采用模糊推理的方法, 自主解算得到引导点的位置, 牵引无人机改变航向, 规避突发威胁。仿真结果表明, 采用人机合作的实时航迹规划可以将人的智能决策和无人机的快速计算能力有机结合起来, 规划更加优化的航迹, 能动态调整引导点的位置, 可根据任务的紧急程度灵活选择规避路径。

**关键词:** 无人机(UAV); 人机合作; 航迹规划; 突发威胁; 引导点

**中图分类号:** V279

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)04-0814-09

无人机(UAV)航迹规划是一个综合性的优化问题, 考虑因素多, 涉及面广。在以往的一些文献中, 对于无人机航迹规划, 主要基于自主规划展开研究<sup>[1-4]</sup>, 通常考虑将无人机视为高度智能的人工智能体, 在面对突发威胁时, 无人机自主进行决策, 规划逃避威胁的路径。航迹规划是一个NP-hard问题<sup>[5]</sup>, 将需要巨大的计算量和占据大量的内存, 耗时并且效率不高, 当规划空间复杂时, 采用自主航迹规划有可能失效, 因为机器只能按照指定的程序规划, 无法完全实现根据环境变化而动态调整。因而, 考虑引入人的智慧, 通过人与无人机合作, 实现人在回路的航迹规划。人具有强大的思维能力和指挥决策能力, 人可以通过自己的认知能力和直观的判断更加快速地做出正确的判断, 可以适时根据环境的变化做出调整。

目前, 国内外学者对人和人工智能机器如何进行合作, 更好地完成任务进行了深入的研究, 并

发表了大量的研究成果<sup>[6-12]</sup>。陈军等<sup>[11]</sup>研究了人对无人机的干预方式, 采用分层干预策略, 满足不同层次的决策需求。Cummings<sup>[12]</sup>和史美萍<sup>[13]</sup>等对无人机协同路径规划也展开了研究, 人在规划中所充当的角色是通过直观判断增加或删除航路点实现对路径的修正。任鹏和高晓光<sup>[14-15]</sup>利用人的智慧和综合判断能力, 选出最优航迹, 在遇到突发威胁时, 由人设置重规划的起始点和终止点。谭雁英<sup>[16]</sup>提出通过人机交互界面在理想位置设定子目标点, 引导无人机重规划航迹从而规避突发威胁。Sun和Cai<sup>[17]</sup>提出由人对突发威胁的危险性进行评估, 采用云模型解算得到引导点, 从而启发A\*算法寻优得到规避路径。这些研究的侧重点主要集中于人机交互的机制或控制权限的决策分配上, 或者在航迹规划中, 通过人手动地在操作界面上删除或增加航路点以改变航迹。但对于人如何真正地参与到航迹规划之中, 实现人在回

收稿日期: 2016-04-07; 录用日期: 2016-06-20; 网络出版时间: 2016-10-10 08:59

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0859.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61503405); 航空科学基金(20145596024)

\* 通讯作者: E-mail: lixueren@126.com

**引用格式:** 张帅, 李学仁, 张鹏, 等. 基于人机合作的无人机实时航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 814-822.  
ZHANG S, LI X R, ZHANG P, et al. UAV real-time path planning based on human-machine cooperation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 814-822 (in Chinese).

路动态调整航迹,既充分发挥人的决策和判断能力,又充分利用计算机的高效快速计算性能,还处于探索阶段,需要进一步的研究。

## 1 问题描述

如图1所示,当无人机按预先规划的静态航迹飞行到某处时,探测到突发威胁,如果按照无人机自主航迹规划方法,将根据设定的目标函数机械地规划得到最优航迹,如航迹2所示。虽然从规划的结果来看,航迹2可以成功规避突发威胁,航程最短,并且不会进入其他威胁的区域,但是航迹2经过的区域属于威胁密集区域,危险系数增大,如果在飞行途中再次遭遇其他突发威胁,无人机若想重规划一条经过无威胁区域的航迹将非常困难。由于人可以从全局了解掌握威胁环境,设想由人对当前威胁态势做出判断,向无人机发送指令“向左转弯”,无人机将根据人的指令,重新规划航迹,在任务完成时间和燃油消耗允许的范围之内,规划得到航迹1。

本文所采用的思路是由人和无人机合作进行航迹规划,将人的经验知识和智能决策融入到航迹规划中,利用人的认知能力,对威胁态势做出判断,给出规避突发威胁的方向,并对当前任务的紧急程度进行判断,无人机将根据人推理决策得到的信息,采用模糊控制的方法自主解算得到引导点,引导航迹进行修正,实现对突发威胁的规避。人只需提供决策信息,具体实施仍由计算机来做,避免了人直接添加删除航路点或直接设置实时规划的起始点和终止点时的随意性,受人工作状态和主观判断影响较大,在人疲劳状态,容易引起误操作。

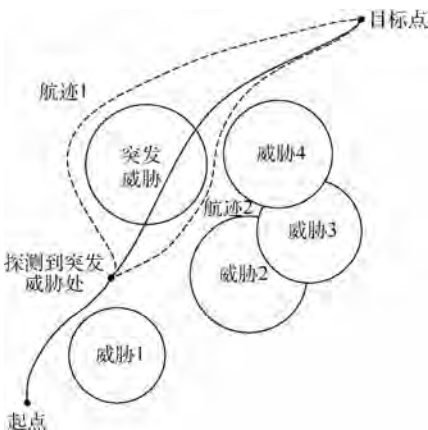


图1 自主航迹规划与人机合作航迹规划方向选择示意图

Fig.1 Schematic diagram of direction selection between autonomous path planning and human-machine cooperative path planning

## 2 航迹规划建模

### 2.1 规划空间

本文主要围绕在飞行过程中,无人机探测到突发威胁,针对如何实时规划航迹,实现对突发威胁的规避展开研究。假定飞机在遇到突发威胁之前已到达预定高度,处于巡航阶段,航迹规划暂且只考虑二维水平面规划。威胁模型采用等效圆来表示:

$$(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 \leq r_j^2 \quad (1)$$

式中: $(x, y)$ 为无人机当前位置; $(x_j, y_j)$ 为第 $j$ 个威胁的中心坐标; $r_j$ 为威胁作用半径。

### 2.2 无人机自身约束条件

无人机自身约束条件主要考虑最大转弯角、最小步长、最大航程和最小转弯半径等因素。

### 2.3 代价函数

代价函数定义为

$$\min J_i = \min(w_1 J_{1,i} + w_2 J_{2,i}) \quad (2)$$

式中: $w_1, w_2$ 为权重系数; $J_{1,i}$ 为第 $i$ 个航迹节点到目标点 $(x_g, y_g)$ 的距离代价,定义如下:

$$J_{1,i} = \sqrt{(x_i - x_g)^2 + (y_i - y_g)^2} \quad (3)$$

$J_{2,i}$ 为第 $i$ 个航迹节点的威胁代价,定义如下:

$$J_{2,i} = \sum_{j=1}^M e^{-\lambda_j [(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2]} \quad (4)$$

其中: $\lambda_i$ 为调节系数; $M$ 为威胁的总个数。

假设整条航迹共由 $N$ 段航迹组成,则共有 $N+1$ 航迹节点。严格意义上说,整条航迹的威胁代价应为 $N$ 段航迹威胁强度的积分累加和,为简化方便,当步长取较小值时,用 $N+1$ 个航迹节点的威胁代价累加求平均值作为整条航迹的威胁代价:

$$J = \frac{1}{N+1} \sum_{i=1}^{N+1} J_{2,i} \quad (5)$$

### 2.4 航迹节点扩展

航迹节点的扩展方式采用如下方法:

$$\begin{cases} x_{i+1} = x_i + l \cos(\psi_{i+1}^{\text{best}}) \\ y_{i+1} = y_i + l \sin(\psi_{i+1}^{\text{best}}) \end{cases} \quad (6)$$

$$l = V_0 \Delta t \quad (7)$$

$$\psi_i^{\text{best}} - \varphi_{\max} \leq \psi_{i+1}^{\text{best}} \leq \psi_i^{\text{best}} + \varphi_{\max} \quad (8)$$

式中: $(x_{i+1}, y_{i+1})$ 表示下一航迹节点; $l$ 为扩展步长; $V_0$ 为巡航速度; $\Delta t$ 为无人机探测信息更新的时间间隔。通过每次找到最佳航向角 $\psi_{i+1}^{\text{best}}$ ,从而确定下一个航迹节点。而最佳航向角 $\psi_{i+1}^{\text{best}}$ 的确定采用下述方法:以当前位置 $P(x_i, y_i)$ 为圆心,步长 $l$ 为半径做圆,根据最大转弯角 $\varphi_{\max}$ 的限制,得到如图2所示的扇形区域,当前速度方向如 $V_i$ 所

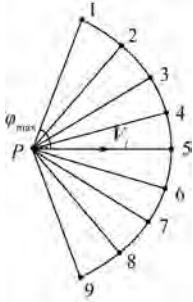


图2 航迹节点扩展示意图

Fig. 2 Schematic diagram of path nodes extension

示,然后在圆弧上等距取  $N$  个点,分别计算这  $N$  个点的代价,代价最小的点的方位角即为最佳航向角  $\psi_{i+1}^{best}$ 。

### 2.5 引导点设置

如图3所示,当无人机在  $A$  点探测到突发威胁  $O$ ,操作员根据当前遇到的威胁状况和整个战场环境对威胁态势做出判断,然后向无人机发送规避方向的指令,向左或向右转弯。通过设置引导点,牵引无人机改变航向,规避突发威胁。引导点位置的确定,对于无人机规避突发威胁非常重要。无人机在执行任务时,如果任务紧急,通常要求无人机能尽快到达目标点。若引导点距离威胁源较近时,虽然航程减小,完成任务时间缩短,但受威胁的概率增加;若引导点距离威胁源较远时,虽然受威胁的概率减小,但航程增大,完成任务时间延长。所以,需要在安全性和航程之间做出平衡,合理确定引导点与威胁之间的距离,使无人机既能安全地规避突发威胁又能使航程代价较小。

引导点需要与突发威胁保持一定的距离,保证无人机沿规划航迹飞行的安全。如图3所示,连接遭遇突发威胁点  $A$  和目标点  $G$ ,由威胁源中心点向  $AG$  引垂线,  $BC$ 、 $DE$  与威胁区域相切,确定引导点即在垂线上与  $BC$  或  $DE$  相距为  $d$  的位置,如图3中左引导点  $P_l$  或右引导点  $P_r$  所示,下面将主要对距离  $d$  的确定进行阐述。

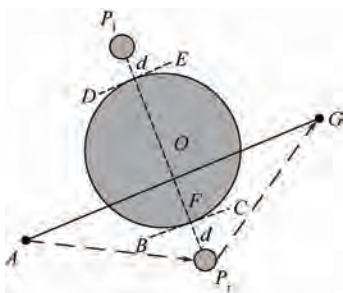


图3 引导点与突发威胁之间的几何关系

Fig. 3 Geometric relationship between guide point and unexpected threat

## 3 模糊推理

在之前的一些研究人机合作航迹规划的文献中,对于无人机遭遇突发威胁的规避,提出的方法是在人机交互的界面上通过鼠标点击,鼠标点击的位置即为引导点的位置。这种方法具有很大的随意性,受人的工作状态影响较大,容易导致误操作。基于此,本文采用了一种模糊推理的方法,将人的经验知识和认知判断能力融入到推理模型中,把无法用精准数学模型描述的人的经验知识用模糊集合表达,通过计算机解算得到引导点相距威胁边界距离  $d$ 。既能充分利用人的高度智能,又可以有效地克服人的误操作和随意性。

由于机器无法识别任务的重要性,不能对任务的紧急程度进行判断,因而借助人,给出任务紧急程度的描述。而人们在描述任务时,通常会采用非常紧急、紧急、不紧急等模糊性语言描述,无法用精确的数值进行量化,而模糊推理正是将这类不精确的、模糊的语言描述,通过一定的规则,与精确的数值表达建立联系。通过借助模糊数学,为每一个描述性元素建立其对应的模糊集合。这个模糊集合采用隶属函数刻画。

### 3.1 隶属函数

每个元素对应的模糊集合是通过隶属函数来表征的。无人机被雷达探测的概率将影响无人机的安全性。当无人机在执行任务时,任务越紧急,则要求无人机越快到达指定目标点。此时,在无人机速度一定的情况下,规划航迹的总航程应越短,所以操作员对任务的紧急程度的判断将影响航程。另外还需要考虑无人机自身约束,所以,确定模糊推理的输入量为无人机被雷达探测的概率、任务的紧急程度、与威胁边界的夹角,输出量为引导点与威胁之间距离  $d$ 。确定它们的隶属函数如下:

1) 无人机被雷达探测概率  $p$ :对于每种类型的雷达,其工作效率和对目标的探测概率是不一样的,因而对无人机具有不同的杀伤效果。通过传感器网络,可以对敌方不同的雷达参数信息进行搜集统计,从地面控制站获取相关信息。所以,对于雷达探测概率,可以根据经验知识,采用 Gauss 函数和 Sigmoid 函数相结合,建立其隶属函数如图4(a)所示。将无人机被雷达探测的概率  $p$  设为  $[0,1]$  之间,定义模糊子集为很大(VB)、一般(MB)、较小(S)。

2) 任务紧急程度  $\eta$ :由于无人机在执行任务时,通常都有时间硬性要求,要在规定的时间内到

达指定目的地,所以在此,将任务的紧急程度  $\eta$  分为 $[0, 10]$ 个等级,定义模糊子集为非常紧急(VI)、紧急(MI)、不紧急(I),建立隶属函数如图4(b)所示。

3) 无人机与突发威胁之间的角度  $\theta$ : 无人机遭遇突发威胁时,其与威胁边界之间角度关系如图5所示。

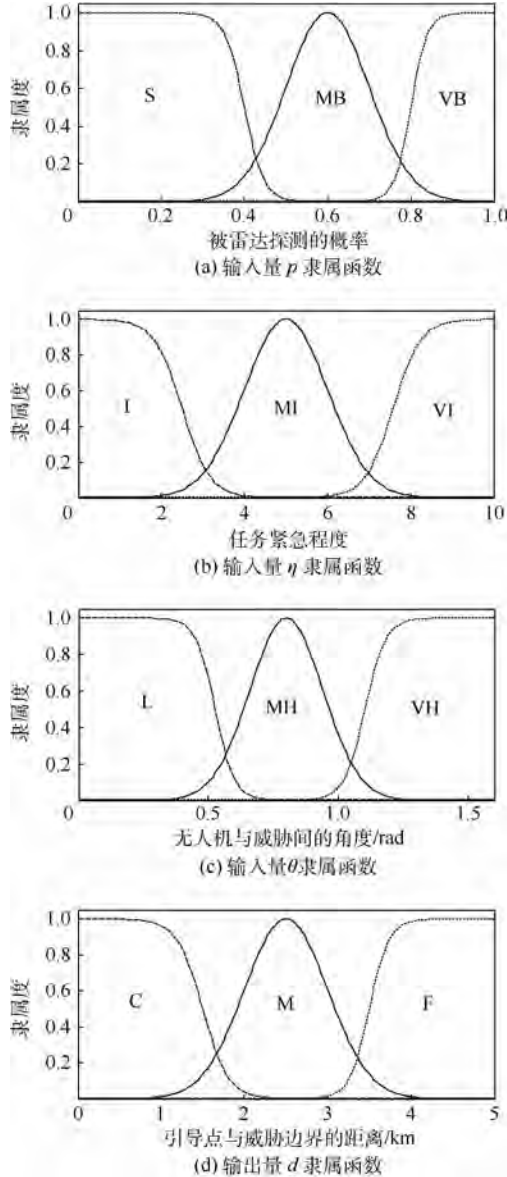


图4 输入输出隶属函数

Fig.4 Membership function of input and output

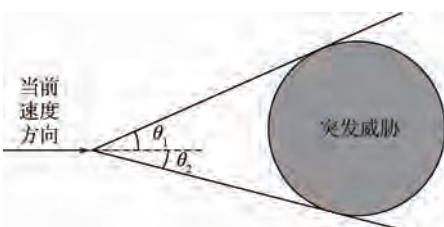


图5 无人机与威胁边界之间角度关系

Fig.5 Angle relationship between UAV and unexpected threat's border

如果与威胁边界之间的角度较大,应设置引导点距离威胁较近,以此减小航迹转弯角,避免超过无人机最大转弯角的限制;如果与威胁边界之间的角度较小,应设置引导点距离威胁较远,以此在保证满足最大转弯角限制条件下,降低危险性。由图5可知无人机与威胁边界的角度最大为 $90^\circ$ ,所以将无人机与威胁之间的角度  $\theta$  设定为 $[0, 1.6]$ rad之间,定义模糊子集为很大(VH)、一般(MH)、较小(L),建立隶属函数如图4(c)所示。

4) 引导点与威胁之间距离(输出量) $d$ : 模糊推理的输出为引导点与威胁边界的距离  $d$ ,设定  $d$  为 $[0, 5]$ km之间,定义模糊子集为远(F)、中(M)、近(C),建立隶属函数如图4(d)所示。

### 3.2 模糊规则

模糊规则采用如下语句进行描述:

If  $p$  is  $A_i$  and  $\eta$  is  $B_i$  and  $\theta$  is  $C_i$ , then  $d$  is  $D_i$

其中: $A_i$ 、 $B_i$ 、 $C_i$ 和 $D_i$ 分别为 $p$ 、 $\eta$ 、 $\theta$ 和 $d$ 所对应的在相应论域上的模糊子集。根据不同的输入状态,可以得到27条规则,每条规则对应一种输出状态,其具体对应规则如表1所示,以第1条规则为例,有

If  $p$  is  $S$  and  $\eta$  is  $I$  and  $\theta$  is  $L$ , then  $d$  is  $M$

模糊推理系统包含2种类型:一种输出量是关于输入量的函数,称之为 Sugeno 型;另一种是输出量是某一模糊集合,称之为 Mamdani 型。因为输出量  $d$  的模糊集合已知,所以采用 Mamdani 型,模糊关系的运算采用最大-最小合成<sup>[18]</sup>,则有

$$U = \bigcup_{i=1}^{27} (p \wedge \eta \wedge \theta) \circ R_i \quad (9)$$

$$R_i = (A_i \wedge B_i \wedge C_i) \rightarrow D_i = A_i \wedge B_i \wedge C_i \wedge D_i \quad (10)$$

式中: $U$ 为模糊输出的集合;“ $\wedge$ ”为取小运算符;“ $\circ$ ”为合成运算符; $R_i$ 为与第 $i$ 条规则相对应的模糊蕴涵关系。

结合表1信息,可以得到输出量 $d$ 的模糊集

表1 模糊规则

Table 1 Fuzzy rules

规则序号	输入			输出
	$p$	$\eta$	$\theta$	$d$
1	S	I	L	C
2	S	I	MH	C
3	S	I	VH	C
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
25	VB	VI	L	M
26	VB	VI	MH	C
27	VB	VI	VH	C

合。在实际应用中,需要用  $d$  的精确值,所以,需对  $d$  进行清晰化处理。

### 3.3 清晰化

采用加权平均法对模糊输出量进行清晰化处理。假设在模糊输出集合  $U$  上某处元素为  $d_i, i = 1, 2, 3$ , 与其相对应的隶属度为  $\mu_U(d_i)$ , 则

$$d = \frac{\sum_{i=1}^3 d_i \mu_U(d_i)}{\sum_{i=1}^3 \mu_U(d_i)} \quad (11)$$

得到最终输出量精确值  $d$ 。

### 3.4 规划流程

航迹规划的流程如图 6 所示。

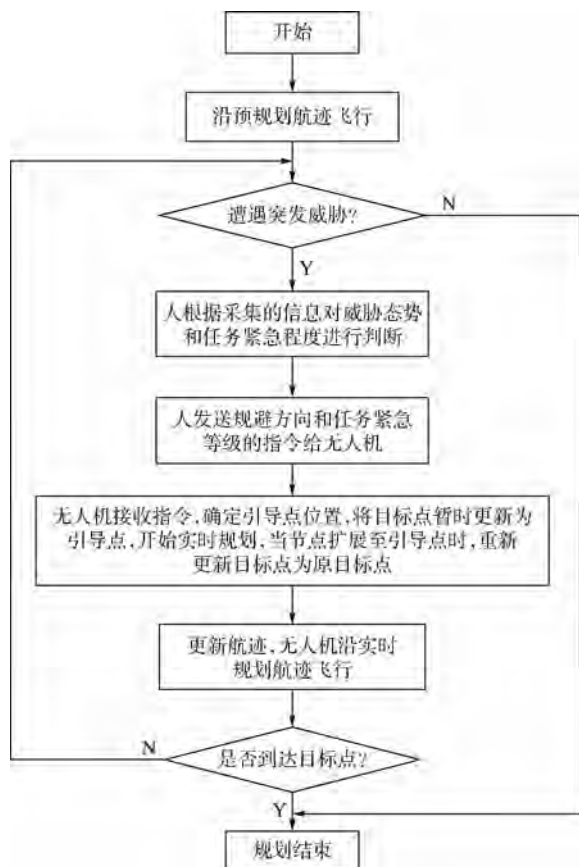


图 6 无人机航迹规划流程

Fig. 6 UAV path planning procedure

## 4 仿真实验

仿真实验在处理器为 Intel(R) Core(TM) 2 E7400, 内存为 2 GB 的 PC 机上进行, 操作系统为 Windows XP, 采用 MATLAB 编程进行仿真。规划区域为  $70 \text{ km} \times 70 \text{ km}$  的矩形区域, 无人机初始位置位于  $(5, 5) \text{ km}$  处, 目标点位于  $(60, 60) \text{ km}$  处。  $w_1 = 1 \times 10^{-3}, w_2 = 5, l = 0.4 \text{ km}$ 。无人机的雷达探测半径为  $6 \text{ km}$ , 最大转弯角  $\varphi_{\max}$  为  $60^\circ$ , 从初始

位置出发, 为无人机规划一条到目标点的最优路径。目前已探明的威胁信息如表 2 所示。

表 2 威胁具体信息

Table 2 Specific information of threats

威胁序号	中心坐标/km	作用半径/km
1	(10, 25)	6
2	(16, 32)	7
3	(36, 22)	9
4	(40, 42)	6
5	(47, 40)	6
6	(47, 46)	7
7	(50, 10)	7

### 4.1 突发威胁规避仿真

根据已掌握的环境信息, 采用自主航迹规划得到静态参考航迹如图 7 所示。由图 7 可知, 针对已掌握的航迹信息, 在未出现突发威胁的情况下, 可以得到一条较优静态规划参考航迹, 该航迹可以有效避开已知威胁, 并且航程较短。

当无人机沿预先规划的静态参考航迹飞行时, 在某时刻, 探测到一处突发威胁(敌方雷达), 经分析判断该威胁对无人机的探测概率为  $0.8$ , 突发威胁的中心位于  $(20, 20) \text{ km}$ , 作用半径为  $5 \text{ km}$ , 此时无人机位置坐标为  $(13.7, 13.7) \text{ km}$ , 经计算得到此时无人机与突发威胁右边界的角度约为  $0.6 \text{ rad}$ 。按照文献[19]的方法和本文的方法, 分别进行自主实时航迹规划和人机合作实时航迹规划。人机合作规划时, 首先由人对威胁态势进行分析。若选择从左侧进行规避, 将进入威胁密集区域, 同时受到威胁 1、威胁 2 和突发威胁影响, 所以, 此时, 人对威胁环境进行判断后, 选择向右进行规避, 将向无人机发送向右规避的指令。通过仿真, 2 种方法规划航迹如图 8 所示。

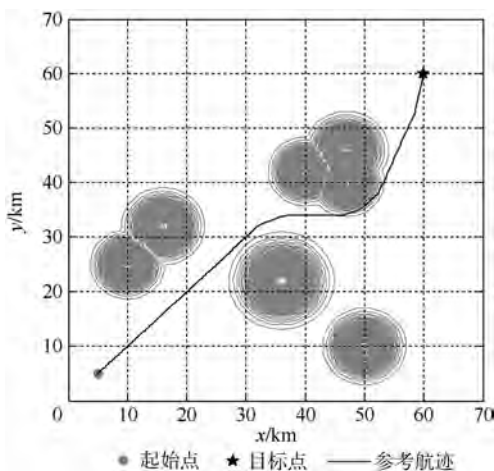


图 7 无人机自主航迹规划参考航迹

Fig. 7 UAV autonomous path planning reference path

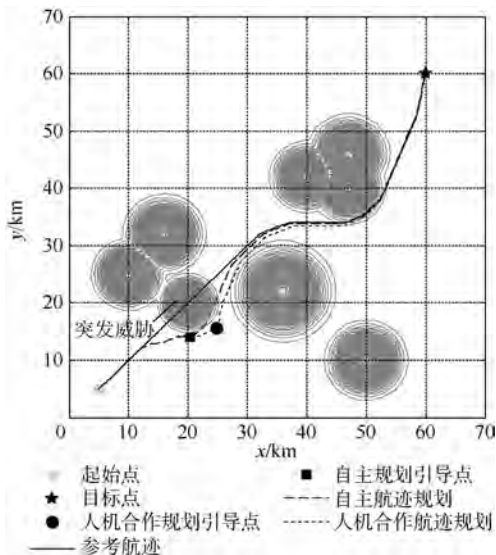


图 8 自主航迹规划与人机合作航迹规划

Fig.8 UAV autonomous path planning and human-machine cooperative path planning

终的统计结果,得到不同规划方式时航迹结果如表 3 所示。

从图 8 和表 3 可知,无人机自主实时规划得到的航迹将更加靠近突发威胁,威胁概率增加,飞行的安全性降低。人机合作航迹规划时,可以根据任务需要设置紧急程度调整引导点的位置,提高了安全性,却是以牺牲时间为代价的。而自主航迹规划时只能根据固定的规则进行规划,无法实现对子目标点的动态调整,但是,无人机自主航迹规划时间更短,时效性更好。由于此处对时间的统计没有统计人的操作反应时间和发送指令时间,如果考虑这两者的时间因素,无人机自主航迹规划将比人机合作航迹规划在时间上的优势将更大。

对航迹规划结果的评价指标进行统计,为排除随机误差的影响,试验 100 次,取平均值作为最

综合看来,这 2 种方法各有利弊,面对简单规划环境,时间要求特别紧迫,敌方雷达等威胁较小时,适宜采用无人机自主航迹规划的方法,而在面对复杂规划环境,敌方雷达等威胁较大时,适宜采用人机合作航迹规划的方法。

表 3 自主航迹规划与人机合作航迹规划引导点位置

Table 3 Position of guide point with autonomous path planning and human-machine cooperative path planning

规划方式	d/km	节点数	时间/s	总航程/km	威胁代价	引导点位置/km
自主航迹规划	1.000	208	0.953	85.996	0.443	(20.300,14.000)
人机合作航迹规划	1.403	208	1.137	86.724	0.364	(24.742,15.697)

### 4.2 不同规避方向航迹仿真

为说明人对规避方向选择的重要性,对采取不同规避方向下,无人机航迹规划进行了仿真,仿真结果如图 9 所示。

从仿真结果来看,对于突发威胁,选择右侧引

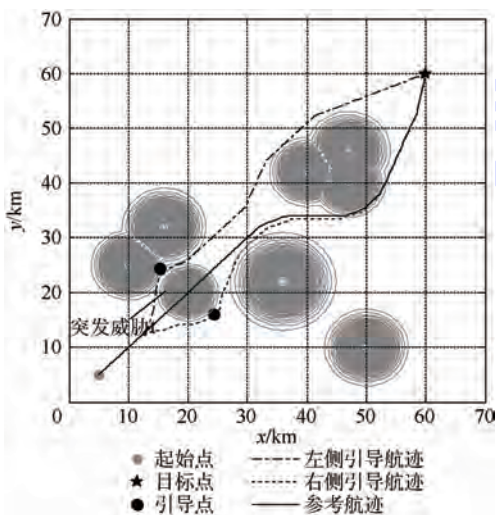


图 9 选择不同规避方向时的实时航迹规划

Fig.9 Real-time path planning when different evasion directions are chosen

导进行规避明显优于从左侧进行规避。从左侧进行规避将进入多威胁交叉作用区域,危险性明显增加。当面对突发威胁,采用无人机自主航迹规划时,由于从左、右两侧进行规避时,航向偏角相等,并且从左侧规避时,航程更短,由于无人机无法对后续将飞越区域的威胁态势进行判断,当无人机默认优先考虑航程因素进行规划时,将选择从左侧进行规避。而在加入了人这一环节时,人可以对整体环境的威胁态势进行判断,意识到从左侧规避威胁时,将进入威胁交叉区域,危险性显著提高,果断发送“向右”规避指令,无人机自主解算得到引导点,成功实现对突发威胁的规避。

为进一步说明,不同规避方向的选择对航迹规划结果的影响,选取评价航迹优劣的部分指标,进行了对比研究。对于时间的统计,只统计了计算机接到规划指令后开始到规划结束的时间,暂未考虑人的反应时间和发送指令时间。共试验 100 次,对结果进行统计,取平均值作为最终统计结果如表 4 所示。

从数据统计的结果可以看出,从左侧引导进行规避,虽然总航程较短,节点数更少,但规划

表4 不同规避方向航迹规划结果对比

Table 4 Comparison of path planning results with different evasion directions

规避方向	$d/\text{km}$	节点数	时间/s	总航程/km	威胁代价	引导点位置/km
左侧引导	1.403	185	1.121	82.404	0.595	(15.258, 24.304)
右侧引导	1.403	208	1.137	86.724	0.364	(24.742, 15.697)

时间相差小,并且威胁概率显著增加,从安全角度出发,是不利于无人机飞行的。在航程和规划时间优势并不明显的情况下,应该优先确保无人机飞行的安全,可见从右侧进行规避优于从左侧进行规避。说明,规避方向的选择将直接影响航迹规划的效果,人在这一环节扮演了重要的角色,可见,实现人机合作航迹规划,利用人的高度智能和决策判断能力,有利于得到更符合实际战场环境的航迹,有利于提高无人机飞行的安全性。

#### 4.3 不同任务紧急程度航迹仿真

为研究人对任务紧急程度的判断对航迹规划的影响,分别取不同的任务紧急程度  $\eta = 2, 5, 8$  进行航迹规划仿真,结果如图 10(a) 所示,将引导点位置局部放大如图 10(b) 所示。

对航迹规划结果的评价指标进行统计,试验 100 次,取平均值作为最终的统计结果,结果如表 5 所示。

从图 10 和表 5 中可知,人对任务紧急程度的判断将直接影响引导点与突发威胁边界距离  $d$ 。当任务紧急程度越高时,引导点距离威胁越近,无人机将选择从靠近威胁边界处绕过突发威胁,总航程减短,保证无人机尽快到达指定目标点。当任务紧急程度较低时,引导点距离威胁较远,无人机将选择从远离威胁边界处绕过突发威胁,以此降低危险性,充分保证安全。通过由人根据作战需求,对任务紧急程度作出判断,给出不同的任务等级,可以动态调整航迹。可以根据作战任务的实际情况,确定在规划时是航程优先还是安全性优先。

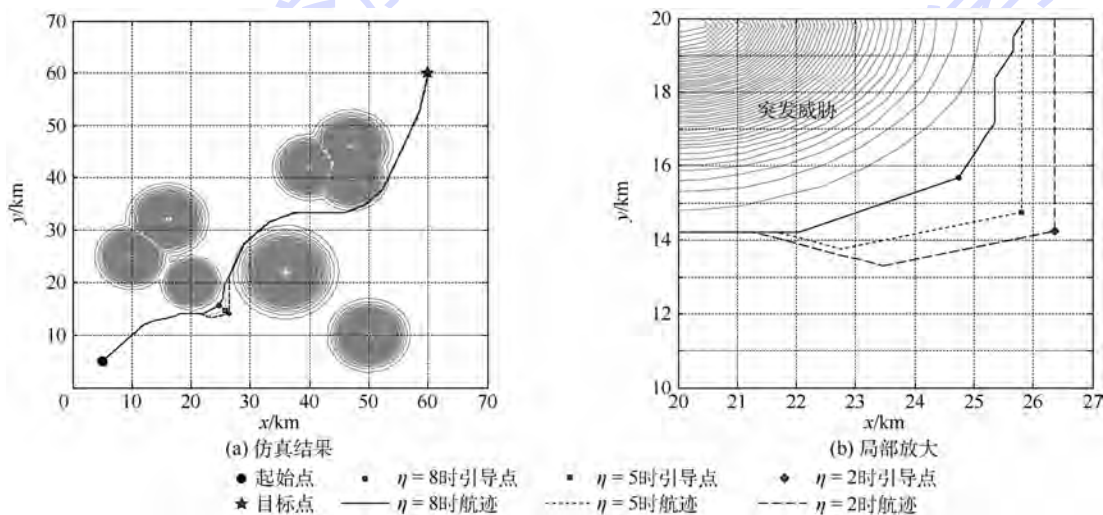


图 10 不同任务紧急程度时引导点的位置

Fig. 10 Guide point position with different task emergency levels

表5 不同任务紧急程度航迹规划结果对比

Table 5 Comparison of path planning results with different task emergency levels

任务紧急程度	$d/\text{km}$	节点数	时间/s	总航程/km	威胁代价	引导点位置/km
$\eta = 2$	3.595	215	1.144	89.447	0.307	(26.365, 14.224)
$\eta = 5$	2.833	212	1.141	88.390	0.328	(25.800, 14.736)
$\eta = 8$	1.403	208	1.137	86.724	0.364	(24.742, 15.697)

## 5 结论

1) 利用人的智慧为无人机提供决策信息,降低了无人机在规避方向选择决策上的失误。

2) 可以动态调整引导点位置,根据任务需求,选择最快到达或危险最小的航迹。

3) 本文从人机合作的角度提出一种航迹规划方法,为无人机航迹规划的研究提供了一种新的思路。

## 参考文献 (References)

- [1] 朱大奇,孙兵,李利. 基于生物启发模型的 AUV 三维自主路径规划与安全避障算法[J]. 控制与决策, 2015, 30(5): 798-806.  
ZHU D Q, SUN B, LI L. Algorithm for AUV's 3-D path planning and safe obstacle avoidance based on biological inspired model[J]. Control and Decision, 2015, 30(5): 798-806 (in Chinese).
- [2] WEN N F, SU X H, MA P J. Online UAV path planning in uncertain and hostile environments[J]. Journal of Machine Learn & Cybernetics, 2015, 8(2): 1-19.
- [3] 何平川,戴树岭. 一种改进 UAV 三维航迹实时规划算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1248-1251.  
HE P C, DAI S L. Improved 3-D real-time trajectory algorithm for UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(10): 1248-1251 (in Chinese).
- [4] 姚远,周兴社,张凯龙,等. 基于稀疏 A\* 搜索和改进人工势场的无人机动态航迹规划[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(7): 953-959.  
YAO Y, ZHOU X S, ZHANG K L, et al. Dynamic trajectory planning for unmanned aerial vehicle based on sparse A\* search and improved artificial potential field[J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(7): 953-959 (in Chinese).
- [5] ZHENG C W, LI L, XU F J, et al. Evolutionary route planner for unmanned air vehicles [J]. IEEE Transaction on Robotics, 2005, 21(4): 609-620.
- [6] HOWITT S L, RICHARDS D. The human machine interface for airborne control of UAVs[C]//2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conference and Workshop and Exhibit 2003. Reston: AIAA, 2003.
- [7] JOSE M, CANINO R, JESUS G H, et al. Human computer interactions in next-generation of aircraft smart navigation management systems; Task analysis and architecture under an agent-oriented methodological approach[J]. Sensors, 2015, 15(3): 5228-5250.
- [8] CUMMINGS M L, ANDREW C, CHRISTIN H. The role of human-automation consensus in multiple unmanned vehicle scheduling[J]. Human Factors and Ergonomics Society, 2010, 52(1): 17-27.
- [9] JEAN M H. Towards a cognitive approach to human-machine cooperation in dynamic situations[J]. Human-Computer Studies, 2001, 54(4): 509-540.
- [10] ANDREW S C, JASON C R, KIMBERLY F, et al. Innovative systems for human supervisory control of unmanned vehicles [C]//Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society 56th Annual Meeting, HFES 2012. Santa Monica, CA: Human Factors and Ergonomics Society Inc., 2012: 531-535.
- [11] 陈军,张新伟,徐嘉. 有人/无人机混合编队有限干预式协同决策[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3652-3665.  
CHEN J, ZHANG X W, XU J. Human/ unmanned-aerial-vehicle team collaborative decision-making with limited intervention [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3652-3665 (in Chinese).
- [12] CUMMINGS M L, MARQUEZ J J, ROY N. Human-automated path planning optimization and decision support[J]. Human-Computer Studies, 2012, 70(2): 116-128.
- [13] 史美萍. 基于人机协同的月球车路径规划技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2006: 20-43.  
SHI M P. Research on path planning technology for lunar rover based on the human-machine cooperation [D]. Changsha: School of National University of Defense Technology, 2006: 20-43 (in Chinese).
- [14] 任鹏,高晓光. 人机协同智能航迹规划算法[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(2): 313-319.  
REN P, GAO X G. Man-machine coordinated intelligent flight path planning algorithm [J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(2): 313-319 (in Chinese).
- [15] 任鹏,高晓光. 有限干预下的 UAV 低空突防航迹规划[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(4): 679-684.  
REN P, GAO X G. Human intervention flight path planning for UAV low-altitude penetration [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(4): 679-684 (in Chinese).
- [16] 谭雁英. 基于人机合作策略下的 SAS 算法的多无人机路径再规划[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(5): 688-692.  
TAN Y Y. Path replanning approach for multiple UAVs based on SAS algorithm under human automation collaboration [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(5): 688-692 (in Chinese).
- [17] SUN X X, CAI C. Human-machine cooperation in unmanned aerial vehicle path planning based on cloud model[J]. Automatic Target Recognition and Image Analysis, 2011, 8003(1): 554-561.
- [18] 李国勇,杨丽娟. 神经·模糊·预测控制及其 MATLAB 实现[M]. 北京:电子工业出版社, 2013: 100-112.  
LI G Y, YANG L J. Neural·fuzzy·predictive control and realization through MATLAB [M]. Beijing: Electric Industry Press, 2013: 100-112 (in Chinese).
- [19] 张帅,李学仁,张建业,等. 基于动态步长的无人机三维实时航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2745-2754.  
ZHANG S, LI X R, ZHANG J Y, et al. UAV 3D real-time path planning based on dynamic step[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2745-2754 (in Chinese).

## 作者简介:

张帅 男, 硕士研究生。主要研究方向: 无人机实时航迹规划。

李学仁 男, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 无人飞行器协同控制与作战管理。

# UAV real-time path planning based on human-machine cooperation

ZHANG Shuai<sup>1</sup>, LI Xueren<sup>1,\*</sup>, ZHANG Peng<sup>1</sup>, ZHANG Jianye<sup>2</sup>, BAI Han<sup>3</sup>, ZHAO Xiaolin<sup>1</sup>

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

2. Department of Science Research, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. Theory Training Department, Air Force Harbin Flight Academy, Harbin 150001, China)

**Abstract:** A human-machine real-time path planning strategy in complex battlefield environment is proposed when unmanned aerial vehicle (UAV) is performing tasks and encounter unexpected threats. Human undertakes the tasks of making decision and analysing threat information, and then sends the messages of direction for evading unexpected threats and emergency degree of task to UAV. UAV independently calculates the position of guide point which attracts UAV to change course, realize the evasion of unexpected threats by adopting fuzzy logic method according to the message that human provides. Simulation result shows that human-machine real-time path planning strategy combines human's intelligent decision-making and UAV's fast calculation ability, optimizes the path under the condition of complex threats, and dynamically adjusts the position of the guide point. Thus evasion path can be flexibly chosen on the basis of the emergency degree of task.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle (UAV); human-machine cooperation; path planning; unexpected threat; guide point

**Received:** 2016-04-07; **Accepted:** 2016-06-20; **Published online:** 2016-10-10 08:59

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0859.003.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0859.003.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61503405); Aeronautical Science Foundation of China (20145596024)

\* **Corresponding author.** E-mail: [lixueren@126.com](mailto:lixueren@126.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0232

# 不完全角度 CT 图像重建的模型与算法

蔺鲁萍, 王永革\*

(北京航空航天大学 数学与系统科学学院, 北京 100083)



**摘 要:** 为了提升不完全角度计算机断层成像(CT)图像的重建精度和重建效率,研究了有限角度和稀疏角度下的CT图像重建问题,提出新的全变差最小化目标函数,通过将上一步迭代重建的图像作为反馈加入到新的迭代之中,不断更新目标函数的已知项。在算法求解时,采用增广 Lagrangian 罚函数方法,将约束问题非约束化,并将之转化为等价的3个子问题,通过在交替方向上求解子问题来获得优化问题的最优解。实验结果表明,该算法重建出的图像信息完整,细节清晰,重建精度高,与 Split Bregman 算法相比,本文算法结果的相对均方误差可下降 42.1%~98.5%,条纹指标可下降 42.8%~98.5%。

**关键词:** 计算机断层成像(CT); 图像重建; 压缩感知; 全变差正则化; 增广 Lagrangian 方法

**中图分类号:** TP391; O29

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0823-08

计算机断层成像(Computed Tomography, CT)技术是指利用 X 射线穿透物体的衰减信息进行重建来获得物体断层图像的技术,该技术不但给医学诊断带来革命性的影响,还成功地应用于安检、工业无损检测等领域<sup>[1]</sup>。但在实际的应用过程中,由于受数据采集时间、辐射剂量等的约束,只能采集到不完全角度下的投影数据。不完全角度图像重建主要包含有限角度和稀疏角度 2 类问题,研究不完全角度 CT 图像重建问题,是降低 CT 扫描辐射剂量的有效手段,在实际应用中将会发挥较大的作用。

由 Candes 等<sup>[2]</sup>在 2006 年提出的压缩感知理论是一种在已知信号具有稀疏性或可压缩性的条件下,对信号数据进行采集、编解码的理论。在压缩感知理论的硬件实现方面,麻省理工学院成功研制出了 MRI RF 脉冲设备和编码孔径相机, Rice 大学研制出了单像素相机和 A/I 转换器等。

在 X 射线 CT 领域,基于迭代方法的压缩感知算法既能减少辐射剂量,又能保证图像质量<sup>[3]</sup>。

从优化的角度看,寻找最稀疏的信号表示本质上是一个  $l_0$  最小化问题,而此问题是一个 NP 难问题,为此,研究者提出了诸多具有开创性的算法,这些算法基本上都可以归类为贪婪算法<sup>[4]</sup>、 $l_1$  极小化和全变差(Total Variation, TV)最小化算法<sup>[5]</sup>。最近的研究表明,相对于贪婪算法和  $l_1$  极小化算法,TV 最小化算法在图像重建时可以更精确地保持图像的边缘细节,而这一点,在处理图像时是非常重要的。TV 最小化算法的另一个优势在于,除了可以处理稀疏的信号和图像,还可以成功处理梯度稀疏的信号和图像。

近几年,诸多学者研究了 CT 图像重建的稀疏表示模型,取得了一些重要研究成果。普遍做法是先建立合适的目标函数,然后寻找求解目标函数的快速算法。Zhu 等<sup>[6]</sup>在目标函数中加入小

收稿日期: 2016-03-24; 录用日期: 2016-09-09; 网络出版时间: 2016-10-28 15:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161028.1515.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(91538112)

\* 通讯作者: E-mail: wangyongge@buaa.edu.cn

**引用格式:** 蔺鲁萍, 王永革. 不完全角度 CT 图像重建的模型与算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 823-830.

LIN L P, WANG Y G. CT image reconstruction model and algorithm from few views [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 823-830 (in Chinese).

波变换,使得重建图像边缘更加清晰。邓露珍等<sup>[7]</sup>引入多尺度几何分析的 Contourlet 变换,提出一种基于 Countourlet 变换与分离 Bregman 相结合的算法。Nien 和 Fessler<sup>[8]</sup>将系统矩阵分为有序子集,然后采用增广 Lagrangian 方法对子集求解,提出有序-线性增广 Lagrangian (OS-LALM) 算法。后来又提出了改进的松弛-OS-LALM 算法<sup>[9]</sup>。Hao 等<sup>[10]</sup>将先验信息加入到目标函数中,提出了基于低量 CT 图像的贝叶斯重建算法。这些算法有的能较好地恢复图像的整体信息,但存在小范围的伪影。有的重建出的图像没有明显的伪影,但是降低了重建效率。

为了平衡 CT 图像重建的质量与重建效率,本文提出更新图像增广 Lagrangian (Update Image Augmented Lagrangian, UIAL) 算法。首先,提出了新的目标函数;其次,采用增广 Lagrangian 罚函数方法,将约束问题非约束化;再次,根据问题的性质,将目标函数分解为与之等价的 3 个子问题,通过在交替方向上更新迭代求解子问题,从而求得全局最优解;最后,通过计算机仿真实验,将所提出的算法应用于图像重建,并与其他算法进行对比,验证了本文算法用于 CT 图像重建时的质量和效率优势。

## 1 建立目标函数

以解方程为主的迭代算法是一类重要的 CT 图像重建算法。假设待重建图像为  $u(x, y)$ , 把图像离散化为  $N = n \times n$  的矩形区域,用单下标  $u_1, u_2, \dots, u_N$  来从左到右、从上到下标记图像像素。设在所有角度下共有  $M$  条 ( $M < N$ ) 射线穿过物体,每条射线穿过物体后得到一个投影值  $b_j$  ( $j = 1, 2, \dots, M$ )。根据射线衰减的物理性质,得到方程组:

$$\sum_{i=1}^N a_{ij} u_i = b_j \quad j = 1, 2, \dots, M \quad (1)$$

式中:  $a_{ij}$  为射线  $j$  对像素  $u_i$  的投影系数。用矩阵方程表示为

$$\mathbf{A} \mathbf{u} = \mathbf{b} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{A}$  为投影系数矩阵;  $\mathbf{b} \in \mathbf{R}^M$  为图像  $u$  的投影向量。

可以看出,不完全角度 CT 图像重建问题实际上是大型稀疏欠定方程组的求解问题。因为有效方程的数量远小于未知数的个数,所以方程组有无数个解,需要找到一个最稀疏的解。这和压缩感知技术的思想本质上是一致的,由于全变差正则化不仅能够恢复稀疏信号或图像,而且能够

成功地用于具有稀疏梯度的信号或图像,并且在保持边缘信息方面具有优势,所以可以用全变差正则化算法来描述不完全角度的 CT 图像重建问题:

$$\min_u \sum_i \|D_i u\| \quad \text{s. t. } \mathbf{A} \mathbf{u} = \mathbf{b} \quad (3)$$

式中:  $u \in \mathbf{R}^N$ ;  $D_i u \in \mathbf{R}^2$  为图像  $u$  的像素在  $i$  处的离散梯度;  $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{M \times N}$ ;  $\|\cdot\|$  为 1-范数或者 2-范数。

为了更好地利用先验信息求解此优化问题,Chen 等<sup>[11]</sup>利用代数重建 (ART) 算法和约束条件先求出先验图像,然后将重建出的先验图像加入到目标函数中,提出了先验约束压缩感知 (PICCS) 算法。其设定的目标函数为

$$\min_u \theta \|\Phi_1(u - p)\|_1 + (1 - \theta) \|\Phi_2 u\|_1 \quad (4)$$

s. t.  $\mathbf{A} \mathbf{u} = \mathbf{b}$

式中:  $p$  为先验图像;  $\Phi_1$  和  $\Phi_2$  为任意稀疏变换;  $\theta$  ( $0 < \theta < 1$ ) 为相对权重。Chen 等<sup>[11]</sup>通过 2 个独立的步骤求解此约束最小化问题:第 1 步,根据  $\mathbf{A} \mathbf{u} = \mathbf{b}$  使用 ART 算法得到先验图像  $p$ ;第 2 步,将  $p$  作为已知量加入到目标函数中,使用最速下降法最小化目标函数。2 步交替迭代,直至满足终止条件为止。

受其启发,针对不完全角度的 CT 图像重建问题,提出如下优化目标函数:

$$\min_u \sum_i [\theta \|D_i u\|_1 + (1 - \theta) \|D_i(u - p)\|_1] \quad (5)$$

s. t.  $\mathbf{A} \mathbf{u} = \mathbf{b}$

不再通过 ART 算法单独求  $p$ ,而是以上一步迭代得到的重建图像代之,不断更新目标函数。重建时将目标函数和约束条件一起考虑,采用罚函数中的增广 Lagrangian 方法<sup>[12]</sup>求解。

## 2 增广 Lagrangian 方法交替求解

### 2.1 增广 Lagrangian 函数

对于等式约束问题:

$$\min_x f(x) \quad \text{s. t. } c(x) = 0 \quad (6)$$

式中:  $c$  为一个向量值函数;  $f$  和  $c_i$  对于所有的  $i$  都是可微的。用增广 Lagrangian 方法将其变为无约束问题:

$$\min_x L_A(x, \lambda; \mu) = f(x) - \lambda^T c(x) + \frac{\mu}{2} c(x)^T c(x) \quad (7)$$

式中:  $L_A(x, \lambda; \mu)$  被称为增广 Lagrangian 函数。

可用迭代的方法解决增广 Lagrangian 函数最小化问题。假设第  $k$  次迭代估计为  $\lambda_k$  和  $\mu_k > 0$ , 通过

$$\lambda_{k+1} = \lambda_k - \mu_k c(\mathbf{x}_{k+1}) \quad (8)$$

来更新乘子<sup>[13]</sup>。

针对本文提出的模型式(5),可以将之等价变形为

$$\min_{\mathbf{u}, \mathbf{w}_i, \mathbf{z}_i} \sum_i \theta \|\mathbf{w}_i\|_1 + (1 - \theta) \|\mathbf{z}_i\|_1$$

s. t.  $\mathbf{A}\mathbf{u} = \mathbf{b} \quad \mathbf{D}_i \mathbf{u} = \mathbf{w}_i \quad \mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) = \mathbf{z}_i \quad (9)$

该模型相应的增广 Lagrangian 函数为

$$L_A(\mathbf{w}_i, \mathbf{z}_i, \boldsymbol{\mu}) = \sum_i \left[ \theta \|\mathbf{w}_i\|_1 - \mathbf{v}_i^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_i) + \frac{\beta}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_i\|_2^2 \right] + \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|\mathbf{z}_i\|_1 - \boldsymbol{\zeta}_i^T [\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i] + \frac{\beta}{2} \|\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i\|_2^2 \right\} - \boldsymbol{\lambda}^T (\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}) + \frac{\boldsymbol{\mu}}{2} \|\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}\|_2^2 \quad (10)$$

由于式(10)仍然是凸优化问题,由全局收敛定理知,增广 Lagrangian 方法仍然能保证解的收敛性。设  $\mathbf{u}_k, \mathbf{w}_{i,k}, \mathbf{z}_{i,k}$  代表第  $k$  次迭代的最优解。通过

$$\mathbf{v}_{i,k+1} = \mathbf{v}_{i,k} - \boldsymbol{\beta}_k (\mathbf{D}_i \mathbf{u}_k - \mathbf{w}_{i,k}) \quad (11)$$

$$\boldsymbol{\zeta}_{i,k+1} = \boldsymbol{\zeta}_{i,k} - \boldsymbol{\beta}_k [\mathbf{D}_i(\mathbf{u}_k - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}] \quad (12)$$

$$\lambda_{k+1} = \lambda_k - \mu_k (\mathbf{A}\mathbf{u}_k - \mathbf{b}) \quad (13)$$

来更新乘子。

求解时,将 Lagrangian 函数  $L_A(\mathbf{w}_i, \mathbf{z}_i, \boldsymbol{\mu})$  的极小化问题转化为3个子问题,通过在交替方向上求解子问题<sup>[14]</sup>,进而得到第  $k+1$  次迭代的最优解  $\mathbf{u}_{k+1}$ 。

### 2.2 u-子问题

在得到  $\mathbf{w}_{i,k}, \mathbf{z}_{i,k}, \mathbf{p}$  之后,通过

$$\min_{\mathbf{u}} L_A(\mathbf{w}_{i,k}, \mathbf{z}_{i,k}, \mathbf{u}) = \sum_i \left[ \theta \|\mathbf{w}_{i,k}\|_1 - \mathbf{v}_{i,k}^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_{i,k}) + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_{i,k}\|_2^2 \right] + \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|\mathbf{z}_{i,k}\|_1 - \boldsymbol{\zeta}_{i,k}^T [\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}] + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}\|_2^2 \right\} - \boldsymbol{\lambda}_k^T (\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}) + \frac{\boldsymbol{\mu}_k}{2} \|\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}\|_2^2 \quad (14)$$

来求解  $\mathbf{u}_{k+1}$ 。此优化问题等价于  $\mathbf{u}$ -子问题<sup>[15]</sup>:

$$\min_{\mathbf{u}} Q_k(\mathbf{u}) = \sum_i \left[ -\mathbf{v}_{i,k}^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_{i,k}) + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_{i,k}\|_2^2 \right] + \sum_i \left\{ -\boldsymbol{\zeta}_{i,k}^T [\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}] + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}\|_2^2 \right\} - \boldsymbol{\lambda}_k^T (\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}) + \frac{\boldsymbol{\mu}_k}{2} \|\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}\|_2^2 \quad (15)$$

易见,  $Q_k(\mathbf{u})$  是一个二次函数,可以利用最速下降法求解  $Q_k(\mathbf{u})$  最小化问题

$$\mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{u}_k - \alpha_k \mathbf{d}_k \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{d}_k = \mathbf{d}_k(\mathbf{u}_k)$  为  $Q_k(\mathbf{u})$  的梯度。

$$\mathbf{d}_k(\mathbf{u}) = \sum_i [\boldsymbol{\beta}_i \mathbf{D}_i^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u} - \mathbf{w}_{i,k}) - \mathbf{D}_i^T \mathbf{v}_{i,k}] + \sum_i \{ \boldsymbol{\beta}_i \mathbf{D}_i^T [\mathbf{D}_i(\mathbf{u} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}] - \mathbf{D}_i^T \boldsymbol{\zeta}_{i,k} \} + \boldsymbol{\mu}_k \mathbf{A}^T (\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{b}) - \mathbf{A}^T \boldsymbol{\lambda}_k \quad (17)$$

由于  $\mathbf{w}_{i,k}, \mathbf{z}_{i,k}$  等参数是上一次迭代的最优解,不能保证全局最优,所以采用一步最速下降法来逼近  $Q_k(\mathbf{u})$  的最优解。

在迭代时,利用 BB 方法<sup>[16]</sup>来选择步长  $\alpha_k$ 。根据式(18)或者式(19)计算出  $\alpha_k$ 。

$$\alpha_k = \frac{\mathbf{s}_k^T \mathbf{s}_k}{\mathbf{s}_k^T \mathbf{y}_k} \quad (18)$$

$$\alpha_k = \frac{\mathbf{s}_k^T \mathbf{y}_k}{\mathbf{y}_k^T \mathbf{y}_k} \quad (19)$$

式中:  $\mathbf{s}_k = \mathbf{u}_k - \mathbf{u}_{k-1}; \mathbf{y}_k = \mathbf{d}_k(\mathbf{u}_k) - \mathbf{d}_k(\mathbf{u}_{k-1})$ 。然后检验  $\alpha_k$  是否满足 Armijo 准则。如果  $\alpha_k$  不满足 Armijo 条件,则需要通过式(20)来减小步长 ( $0 < \rho < 1$ ),直到满足条件为止。

$$\alpha_k = \rho \alpha_k \quad (20)$$

### 2.3 w-子问题

在得到  $\mathbf{u}_{k+1}, \mathbf{w}_{i,k}$  和  $\mathbf{z}_{i,k}$  之后,可以通过

$$\min_{\mathbf{w}_i} L_A(\mathbf{w}_i, \mathbf{z}_{i,k}, \mathbf{u}_{k+1}) = \sum_i \left[ \theta \|\mathbf{w}_i\|_1 - \mathbf{v}_i^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k}) + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k}\|_2^2 \right] + \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|\mathbf{z}_{i,k}\|_1 - \boldsymbol{\zeta}_{i,k}^T [\mathbf{D}_i(\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}] + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i(\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_{i,k}\|_2^2 \right\} - \boldsymbol{\lambda}_k^T (\mathbf{A}\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{b}) + \frac{\boldsymbol{\mu}_k}{2} \|\mathbf{A}\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{b}\|_2^2 \quad (21)$$

来求解  $\mathbf{w}_{i,k+1}$ 。此优化问题等价于  $\mathbf{w}$ -子问题<sup>[15]</sup>:

$$\min_{\mathbf{w}_i} \sum_i \left[ \theta \|\mathbf{w}_i\|_1 - \mathbf{v}_i^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k}) + \frac{\beta_k}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k}\|_2^2 \right] \quad (22)$$

由文献[13]知  $\mathbf{w}$ -子问题的精确解为

$$\mathbf{w}_{i,k+1} = \max \left\{ \left| \mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \frac{\mathbf{v}_{i,k}}{\beta_k} \right| - \frac{\theta}{\beta_k}, \mathbf{0} \right\} \cdot \text{sgn} \left( \mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \frac{\mathbf{v}_{i,k}}{\beta_k} \right) \quad (23)$$

为方便起见,将式(23)简记为

$$\mathbf{w}_{i,k+1} = \text{shrink}(\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1}; \mathbf{v}_{i,k}, \boldsymbol{\beta}_k) \quad (24)$$

## 2.4 z-子问题

在得到  $\mathbf{u}_{k+1}$ 、 $\mathbf{w}_{i,k+1}$  和  $\mathbf{z}_i$  之后, 可以通过

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{z}_i} L_A(\mathbf{w}_{i,k+1}, \mathbf{z}_i, \mathbf{u}_{k+1}) = & \sum_i \left[ \theta \|\mathbf{w}_{i,k+1}\|_1 - \mathbf{v}_{i,k}^T (\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k+1}) + \right. \\ & \left. \frac{\boldsymbol{\beta}_k}{2} \|\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{w}_{i,k+1}\|_2^2 \right] + \\ & \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|\mathbf{z}_i\|_1 - \right. \\ & \left. \boldsymbol{\zeta}_{i,k}^T [\mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i] + \right. \\ & \left. \frac{\boldsymbol{\beta}_k}{2} \|\mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i\|_2^2 \right\} - \\ & \boldsymbol{\lambda}_k^T (\mathbf{A} \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{b}) + \frac{\boldsymbol{\mu}_k}{2} \|\mathbf{A} \mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{b}\|_2^2 \quad (25) \end{aligned}$$

来求解  $\mathbf{z}_{i,k+1}$ 。此优化问题等价于 z-子问题<sup>[15]</sup>:

$$\min_{\mathbf{z}_i} \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|\mathbf{z}_i\|_1 - \boldsymbol{\zeta}_{i,k}^T [\mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i] + \frac{\boldsymbol{\beta}_k}{2} \|\mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \mathbf{z}_i\|_2^2 \right\} \quad (26)$$

由文献[13]知 z-子问题的精确解为

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_{i,k+1} = \max \left[ \left[ \mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \frac{\boldsymbol{\zeta}_{i,k}}{\boldsymbol{\beta}_k} \right] - \frac{1 - \theta}{\boldsymbol{\beta}_k}, \mathbf{0} \right] \cdot \\ \text{sgn} \left[ \mathbf{D}_i (\mathbf{u}_{k+1} - \mathbf{p}) - \frac{\boldsymbol{\zeta}_{i,k}}{\boldsymbol{\beta}_k} \right] \quad (27) \end{aligned}$$

为方便起见, 将式(27)简记为

$$\mathbf{z}_{i,k+1} = \text{shrink}(\mathbf{D}_i \mathbf{u}_{k+1}; \boldsymbol{\zeta}_i, \boldsymbol{\beta}_k) \quad (28)$$

## 3 算法总结

由第2节的推导可以得到如下的更新图像增广 Lagrangian 算法框架:

初始化  $\mathbf{v}_0, \boldsymbol{\zeta}_0, \boldsymbol{\lambda}_0, \boldsymbol{\beta}_0, \boldsymbol{\mu}_0, 0 < \theta, \rho < 1, \mathbf{w}_{i,0}, \mathbf{z}_{i,0}, \mathbf{u}_0$

While 停止迭代条件不满足时 Do

$$\mathbf{p} = \mathbf{u}_k;$$

通过式(18)或式(19)计算步长  $\alpha_k$ ;

While 不满足 Armijo 条件时 Do

$$\alpha_k = \rho \alpha_k;$$

End Do

通过式(16)一步最速下降法得到  $\mathbf{u}_{k+1}$ ;

通过 shrink 式(24)计算  $\mathbf{w}_{k+1}$ ;

通过 shrink 式(28)计算  $\mathbf{z}_{k+1}$ ;

根据式(11)~式(13)更新乘子;

End Do

## 4 仿真实验

为了验证本文提出的 UIAL 算法在不完全角度图像重建问题中的性能, 本文在有限角度和稀

疏角度下对 4 幅医学图像进行重建, 并比较了滤波反投影 (FBP) 算法、Split Bregman (SpBr) 算法与 UIAL 算法的重建结果。其中 FBP 算法是 CT 图像重建的经典算法, 理论依据是“中心切片定理”, 具有重建速度快的优点和对数据完备性要求高的缺点。Split Bregman 算法由 Goldstein 和 Qsher 提出<sup>[17]</sup>, 是解决  $l_1$  范数目标函数最小化的有效算法, 已被广泛应用于图像处理的各个领域。相对于传统的算法, 该算法能够较好地抑制由于数据不足带来的条状伪影, 但是收敛速度较慢, 重建时间较长。

测试计算机的配置为 AMD A8 (2.0 GHz), 4GB 内存, MATLAB2013 编程平台。原始模型的像素为  $128 \times 128$ , 模拟平行光束扫描方式。将射线视为没有宽度的直线, 投影系数值为射线贯穿每个像素的长度, 采用 Siddon<sup>[18]</sup> 提出的交点排序法计算系统矩阵。经过多次试验, 确定 UIAL 算法各参数的取值为:  $v_0 = 0, \zeta_0 = 0, \lambda_0 = 0, \beta_0 = 2^0, \mu_0 = 2^8, \theta = 0.9, \rho = 0.6, w_{i,0} = 0, z_{i,0} = 0, \mathbf{u}_0 = \mathbf{A}^T \mathbf{b}$ , 迭代次数为 1 000 次。

4 幅用于测试的医学原始图像如图 1 所示。

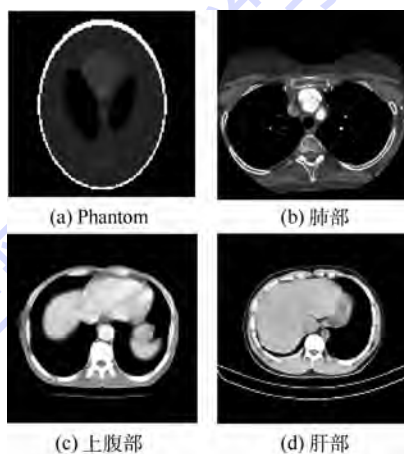


图 1 4 幅医学的原始图像

Fig. 1 Four original medical images

利用相对均方误差 (RRMSE) 和条纹指标 (SI) 来量化重建的效果<sup>[3]</sup>, 其中

$$\text{RRMSE} = \frac{\|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{\text{ref}}\|_2}{\|\mathbf{u}_{\text{ref}}\|_2} \quad (29)$$

$$\text{SI} = \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{\text{ref}}\|_{\text{TV}} \quad (30)$$

式中:  $\mathbf{u}_{\text{ref}}$  为原始图像。RRMSE 和 SI 的值越小, 表示重建效果越好。

### 4.1 有限角度下的重建

在有限角度问题中, 测试限制在  $90^\circ$  范围内

采集投影数据。图 2 为 Phantom、肺部、上腹部和肝部的 FBP、SpBr 及 UIAL 3 种算法的重建图像。

从图 2 可以看出 FBP 算法重建的图像信息不完整,SpBr 算法重建的图像有严重的伪影,而 UIAL 算法图像信息恢复完整且没有伪影。

同时利用 RRSME 和 SI 指标来量化比较重建结果,如表 1 所示。

与 FBP 算法相比,UIAL 算法耗费了较多的重建时间,但是相对均方误差分别下降了 92.2%,77.0%,83.1% 和 81.6%,条纹指标分别下降了 89.3%,64.6%,70.9% 和 64.6%,重建精度大幅

度提高。与 SpBr 算法相比,UIAL 算法的重建效率提高了 4 倍多,相对均方误差分别下降了 87.5%,58.5%,68.3% 和 62.2%,条纹指标 SI 分别下降了 85.2%,53.1%,61.8% 和 55.1%,重建效率和重建精度都有显著提升。

为了更精确地比较 UIAL 重建图像的像素值与原始图像的像素值之间差别,以前 2 幅图为例沿着图像在水平方向和垂直方向上的中心读取图像的像素值,并用横纵剖面图画出来,如图 3 所示。

从图 3 可以看出,UIAL 算法重建出的图像与原始图像非常接近,具有很高的重建精度。

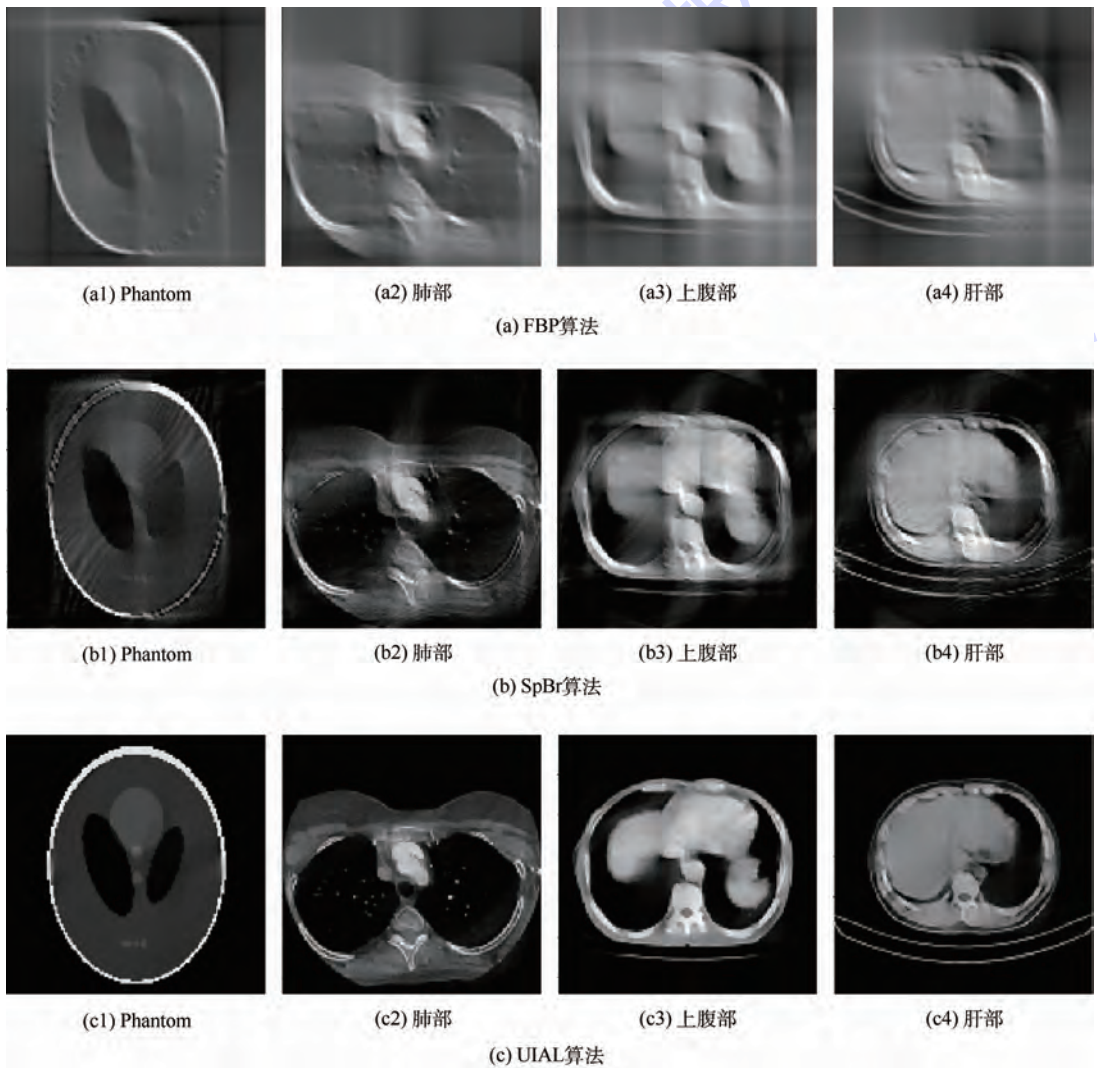


图 2 有限角度下 3 种算法的重建图像

Fig. 2 Reconstruction images of three algorithms in limited view

表 1 有限角度下不同重建算法的重建结果

Table 1 Reconstruction results of different reconstruction algorithms in limited view

重建算法	Phantom			肺部			上腹部			肝部		
	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s
FBP	0.77	14.41	1.18	0.74	10.76	1.89	0.77	12.99	5.24	0.76	13.55	1.49
SpBr	0.48	10.41	155.28	0.41	8.13	149.06	0.41	9.90	202.54	0.37	10.69	201.22
UIAL	0.06	1.54	29.22	0.17	3.81	29.69	0.13	3.78	48.62	0.14	4.80	44.27

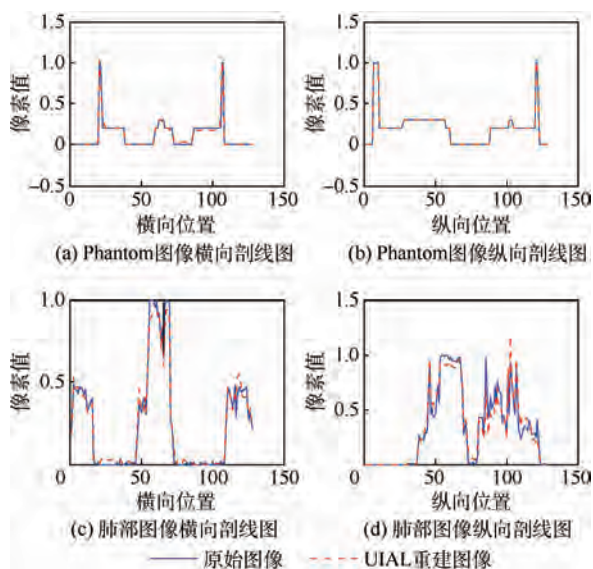


图3 有限角度下重建图像与原始图像的像素比较

Fig. 3 Pixel comparison of reconstruction images with original images in limited view

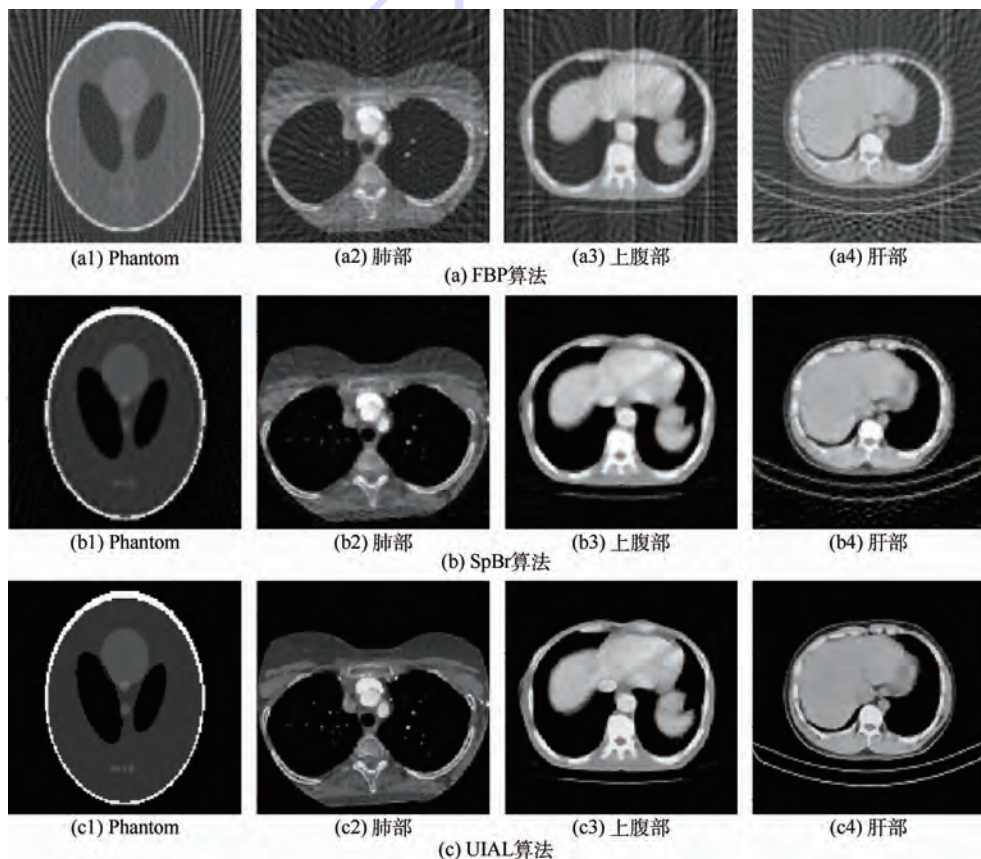


图4 稀疏角度下3种算法的重建图像

Fig. 4 Reconstruction images of three algorithms in sparse view

表2 稀疏角度下不同重建算法重建结果

Table 2 Reconstruction results of different reconstruction algorithms in sparse view

重建算法	Phantom			肺部			上腹部			肝部		
	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s	RRSME	SI	重建时间/s
FBP	0.38	12.13	1.19	0.28	9.47	1.29	0.19	8.87	1.52	0.26	12.49	1.73
SpBr	0.20	6.15	148.19	0.19	6.43	129.84	0.10	5.08	178.15	0.20	9.66	183.95
UIAL	0.003	0.09	23.60	0.11	3.68	24.06	0.05	2.38	28.02	0.07	3.17	17.49

以前 2 幅图像为例,与原图像横纵剖面图(见图 5)比较可以看出,UIAL 算法具有很高的精度。

### 4.3 参数的选取

本文提出的稀疏表示模型相应的增广 Lagrangian 函数为

$$L_{\lambda}(w_i, z_i, \mu) = \sum_i \left[ \theta \|w_i\|_1 - v_i^T (D_i u - w_i) + \frac{\beta}{2} \|D_i u - w_i\|_2^2 \right] + \sum_i \left\{ (1 - \theta) \|z_i\|_1 - \zeta_i^T [D_i(u - p) - z_i] + \frac{\beta}{2} \|D_i(u - p) - z_i\|_2^2 \right\} - \lambda^T (A u - b) + \frac{\mu}{2} \|A u - b\|_2^2$$

其主要参数为  $\theta, v, \beta, \zeta, \lambda$  和  $\mu$ 。

$\theta$  的选取:以肝部图像稀疏角度为例,当  $\theta$  变化时,指标 RRSME、SI 的变化如图 6 所示。

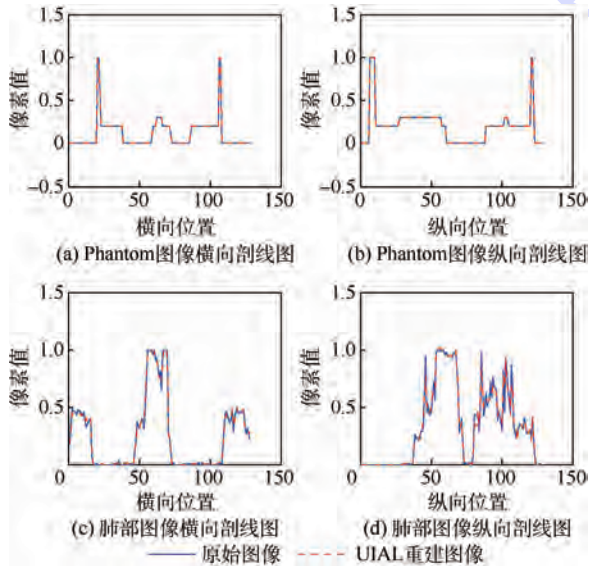


图 5 稀疏角度下重建图像与原始图像的像素比较  
Fig 5 Pixel comparison of reconstruction images with original images in sparse view

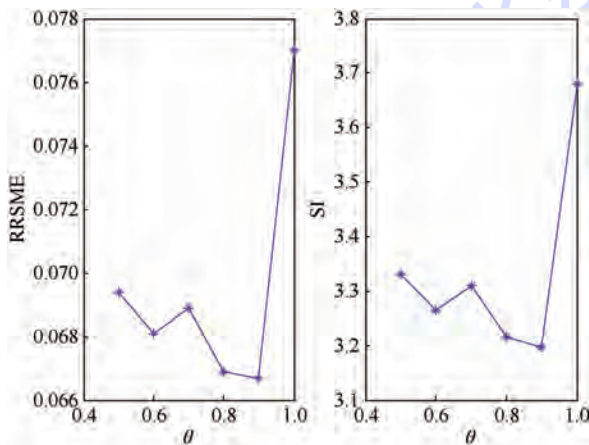


图 6 根据 RRSME 和 SI 的值找到最优的  $\theta$

Fig.6 Find optimum  $\theta$  according to RRSME and SI

当  $\theta = 0.9$  时,RRSME 和 SI 的值最小,所以取  $\theta = 0.9$ 。

$v, \beta, \zeta, \lambda$  和  $\mu$  的选取是根据式 (11) ~ 式(13)来更新计算。其中  $0 < \beta_k \leq \beta, 0 < \mu_k \leq \mu$ , 并且 Hestenes<sup>[19]</sup>证明了该方法的收敛性。

## 5 结 论

本文提出了用于不完全角度 CT 图像重建的目标函数,并用增广 Lagrangian 方法求解,将算法称为更新图像增广 Lagrangian(UIAL)算法。通过仿真实验证明:

- 1) 在有限角度下重建,UIAL 算法重建图像信息恢复完整且没有伪影。与 SpBr 算法相比,RRSME 下降了 58.5% ~ 87.5%,SI 下降了 53.1% ~ 85.2%,重建效率提高了 4 倍多。
- 2) 在稀疏角度下重建,UIAL 算法重建图像没有伪影,细节清晰。与 SpBr 算法相比,RRSME 下降了 42.1% ~ 98.5%,SI 下降了 42.8% ~ 98.5%,重建效率提高了许多。
- 3) 重建图像与原图像的横纵剖面图比较,也可以看出 UIAL 算法具有很高的精度。

## 参考文献 (References)

[ 1 ] 闫骥,李磊. CT 图像重建算法[M]. 北京:科学出版社,2014:97-112.  
YAN B,LI L. CT image reconstruction algorithm[M]. Beijing: Science Press,2014:97-112(in Chinese).

[ 2 ] CANDÈS E,ROMBERG J,TAO T. Robust uncertainty principles: Exact signal reconstruction from highly incomplete frequency information[J]. IEEE Transactions on Information Theory,2006, 52(2):489-509.

[ 3 ] HASHEMI S,BEHESHTI S,GILL P R,et al. Accelerated compressed sensing based CT image reconstruction[J]. Computational & Mathematical Methods in Medicine,2015:16797.

[ 4 ] TROPPE J A, WRIGHT S J. Computational methods for sparse solution of linear inverse problems[J]. Proceedings of the IEEE,2010,98(6):948-958.

[ 5 ] WANG Y,YANG J,YIN W,et al. A new alternating minimization algorithm for total variation image reconstruction[J]. SIAM Journal on Imaging Sciences,2008,1(3):248-272.

[ 6 ] ZHU Z, WAHID K, BABYN P, et al. Improved compressed sensing-based algorithm for sparse-view CT image reconstruction[J]. Computational & Mathematical Methods in Medicine, 2013(18):84-104.

[ 7 ] 邓露珍,冯鹏,陈绵毅,等. 一种基于 Contourlet 变换与分裂 Bregman 方法的 CT 图像重建算法[J]. CT 理论与应用研究,2014,23(5):751-759.

DENG L Z, FENG P, CHEN M Y, et al. An CT image reconstruction algorithm based on Contourlet transform and Split Bregman methods[J]. CT Theory and Application Research,

- 2014, 23(5): 751-759 (in Chinese).
- [ 8 ] NIEN H, FESSLER J A. Fast X-ray CT image reconstruction using a linearized augmented Lagrangian method with ordered subsets[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2014, 34(2): 388-399.
- [ 9 ] NIEN H, FESSLER J. Relaxed linearized algorithms for faster X-Ray CT image reconstruction [ J ]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2016, 35(4): 1090-1098.
- [10] ZHANG H, HAN H, LIANG Z R, et al. Extracting information from previous full-dose CT scan for knowledge-based Bayesian reconstruction of current low-dose CT images[ J ]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2016, 35(6): 860-870.
- [11] CHEN G J, TANG J, LENG S. Prior image constrained compressed sensing (PICCS): A method to accurately reconstruct dynamic CT images from highly undersampled projection data sets[ J ]. Medical Physics, 2008, 35(2): 660-663.
- [12] 袁亚湘. 非线性优化计算方法[ M ]. 北京: 科学出版社, 2008: 158-173.  
YUAN Y X. Nonlinear optimization calculating method [ M ]. Beijing: Science Press, 2008: 158-173 (in Chinese).
- [13] LI C B. An efficient algorithm for total variation regularization with applications to the single pixel camera and compressed sensing[ D ]. Houston, TX: Rice University, 2009: 18-31.
- [14] XIE S L, GUAN C T, HUANG W M, et al. Fast TV MR image reconstruction using variable splitting and accelerated alternating direction method with adaptive restart[ C ] // 2015 IEEE International Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1085-1088.
- [15] PEACEMAN D W, RACHFORD H H. The numerical solution of parabolic and elliptic differential equations[ J ]. Journal of the Society for Industrial & Applied Mathematics, 2006, 3(1): 28-41.
- [16] BARZILAI J, BORWEIN J M. Two-point step size gradient methods[ J ]. IMA Journal of Numerical Analysis, 1988, 8(1): 141-148.
- [17] GOLDSTEIN T, OSHER S. The split Bregman method for L1-regularized problems[ J ]. SIAM Journal on Imaging Sciences, 2009, 2(2): 323-343.
- [18] SIDDON R L. Fast calculation of the exact radiological path for a three-dimensional CT array[ J ]. Medical Physics, 1985, 12(2): 252-255.
- [19] HESTENES M R. Multiplier and gradient methods[ J ]. Journal of Optimization Theory & Applications, 1969, 4(5): 303-320.

#### 作者简介:

蔺鲁萍 女, 硕士研究生。主要研究方向: 稀疏表示与计算机断层成像。

王永革 男, 博士, 硕士生导师。主要研究方向: 稀疏表示与图像处理。

## CT image reconstruction model and algorithm from few views

LIN Luping, WANG Yongge\*

(School of Mathematics and Systems Science, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** To improve the accuracy and efficiency of few-view computed tomography (CT) image reconstruction, CT image reconstruction is studied from limited view and sparse view, and a novel objective function of total variation norm is proposed. According to the newly-developed objective function, the next iteration is based on the information acquired in the previous one, through which the updated sparse representation model is achieved at each iteration. Additionally, the constrained optimization problem is converted to unconstrained optimization one by adopting the augmented Lagrangian method. Then it can be equally expressed by three sub-problems which can be solved by the alternating minimization scheme. The experimental results using the proposed strategy show that it can attain higher quality CT images which possess integral information, clear detail and high precision. Furthermore, the relative root mean square error can be reduced by 42.1% - 98.5% and the streak indicator 42.8% - 98.5%, compared with those using Split Bregman-based algorithm.

**Keywords:** computed tomography (CT); image reconstruction; compressed sensing; total variation regularization; augmented Lagrangian method

**Received:** 2016-03-24; **Accepted:** 2016-09-09; **Published online:** 2016-10-28 15:15

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161028.1515.001.html

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (91538112)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0246

# 链式平滑切换变体飞行器 LPV 鲁棒跟踪控制

贾臻<sup>1</sup>, 董朝阳<sup>1,\*</sup>, 王青<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 针对后掠角可变的变体飞行器, 研究了一类变体飞行器的建模与控制问题。拟合气动参数与后掠角变化的关系, 利用 Jacobian 线性化的方法得到线性变参数 (LPV) 模型。进一步建立一类平滑切换系统, 同时引入切换序列受限的链式切换, 推导了链式平滑切换系统在有限时间有界且具有鲁棒性能指标的充分条件。设计了一种平滑切换镇定控制器的求解算法, 并给出控制增益的求解步骤。基于广义系统理论提出了保证变体飞行器姿态跟踪系统鲁棒稳定的充分条件, 并通过算例验证所提方法有效性。

**关键词:** 鲁棒控制; 平滑切换; 切换系统; 变体飞行器; 链式切换

**中图分类号:** V249.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0831-11

变体飞行器通常是依据飞行任务模式、飞行参数和外部环境的变化而主动调整外形结构, 从而改善气动性能和操纵能力, 这种变形可以达到扩大飞行包线和适应不同飞行性能的目的<sup>[1]</sup>。近些年, 各国的学者针对其结构、气动和控制等方面展开了深入的研究<sup>[2-5]</sup>。

变体飞行器控制系统的研究热点主要集中在以下 2 个方面<sup>[6-8]</sup>: ① 机体变形控制系统的设计; ② 保证变形过程中的稳定性和飞行性能的控制系统设计。第②点是本文的主要研究问题, 针对变形过程中的模型运动建模与姿态控制, 众多学者已开展一系列的研究<sup>[9-14]</sup>。文献[10]由时变极点的概念推导变后掠快速变形的微型飞行器纵向模型, 发现变形时间和飞行器动态特性有相近的时间尺度, 所以必须考虑变形引起的时变特性。文献[11]对 Z 型翼飞行器建立纵向多体动力学模型, 数值模拟了机翼折叠动态过程的气动特性, 研究了重心和气动特性变化共同对变形动态特性的影响。文献[12]则研究大尺度变形的建模与控制问题, 并对纵向系统设计镇定控制器。

综合上述研究表明, 在变形过程中, 外形和气动参数的变化, 变形所引起的附加惯性载荷, 均对稳定飞行带来严重影响, 变体飞行器是一个依赖于外形结构的复杂时变非线性系统, 其稳定性和控制器设计需要考虑。对于时变非线性系统, 一般采用自适应控制、切换控制等方法。文献[13]将参数变化和耦合视为模型的时变参数和干扰; 构建的 L1 横侧向控制律能够对控制信号中的高频振荡进行有效抑制。虽然增益调参控制在当前控制工程中广泛应用, 但对于参数快速变化的变体飞行器很难适用。

线性变参数 (LPV) 系统模型及其鲁棒控制是解决办法之一, 因此考虑此控制系统稳定性问题<sup>[14-15]</sup>。文献[16]考虑一类折叠翼, 建立系统的 LPV 模型, 设计鲁棒  $H_{\infty}$  控制器并保证变形过程的稳定性。但是, 上述文献对于变体飞行器 LPV 模型的构建过程并不详细, LPV 建模本身就是一个较为复杂的任务。除此之外, LPV 方法的几点不足限制了其在航空工程领域的大范围推广应用。一是其无法保证设计问题对应的线性矩阵不

收稿日期: 2016-03-29; 录用日期: 2016-07-01; 网络出版时间: 2016-10-10 08:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0858.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61273083, 61403028)

\* 通讯作者: E-mail: dongchaoyang@buaa.edu.cn

**引用格式:** 贾臻, 董朝阳, 王青. 链式平滑切换变体飞行器 LPV 鲁棒跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 831-841.  
JIA Z, DONG C Y, WANG Q. LPV robust tracking control for chain smooth switched morphing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 831-841 (in Chinese).

等式(LMI)可解,也即无法保证完成姿态控制系统设计,这一问题在参数大范围变化时更为突出。二是要求被控对象的参数缓慢变化,这点与传统的增益调参方法相同。在工程设计中,参数变化速率难以定量描述,而且对于强调多任务、高机动的变体飞行器而言,其参数变化已不再缓慢。

近些年,部分学者利用切换系统的模型对飞行器在包线内的运动特性进行描述,取得一定的研究成果<sup>[17-19]</sup>。段广仁和王好谦<sup>[17]</sup>对倾斜转弯导弹的自动驾驶仪应用多模型切换控制方法。Hou等<sup>[18-19]</sup>利用具有局部重叠特性的切换多胞系统描述了大包线内飞行器的运动,结合Lyapunov函数与平均驻留时间的方法保证了系统的全局稳定性。以上方法为变体飞行器的建模与控制提供了新的思路,但线性切换系统模型有其局限性,一方面,切换系统固有的离散信号与实际系统运动特性不符,另一方面,切换系统的稳定性分析通常在任意切换律下展开,脱离了实际系统的切换特征,给系统的分析与综合带来了很大的保守性。为解决上述问题,本文考虑建立变体飞行器链式平滑切换系统模型,既能简洁、合理地反映变体飞行器的运动特性,又能兼顾其连续过渡的变形特征,且为降低设计的保守性提供了基础。

## 1 LPV 变体飞行器建模

变体飞行器 Firebee BQM-34A/S 是美国 NextGen 公司设计的一款变体技术验证机,在飞行过

程中,机翼后掠角能够在  $15^\circ \sim 60^\circ$  之间连续变化,实现“巡航”和“高速”构型间的切换。纵向短周期非线性动力学模型如下:

$$\begin{cases} -X_{\delta_T} \delta_T \sin \alpha - QS(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) + m_w g = 0 \\ QS c_A (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) - m_w x_w g \cos \theta = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $X_{\delta_T}$  为发动机推力系数;  $\delta_T$  为油门;  $Q$  为动压;  $S$  为飞行器参考面积;  $c_A$  为平均气动弦长;  $\alpha$  为飞行器迎角;  $\delta_e$  为飞行器的升降舵;  $C_{L_0}$ 、 $C_{L_\alpha}$ 、 $C_{L_{\delta_e}}$ 、 $C_{m_0}$ 、 $C_{m_\alpha}$ 、 $C_{m_{\delta_e}}$  分别为对应的气动力及气动力矩系数;  $g$  为重力加速度;  $m_w$  为飞行器质量;  $x_w$  为飞行器质心位置;  $\theta$  为飞行器俯仰姿态角。解算出对应的平衡点飞行状态  $\theta_e$ 、 $\alpha_e$  及控制输入量  $\delta_{T_e}$ 、 $\delta_{e_e}$ 。然后在平衡点附近采用雅可比线性化方法,可以列出变体飞行器纵向运动的小扰动线性化方程数值形式,再将变形造成的广义干扰项惯性力  $w_z$  和惯性力矩  $w_M$  处理为时变有界外部干扰  $w(t)$ , 则可以得到变体飞行器各典型构型在小扰动情况下对应的线性状态空间模型如式(2)所示:

$$\dot{x}(t) = A_i x(t) + B_i u(t) + G_i w(t) \quad i \in \Omega_M \quad (2)$$

式中:  $x(t) = [\Delta h \quad \Delta V \quad \Delta \alpha \quad \Delta \theta \quad \Delta q \quad \Delta \delta_e]^T$  为系统状态,其中  $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_e$ , 其他参数同理;  $u(t) = [\Delta u_{\delta_T} \quad \Delta u_{\delta_e}]^T$  为控制输入;  $w(t)$  为干扰输入; 有限集合  $\Omega_M = \{M_{15}, M_{20}, \dots, M_{60}\}$  为系统子构型指标集,且子构型  $M_{15}$  对应后掠角  $15^\circ$ , 子构型  $M_{20}$  对应后掠角  $20^\circ$ 。

变体飞行器构型参数如表 1 所示。

表 1 变体飞行器构型参数

Table 1 Configuration parameters of morphing aircraft

形态	$\nu / (^\circ)$	$J_{y_T} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$m_T / \text{kg}$	$m_w / \text{kg}$	$m_a / \text{kg}$	$x_w / \text{m}$	$x_a / \text{m}$	$B / \text{m}$	$S / \text{m}^2$	$c_A / \text{m}$
巡航	15	3 107.5	907.8	272	26.36	0	-3.2	6.803 3	4.362 1	0.710 1
高速	60	3 107.5	907.8	272	26.36	-0.607 2	3.065 6	3.84	6.079 2	1.911 7

注:  $\nu$ —后掠角;  $J_{y_T}$ —俯仰转动惯量;  $m_T$ —总重;  $m_a$ —配重;  $x_a$ —配重质心位置;  $B$ —翼展。

其中  $\nu_0 = 15^\circ$  为巡航构型对应的机翼后掠角。若选定  $\nu = \pi/12, \pi/9, 5\pi/36, \dots, \pi/3$  共 10 个值作为计算参考点,参考点取得越多,则建模精度越高,其计算量就越大,于是参考点的选取需要综合考虑上述 2 个因素。

对不同构型的气动导数利用 ANSYS 软件仿真得到,利用 MATLAB 对数据进行差值拟合,得到如下关系式:

$$\begin{cases} C_{L_\alpha}(\nu) = -0.894\nu + 5.538 \\ C_{L_{\delta_e}}(\nu) = -0.00053\nu + 0.0065 \\ C_{m_\alpha}(\nu) = 0.04743\nu - 0.3003 \\ C_{m_q}(\nu) = 6.138\nu - 18.07 \\ C_{m_{\delta_e}}(\nu) = -0.0066\nu - 0.0222 \end{cases} \quad (3)$$

对非线性模型采用雅可比线性化的方法,则得到 LPV 模型。

**步骤 1** 对式(2)选取的 15 个不同工作区域平衡点,这里采用后掠角  $\nu$  作为平衡点的选取。

**步骤 2** 不同平衡点可求解出状态量的稳态解,则得到 10 个不同的小扰动线性模型。

**步骤 3** 将得到的 10 个小扰动线性模型数值拟合,即可构建变体飞行器纵向短周期运动 LPV 模型:

$$\dot{x}(t) = A(\nu)x(t) + B(\nu)u(t) \quad (4)$$

式中: 状态变量只取迎角和俯仰角速率,  $x = [\Delta \alpha \quad \Delta q]^T$ ; 控制变量  $u = \Delta \delta_e$ 。

$$A(\nu) = \begin{bmatrix} 0.2380\nu - 1.5027 & 1 \\ 0.6385\nu - 4.0429 & 0.1203\nu - 0.3543 \end{bmatrix}$$

$$B(\nu) = \begin{bmatrix} 0.00014\nu - 0.00173 \\ -0.88856\nu - 0.29888 \end{bmatrix}$$

## 2 链式切换 LPV 系统

将  $\nu$  的取值区间  $\Theta$  划分为  $J$  个子区间, 对应于  $J$  个子区间, 可得到  $J$  个 LPV 子系统, 定义切换律, 则得到开环切换 LPV 系统为

$$\dot{x}(t) = A_j x(t) + B_j u(t) \quad j \in N_j \quad (5)$$

为便于书写, 将子系统系数矩阵  $A_j(\nu)$ 、 $B_j(\nu)$  表示成  $A_j$  和  $B_j$ , 下文中所有参数依赖的矩阵或矩阵变量均采用类似表达。

**定义 1** 对于上述切换系统, 更进一步强化条件, 即给定子系统指标集合  $j = \{p, q, r, \dots, \omega\}$ , 如果系统存在子系统指标序列  $\xi: p \rightarrow q \rightarrow r \rightarrow \dots \rightarrow \omega$ , 使得任意切换信号  $\sigma_c(t): [0, t] \rightarrow j$  的切换序列可分解为  $\xi$  的若干个子序列或逆序子序列, 则称  $j$  为关于指标序列  $\xi$  的链式切换信号。下文  $j = \sigma_M(t)$ 。

考虑到变体飞行器在各构型之间是平滑过渡的, 即认为切换系统在各子系统之间进行连续的平滑切换, 将变形飞行近似为如下的平滑切换系统模型:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{x}(t) &= \theta_{\sigma_M(t)}(t) (\hat{A}_{\sigma_M(t)} x(t) + \hat{B}_{\sigma_M(t)} u(t) + \hat{G}_{\sigma_M(t)} w(t)) + \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) (\hat{A}_{\sigma_M^+(t)} x(t) + \hat{B}_{\sigma_M^+(t)} u(t) + \hat{G}_{\sigma_M^+(t)} w(t)) \\ z(t) &= \theta_{\sigma_M(t)}(t) (\hat{C}_{\sigma_M(t)} x(t) + \hat{D}_{\sigma_M(t)} u(t) + \hat{H}_{\sigma_M(t)} w(t)) + \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) (\hat{C}_{\sigma_M^+(t)} x(t) + \hat{D}_{\sigma_M^+(t)} u(t) + \hat{H}_{\sigma_M^+(t)} w(t)) \\ y(t) &= \theta_{\sigma_M(t)}(t) (\hat{E}_{\sigma_M(t)} x(t) + \hat{F}_{\sigma_M(t)} u(t) + \hat{J}_{\sigma_M(t)} w(t)) + \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) (\hat{E}_{\sigma_M^+(t)} x(t) + \hat{F}_{\sigma_M^+(t)} u(t) + \hat{J}_{\sigma_M^+(t)} w(t)) \end{aligned} \right. \quad (6)$$

式中:  $\theta_i(t) \in [0, 1]$ ,  $i \in \Omega_M$  为子系统权值;  $\sigma_M^+(t)$  为切换律  $\sigma_M(t)$  在  $t$  时刻之后将要激活的系统子构型指标, 若  $\sigma_M(t_i) = i$ , 则有  $\sigma_M^+(t_i) = i^+$  或  $\sigma_M^+(t_i) = i^-$ 。对于给定的切换信号  $\sigma_M(t): [0, T_M) \rightarrow \Omega_M$ , 以  $t_k, k \in \mathbf{R}^+$  表示  $\sigma_M(t)$  的第  $k$  个切换时刻, 则平滑切换系统模型中的子系统权值应满足

$$\begin{cases} \theta_{\sigma_M(t)}(t) = \frac{t_{k+1} - t}{t_{k+1} - t_k} \\ \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) = \frac{t - t_k}{t_{k+1} - t_k} \end{cases} \quad t \in [t_k, t_{k+1}) \quad (7)$$

进一步考虑切换信号  $\sigma_M(t)$ , 由于变形过程中后掠角具有连续变化特性, 系统在子构型指标集  $\Omega_M$  中不可能任意切换, 由链式切换律定义和  $\sigma_M(t)$  的运行特点可知,  $\sigma_M(t)$  是关于序列  $\xi_M: M_{15} \rightarrow M_{20} \rightarrow \dots \rightarrow M_{60}$  的链式切换信号。

## 3 控制器设计

### 3.1 鲁棒平滑切换镇定控制器设计

**定义 2** 如果切换系统式(2)具有以下性质:

- 1) 当  $w(t) \equiv 0$  时, 系统是全局一致渐近稳定的。
- 2) 对于给定的常数  $\gamma > 0$ , 在零初始条件且  $u(t) \equiv 0$  的情况下, 对于  $\forall w(t) \in L_2[0, \infty)$ , 满足:

$$\int_0^\infty z^T(t) z(t) dt \leq \gamma^2 \int_0^\infty w^T(t) w(t) dt \quad (8)$$

则称切换系统(1)具有  $H_\infty$  性能指标  $\gamma$ 。

**定义 3** 对于给定的切换律  $\sigma(t)$  及任意的  $T > t \geq 0$ , 令  $N_\sigma(t, T)$  表示  $\sigma(t)$  在区间  $[t, T)$  上的切换次数, 如果存在非负整数  $N_0$  和正数  $\tau_a$  满足

$$N_\sigma(t, T) \leq N_0 + \frac{T - t}{\tau_a} \quad \forall T > t \geq 0 \quad (9)$$

则称  $\sigma(t)$  具有平均驻留时间  $\tau_a$ , 不失一般性, 取  $N_0 = 0$ 。

**定义 4** 对于给定的切换律  $\sigma(t): [0, +\infty) \rightarrow \Omega$  及任意的  $T > t \geq 0$ , 令  $N_{\sigma_i}(t, T)$ ,  $i \in \Omega$  表示  $\sigma(t)$  在区间  $[t, T)$  上第  $i$  个子系统被激活的次数, 令  $T_i(t, T)$  ( $i \in \Omega$ ) 表示在区间  $[t, T)$  上第  $i$  个子系统被激活的总时间, 如果存在非负整数  $N_{0i}$  和正数  $\tau_{ai}$  满足

$$N_{\sigma_i}(t, T) \leq N_{0i} + \frac{T_i(t, T)}{\tau_{ai}} \quad \forall T > t \geq 0 \quad (10)$$

则称  $\sigma(t)$  具有模型依赖平均驻留时间  $\tau_{ai}$ , 不失一般性, 取  $N_{0i} = 0$ 。

若为系统设计形如  $u(t) = K_j x(t)$ ,  $j = \sigma_M(t)$  的切换状态反馈控制器, 则有如下定理结论。

**定理 1** 考虑变体飞行器链式平滑切换系统式(6), 令  $x(0) = 0$ , 如果对于  $\forall i \in \Omega_M$ , 以及给定的常数  $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$ , 存在一组正定矩阵  $P_i > 0$ , 适维矩阵  $L_i$  和常数  $\gamma > 0, \varepsilon_i > 0$ , 使得下述线性矩阵不等式组成立:

$$\begin{cases}
 \begin{bmatrix}
 A_i P_i + P_i A_i^T + \lambda P_i & G_i & P_i C_i^T & \varepsilon_i U_{i,1} & P_i V_{i,1}^T \\
 G_i & -\gamma^2 I & H_i^T & 0 & V_{i,3}^T \\
 P_i C_i^T & H_i^T & -I & \varepsilon_i U_{i,2} & 0 \\
 \varepsilon_i U_{i,1} & 0 & \varepsilon_i U_{i,2} & -\varepsilon_i I & 0 \\
 P_i V_{i,1}^T & V_{i,3}^T & 0 & 0 & -\varepsilon_i I
 \end{bmatrix} < 0 \\
 \\
 \begin{bmatrix}
 \Xi_i & G_i & P_i C_i^T + L_i^T D_i^T & \varepsilon_i U_{i,1} & P_i V_{i,1}^T + L_i^T V_{i,2}^T \\
 G_i & -\gamma^2 I & H_i^T & 0 & V_{i,3}^T \\
 P_i C_i^T + L_i^T D_i^T & H_i^T & -I & \varepsilon_i U_{i,2} & 0 \\
 \varepsilon_i U_{i,1} & 0 & \varepsilon_i U_{i,2} & -\varepsilon_i I & 0 \\
 P_i V_{i,1}^T + L_i^T V_{i,2}^T & V_{i,3}^T & 0 & 0 & -\varepsilon_i I
 \end{bmatrix} < 0 \\
 \\
 \begin{bmatrix}
 \Xi_{i^+} & G_{i^+} & P_i C_{i^+}^T + L_i^T D_{i^+}^T & \varepsilon_i U_{i^+,1} & P_i V_{i^+,1}^T + L_i^T V_{i^+,2}^T \\
 G_{i^+} & -\gamma^2 I & H_{i^+}^T & 0 & V_{i^+,3}^T \\
 P_i C_{i^+}^T + L_i^T D_{i^+}^T & H_{i^+}^T & -I & \varepsilon_{i^+} U_{i^+,2} & 0 \\
 \varepsilon_i U_{i^+,1} & 0 & \varepsilon_{i^+} U_{i^+,2} & -\varepsilon_{i^+} I & 0 \\
 P_i V_{i^+,1}^T + L_i^T V_{i^+,2}^T & V_{i^+,3}^T & 0 & 0 & -\varepsilon_{i^+} I
 \end{bmatrix} < 0
 \end{cases} \quad (11)$$

$$P_i \leq \mu_i P_{i^+} \quad (12)$$

$$P_{i^+} \leq \mu_i P_i \quad (13)$$

式中:  $\Xi_i = A_i P_i + P_i A_i^T + \lambda_i P_i + B_i L_i + L_i^T B_i^T$ ;  $\Xi_{i^+} = A_{i^+} P_i + P_i A_{i^+}^T + \lambda_i P_i + B_{i^+} L_i + L_i^T B_{i^+}^T$ , 且系统在链式切换信号  $\sigma_M(t)$  下的构型依赖驻留时间满足

$$\tau_i^M > \tau_i^{M,*} = \frac{\ln \mu_i}{\lambda_i} \quad (14)$$

则存在切换状态反馈控制器:

$$u(t) = K_{\sigma_M(t)} x(t) = L_{\sigma_M(t)} P_{\sigma_M(t)}^{-1} x(t) \quad (15)$$

使得系统式(6)全局一致渐近稳定,且具有  $H_\infty$  性能上界:

$$\bar{\gamma} = \gamma \sqrt{\frac{\max_{i \in \Omega} \lambda_i}{\min_{i \in \Omega} \left( \lambda_i - \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ai}} \right)}} \quad (16)$$

证明 在切换状态反馈控制器  $u(t) = K_{\sigma_M(t)} x(t)$  的作用下,闭环链式平滑切换系统可写为

$$\begin{cases}
 \dot{x}(t) = \theta_{\sigma_M(t)}(t) [ (\hat{A}_{\sigma_M(t)} + \hat{B}_{\sigma_M(t)} K_{\sigma_M(t)}) x(t) + \hat{G}_{\sigma_M(t)} w(t) ] + \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) [ (\hat{A}_{\sigma_M^+(t)} + \hat{B}_{\sigma_M^+(t)} K_{\sigma_M(t)}) x(t) + \hat{G}_{\sigma_M^+(t)} w(t) ] \\
 z(t) = \theta_{\sigma_M(t)}(t) [ (\hat{C}_{\sigma_M(t)} + \hat{D}_{\sigma_M(t)} K_{\sigma_M(t)}) x(t) + \hat{H}_{\sigma_M(t)} w(t) ] + \theta_{\sigma_M^+(t)}(t) [ (\hat{C}_{\sigma_M^+(t)} + \hat{D}_{\sigma_M^+(t)} K_{\sigma_M(t)}) x(t) + \hat{H}_{\sigma_M^+(t)} w(t) ]
 \end{cases} \quad (17)$$

1) 首先为系统选取 Lyapunov 函数为

$$V_i(x(t)) = x^T(t) P_i^{-1} x(t) \quad i \in \Omega_M$$

在链式切换律  $\sigma_M(t)$  的作用下,设在  $t$  时刻第  $i$  个子系统被激活,即  $\sigma_M(t) = i$ ,则有  $\sigma_M^+(t) = i^+$  或  $\sigma_M^+(t) = i^-$ , 以下证明  $\sigma_M^+(t) = i^+$  的情况,可得

$$\dot{V}_i(x(t)) + \lambda V_i(x(t)) - \gamma^2 w^T(t) w(t) +$$

$$z^T(t) z(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ w(t) \end{bmatrix}^T \cdot$$

$$\left( \theta_i(t) \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} + \theta_{i^+}(t) \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} x(t) \\ w(t) \end{bmatrix}$$

其中:

$$A_{11} = \hat{A}_i^T P_i^{-1} + P_i^{-1} \hat{A}_i + \lambda P_i^{-1} + \hat{C}_i^T \hat{C}_i$$

$$A_{21} = \hat{G}_i^T P_i^{-1} + \hat{H}_i^T \hat{C}_i$$

$$A_{12} = P_i^{-1} \hat{G}_i + \hat{C}_i^T \hat{H}_i$$

$$A_{22} = -\gamma^2 I + \hat{H}_i^T \hat{H}_i$$

$$\Gamma_{11} = \hat{A}_{i^+}^T P_i^{-1} + P_i^{-1} \hat{A}_{i^+} + \lambda P_i^{-1} + \hat{C}_{i^+}^T \hat{C}_{i^+}$$

$$\Gamma_{21} = P_i^{-1} \hat{G}_{i^+} + \hat{C}_{i^+}^T \hat{H}_{i^+}$$

$$\Gamma_{12} = \hat{G}_{i^+}^T P_i^{-1} + \hat{H}_{i^+}^T \hat{C}_{i^+}$$

$$\Gamma_{22} = -\gamma^2 I + \hat{H}_{i^+}^T \hat{H}_{i^+}$$

令

$$\hat{\Psi}_i = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}$$

由 Schur 补引理易知,  $\hat{\Psi}_i < 0$  等价于

$$\hat{\Pi}_i = \begin{bmatrix} \hat{A}_i^T P_i^{-1} + P_i^{-1} \hat{A}_i + \lambda P_i^{-1} & P_i^{-1} \hat{G}_i & \hat{C}_i^T \\ P_i^{-1} \hat{G}_i & -\gamma^2 I & \hat{H}_i^T \\ \hat{C}_i^T & \hat{H}_i^T & -I \end{bmatrix} < 0 \quad (18)$$

式(18)可写为

$$\hat{\Pi}_i = \Pi_i + M_i \Gamma N_i + N_i^T \Gamma M_i^T < \mathbf{0}$$

其中:

$$\Pi_i = \begin{bmatrix} A_i^T P_i^{-1} + P_i^{-1} A_i + \lambda P_i^{-1} & P_i^{-1} G_i & C_i^T \\ & P_i^{-1} G_i & -\gamma^2 I & H_i^T \\ & C_i^T & H_i^T & -I \end{bmatrix}$$

$$M_i = [U_{i,1}^T \hat{Q}_i^{-1} \quad \mathbf{0} \quad U_{i,2}^T]^T$$

$$N_i = [V_{i,1} \quad V_{i,3} \quad \mathbf{0}]$$

$\hat{\Pi}_i < \mathbf{0}$  对于满足  $\Gamma^T \Gamma \leq I$  的任意矩阵  $\Gamma$  成立的充要条件是存在常数  $\varepsilon_i > 0$ , 使得

$$\Pi_i + \varepsilon_i M_i M_i^T + \frac{1}{\varepsilon_i} N_i^T N_i < \mathbf{0} \quad (19)$$

由 Schur 补引理易知, 式(19)等价于

$$\begin{bmatrix} \Pi_i & \varepsilon_i M_i & N_i^T \\ \varepsilon_i M_i & -\varepsilon_i I & \mathbf{0} \\ N_i^T & \mathbf{0} & -\varepsilon_i I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (20)$$

应用  $\text{diag}(P_i^{-1}, I, I, I)$  对式(11)做全等变换, 则易知定理条件保证式(21)成立:

$$\hat{\Psi}_i = \begin{bmatrix} \hat{A}_i^T P_i^{-1} + P_i^{-1} \hat{A}_i + \lambda P_i^{-1} + \hat{C}_i^T \hat{C}_i & P_i^{-1} \hat{G}_i + \hat{C}_i^T \hat{H}_i \\ \hat{G}_i^T P_i^{-1} + \hat{H}_i^T \hat{C}_i & -\gamma^2 I + \hat{H}_i^T \hat{H}_i \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (21)$$

同理可知

$$\begin{bmatrix} \hat{A}_{i+}^T P_i^{-1} + P_i^{-1} \hat{A}_{i+} + \lambda P_i^{-1} + \hat{C}_{i+}^T \hat{C}_{i+} & P_i^{-1} \hat{G}_{i+} + \hat{C}_{i+}^T \hat{H}_{i+} \\ \hat{G}_{i+}^T P_i^{-1} + \hat{H}_{i+}^T \hat{C}_{i+} & -\gamma^2 I + \hat{H}_{i+}^T \hat{H}_{i+} \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (22)$$

综合式(21)和式(22)可知

$$\dot{V}_i(\mathbf{x}(t)) + \lambda V_i(\mathbf{x}(t)) - \gamma^2 \mathbf{w}^T(t) \mathbf{w}(t) + \mathbf{z}^T(t) \mathbf{z}(t) < \mathbf{0} \quad \forall t \in [0, T_M)$$

另外, 由式(12)可知

$$V_{i+}(\mathbf{x}(t)) \leq \mu V_i(\mathbf{x}(t)) \quad \forall t \in [0, T_M) \quad (23)$$

不等式证毕。

为系统选取分段连续可微的 Lyapunov 函数  $V(\mathbf{x}) : \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^+$ , 使得在第  $i$  个切换子系统被激活的时间内, 有  $V(\mathbf{x}) = V_i(\mathbf{x})$ 。给定  $t > 0$ , 且  $t \in [t_k, t_{k+1})$ , 其中  $t_k$  为系统第  $k$  次切换的时刻, 设此时第  $s$  个子系统被激活。

2) 证明切换系统的全局一致渐近稳定性

令  $\mathbf{w}(t) \equiv \mathbf{0}$ , 在  $[t_k, t)$  内, 有

$$\begin{cases} e^{\lambda_s t} V(\mathbf{x}(t)) < e^{\lambda_s t_k} V(\mathbf{x}(t_k)) \\ V(\mathbf{x}(t)) < V(\mathbf{x}(t_k)) e^{-\lambda_s(t-t_k)} < \\ \mu_s V(\mathbf{x}(t_k^-)) e^{-\lambda_s(t-t_k)} < \\ \mu_s V(\mathbf{x}(t_{k-1})) e^{-\lambda_s(t-t_k) - \lambda_p(t_k-t_{k-1})} < \\ \mu_s \mu_p V(\mathbf{x}(t_{k-1}^-)) e^{-\lambda_s(t-t_k) - \lambda_p(t_k-t_{k-1})} \end{cases} \quad (24)$$

式中:  $V(\mathbf{x}(t_k^-))$  表示在  $t_k$  时刻系统切换之前的 Lyapunov 函数, 且在  $t_{k-1}$  时刻第  $p$  个切换子系统被激活。令  $N_{\sigma_i}(0, t)$  表示  $[0, t)$  内第  $i$  个子系统被激活的次数,  $T_i(0, t)$  表示  $[0, t)$  内第  $i$  个子系统被激活的总时间, 在  $[0, t)$  内反复应用式(24)可得

$$\begin{aligned} V(\mathbf{x}(t)) &< \prod_{i=1}^n \mu_i^{N_{\sigma_i}(0,t)} V(\mathbf{x}(0)) \exp\left(\sum_{i=1}^n -\lambda_i T_i(0,t)\right) = \\ &V(\mathbf{x}(0)) \exp\left[\sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(0,t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(0,t))\right] < \\ &V(\mathbf{x}(0)) \exp\left[\sum_{i=1}^n (T_i(0,t) \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ai}} - \lambda_i T_i(0,t))\right] = \\ &V(\mathbf{x}(0)) \exp\left(\sum_{i=1}^n -\bar{\lambda}_i T_i(0,t)\right) = \\ &V(\mathbf{x}(0)) e^{-\bar{\lambda} t} \end{aligned} \quad (25)$$

式中:  $\bar{\lambda}_i = \lambda_i - \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ai}}$ ;  $\bar{\lambda} = \frac{1}{t} \sum_{i=1}^n \bar{\lambda}_i T_i(0,t)$ 。

由平均驻留时间条件式  $\tau_i^M > \tau_i^{M,*} = \ln \mu_i / \lambda_i$  可知  $\bar{\lambda}_i > 0, \forall i \in \Omega$ , 又因为  $T_i(0, t) \geq 0, \forall i \in \Omega$ , 因此可得  $\bar{\lambda} > 0$ , 从而连续自治切换系统是全局一致渐近稳定的。

3) 令  $\phi(t) = \mathbf{z}^T(t) \mathbf{z}(t) - \gamma^2 \mathbf{w}^T(t) \mathbf{w}(t)$ , 类似稳定性的证明, 在  $[t_k, t)$  内, 有

$$\begin{aligned} V(\mathbf{x}(t)) &< e^{-\lambda_s(t-t_k)} V(\mathbf{x}(t_k)) - \int_{t_k}^t e^{-\lambda_s(t-\tau)} \phi(\tau) d\tau < \\ &\mu_s V(\mathbf{x}(t_k^-)) e^{-\lambda_s(t-t_k)} - \int_{t_k}^t e^{-\lambda_s(t-\tau)} \phi(\tau) d\tau < \\ &\mu_s (\mu_p V(\mathbf{x}(t_{k-1}^-)) e^{-\lambda_p(t_k-t_{k-1})} - \\ &\int_{t_{k-1}}^{t_k} e^{-\lambda_p(t_k-\tau)} \phi(\tau) d\tau) e^{-\lambda_s(t-t_k)} - \\ &\int_{t_k}^t e^{-\lambda_s(t-\tau)} \phi(\tau) d\tau < \\ &\prod_{i=1}^n \mu_i^{N_{\sigma_i}(0,t)} V(\mathbf{x}(0)) \exp\left(\sum_{i=1}^n -\lambda_i T_i(0,t)\right) - \\ &\int_0^t \prod_{i=1}^n \mu_i^{N_{\sigma_i}(\tau,t)} \exp\left(\sum_{i=1}^n -\lambda_i T_i(\tau,t)\right) \phi(\tau) d\tau = \\ &\exp\left[\sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(0,t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(0,t))\right] V(\mathbf{x}(0)) - \\ &\int_0^t \exp\left[\sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau,t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau,t))\right] \phi(\tau) d\tau \end{aligned}$$

由零初始条件以及  $V(\mathbf{x}(t)) > 0$  可得

$$\int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau, t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t)) \right] \phi(\tau) d\tau < 0 \quad (26)$$

$$\int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau, t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t)) \right] \cdot z^T(\tau) z(\tau) d\tau < \gamma^2 \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau, t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t)) \right] w^T(\tau) w(\tau) d\tau \quad (27)$$

又根据平均驻留时间条件式  $\tau_i^M > \tau_i^{M,*} = \ln \mu_i / \lambda_i$  可得

$$\int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau, t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t)) \right] z^T(\tau) z(\tau) d\tau > \int_0^t \exp \left( \sum_{i=1}^n - \lambda_i T_i(\tau, t) \right) z^T(\tau) z(\tau) d\tau \quad (28)$$

且有

$$\gamma^2 \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n (N_{\sigma_i}(\tau, t) \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t)) \right] \cdot w^T(\tau) w(\tau) d\tau < \gamma^2 \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n \left( \frac{T_i(\tau, t)}{\tau_{ai}} \ln \mu_i - \lambda_i T_i(\tau, t) \right) \right] \cdot w^T(\tau) w(\tau) d\tau = \gamma^2 \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n \left( \frac{\tau_{ai}^*}{\tau_{ai}} - 1 \right) \lambda_i T_i(\tau, t) \right] w^T(\tau) w(\tau) d\tau \quad (29)$$

综合式(27)~式(29),可得

$$\int_0^t \exp \left( \sum_{i=1}^n - \lambda_i T_i(\tau, t) \right) z^T(\tau) z(\tau) d\tau < \gamma^2 \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n \left( \frac{\tau_{ai}^*}{\tau_{ai}} - 1 \right) \lambda_i T_i(\tau, t) \right] \cdot w^T(\tau) w(\tau) d\tau \quad (30)$$

以  $[0, \infty)$  为积分域对式(30)两端进行积分,其中左端可化为

$$\int_0^\infty \int_0^t \exp \left( \sum_{i=1}^n - \lambda_i T_i(\tau, t) \right) z^T(\tau) z(\tau) d\tau dt = \int_0^\infty z^T(\tau) z(\tau) \int_\tau^\infty \exp \left( \sum_{i=1}^n - \lambda_i T_i(\tau, t) \right) dt d\tau > \int_0^\infty z^T(\tau) z(\tau) \int_\tau^\infty \exp \left( - \max_{i \in \Omega} \lambda_i (t - \tau) \right) dt d\tau = \frac{1}{\max_{i \in \Omega} \lambda_i} \int_0^\infty z^T(\tau) z(\tau) d\tau \quad (31)$$

右端可化为

$$\int_0^\infty \int_0^t \exp \left[ \sum_{i=1}^n \left( \frac{\tau_{ai}^*}{\tau_{ai}} - 1 \right) \lambda_i T_i(\tau, t) \right] \cdot \gamma^2 w^T(\tau) w(\tau) d\tau dt < \int_0^\infty \gamma^2 w^T(\tau) w(\tau) \cdot \int_\tau^\infty \exp \left[ - \min_{i \in \Omega} \left( 1 - \frac{\tau_{ai}^*}{\tau_{ai}} \lambda_i (t - \tau) \right) \right] dt d\tau = \frac{\gamma^2}{\min_{i \in \Omega} (\lambda_i - (\ln \mu_i) / \tau_{ai})} \int_0^\infty w^T(\tau) w(\tau) d\tau \quad (32)$$

综合式(30)~式(32),得

$$\int_0^\infty z^T(\tau) z(\tau) d\tau < \frac{\gamma^2 \max_{i \in \Omega} \lambda_i}{\min_{i \in \Omega} (\lambda_i - (\ln \mu_i) / \tau_{ai})} \cdot \int_0^\infty w^T(\tau) w(\tau) d\tau = \bar{\gamma}^2 \int_0^\infty w^T(\tau) w(\tau) d\tau \quad (33)$$

即切换系统式(6)具有  $H_\infty$  性能指标

$$\bar{\gamma} = \gamma \sqrt{\frac{\max_{i \in \Omega} \lambda_i}{\min_{i \in \Omega} (\lambda_i - (\ln \mu_i) / \tau_{ai})}} \quad \text{证毕}$$

**推论 1** 考虑系统式(6),如果对于  $\forall i \in \Omega_M$ , 以及给定的常数  $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$ , 存在一组正定矩阵  $P_i > 0$ , 适维矩阵  $K_i$  和常数  $\gamma > 0, \varepsilon_i > 0$ , 使得  $\forall j, k \in \{i, i^+\}$ , 下述线性矩阵不等式组成立:

$$i_{i,j,k} = \begin{bmatrix} M_{i,j,k} & G_j & P_i C_j^T + P_i K_k^T D_j^T & \varepsilon_i U_{j,1} & P_i V_{j,1}^T + P_i K_k^T V_{j,2}^T \\ G_j & -\gamma^2 I & H_j^T & 0 & V_{j,3}^T \\ P_i C_j^T + P_i K_k^T D_j^T & H_j^T & -I & \varepsilon_i U_{j,2} & 0 \\ \varepsilon_i U_{j,1} & 0 & \varepsilon_i U_{j,2} & -\varepsilon_i I & 0 \\ P_i V_{j,1}^T + P_i K_k^T V_{j,2}^T & V_{j,3}^T & 0 & 0 & -\varepsilon_i I \end{bmatrix} < 0 \quad (34)$$

式中:

$$M_{i,j,k} = A_j P_i + P_i A_j^T + \lambda_i P_i + B_j K_k P_i + P_i K_k^T B_j^T$$

则设计如下的鲁棒平滑切换状态反馈镇定控制器:

$$u(t) = (\theta_{\sigma_M(t)}(t) K_{\sigma_M(t)} + \theta_{\sigma_{\dot{M}}(t)}(t) K_{\sigma_{\dot{M}}(t)}) x(t) \quad (35)$$

使得系统在满足式(12)和式(13)的条件时,有定理1的相同结论。记

$$\Psi_{i,j} = \begin{bmatrix} N_{i,j} & G_j & \Delta_{13} & \varepsilon_i U_{j,1} & \Delta_{15} \\ G_j & -\gamma^2 I & H_j^T & \mathbf{0} & V_{j,3}^T \\ \Delta_{13} & H_j^T & -I & \varepsilon_i U_{j,2} & \mathbf{0} \\ \varepsilon_i U_{j,1} & \mathbf{0} & \varepsilon_i U_{j,2} & -\varepsilon_i I & \mathbf{0} \\ \Delta_{15} & V_{j,3}^T & \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\varepsilon_i I \end{bmatrix}$$

$$N_{i,j} = A_j P_i + P_i A_j^T + \lambda_i P_i + B_j L_i + L_i^T B_j^T$$

$$\Delta_{13} = P_i C_j^T + L_i^T D_j^T$$

$$\Delta_{15} = P_i V_{j,1}^T + L_i^T V_{j,2}^T$$

式中:  $L_i$  为适维矩阵,下面通过一类递推算算法给出平滑切换控制增益的求解算法。

**算法 1** 鲁棒平滑切换控制增益递推求解算法。

**步骤 1** 取变体飞行器构型的链式切换初始指标为  $i = i_0$ , 针对给定的常数  $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$ , 求解如下基于线性矩阵不等式组的优化问题:

$$\begin{cases} \min \gamma \\ \Psi_{i,i} < \mathbf{0} \quad \Psi_{i,i^+} < \mathbf{0} \end{cases} \quad (36)$$

解得矩阵  $P_i, L_i$  和常数  $\gamma, \varepsilon_i$ , 计算  $K_i = L_i P_i^{-1}$ 。

**步骤 2** 对于已知的矩阵  $P_i$  和常数  $\gamma, \varepsilon_i$ , 求解如下的线性矩阵不等式组:

$$\begin{cases} i_{i,i^+} < \mathbf{0} \\ i_{i,i^+,i^+} < \mathbf{0} \end{cases} \quad (37)$$

解得矩阵  $K_{i^+}$ 。

**步骤 3** 对于已知的矩阵  $K_{i^+}$  和常数  $\gamma$ , 以及给定的常数  $\lambda_{i^+} > 0, \mu_i, \mu_{i^+} > 1$ , 求解如下的线性矩阵不等式组:

$$\begin{cases} i_{i^+,i^+,i^+} < \mathbf{0} \\ i_{i^+,i^+,i^+} < \mathbf{0} \\ P_i \leq \mu_i P_{i^+} \\ P_{i^+} \leq \mu_i P_i \end{cases} \quad (38)$$

解得矩阵  $P_{i^+}$  和常数  $\varepsilon_{i^+}$ , 令链式切换指标  $i = i + 1$ , 返回步骤 2。

由上述步骤可知, 算法 1 通过将原不等式条件  $Y_{i,j,k} < \mathbf{0}$  分解, 给出递推求解平滑切换控制增益矩阵的方法, 步骤 1 通过求解线性矩阵不等式组实现自启动, 然后依据步骤 2 和步骤 3 的反复递推依次求解  $K_{i^+}, P_{i^+}, K_{i+2}, P_{i+2}, K_{i+3}, P_{i+3}, \dots$ 。

### 3.2 跟踪控制与鲁棒 $H_\infty$ 性能分析

跟踪控制问题, 即要求系统输出跟踪指令信号:  $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \mathbf{0}$ , 其中,  $e(t) = r(t) - Rx(t)$  是系统的稳态误差, 引入误差积分信号如下所示:

$$\beta(t) = \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (39)$$

针对变体飞行器的线性切换子系统模型, 设计如下的切换跟踪控制器:

$$u(t) = K_{x,\sigma_M(t)} x(t) + K_{\beta,\sigma_M(t)} \beta(t) \quad (40)$$

同时, 定义  $\tilde{x} = [x^T \quad \beta^T]^T, \tilde{w} = [w^T \quad r^T]^T$ , 这里讨论  $C_i \equiv C, D_i \equiv D, \forall i \in \Omega_M$  的情况, 则可以得到如下的闭环切换子系统模型:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}(t) = \tilde{A}_{\sigma_M} \tilde{x}(t) + \tilde{B}_{\sigma_M} \tilde{K}_{\sigma_M} \tilde{x}(t) + \tilde{G}_{\sigma_M} \tilde{w}(t) \\ \dot{\tilde{z}}(t) = \tilde{C} \tilde{x}(t) + \tilde{D} \tilde{K}_{\sigma_M} \tilde{x}(t) \end{cases} \quad (41)$$

$$\tilde{A}_i = \begin{bmatrix} A_i & \mathbf{0} \\ -R & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \tilde{B}_i = \begin{bmatrix} B_i \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \tilde{G}_i = \begin{bmatrix} G_i & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix}, \tilde{K}_i =$$

$$\begin{bmatrix} K_{x,i}^T \\ K_{\beta,i}^T \end{bmatrix}^T, \tilde{C} \text{ 和 } \tilde{D} \text{ 为适维常数矩阵。}$$

进一步考虑飞行动态的链式平滑切换特性, 并将状态反馈切换控制相应地取为平滑切换控制律, 如式(42)所示:

$$\tilde{u}(t) = \theta_{\sigma_M(t)}(t) (K_{x,\sigma_M(t)} x(t) + K_{\beta,\sigma_M(t)} \beta(t)) + \theta_{\sigma_{\dot{M}}(t)}(t) (K_{x,\sigma_{\dot{M}}(t)} x(t) + K_{\beta,\sigma_{\dot{M}}(t)} \beta(t)) \quad (42)$$

在此基础上, 将链式平滑闭环切换系统模型转化为广义切换系统形式, 从而基于广义切换系统方法提出闭环系统的稳定性条件, 分析系统的  $H_\infty$  性能, 并进一步给出跟踪控制器的设计步骤。定义向量  $\nu = [x^T \quad u^T]^T$ , 综合式(41)和式(42)可得广义链式平滑切换系统如式(43)所示:

$$\begin{cases} E \dot{\nu}(t) = \theta_{\sigma_M}(t) (\tilde{A}_{\sigma_M} \nu(t) + \tilde{G}_{\sigma_M} \tilde{w}(t)) + \theta_{\sigma_{\dot{M}}}(t) (\tilde{A}_{\sigma_{\dot{M}}} \nu(t) + \tilde{G}_{\sigma_{\dot{M}}} \tilde{w}(t)) \\ \tilde{z}(t) = \tilde{C} \nu(t) \end{cases} \quad (43)$$

$$E = \begin{bmatrix} I & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \bar{A}_i = \begin{bmatrix} \tilde{A}_i & \tilde{B}_i \\ \tilde{K}_i & -I \end{bmatrix}$$

$$\bar{G}_i = \begin{bmatrix} \tilde{G}_i \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \bar{C} = [\tilde{C} \quad \tilde{D}]$$

通过上述增广转化, 能够实现控制矩阵  $\tilde{B}_i$  与反馈增益矩阵  $\tilde{K}_i$  的解耦, 在后续的跟踪控制器设计中会看到这种处理方法的优点。下面针对模型式(43)设计平滑切换鲁棒跟踪控制增益。

**定理 2** 考虑变体飞行器广义链式平滑切换系统式(43), 令  $x(0) = \mathbf{0}$ , 如果对于  $\forall i \in \Omega_M, \forall \vartheta \in \{i, i^+\}$ , 以及给定的常数  $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$ , 存在常数  $\gamma > 0$  和一组正定对称矩阵  $X_i > \mathbf{0}, Y_i, Z_i$ , 使得下述矩阵不等式组成立:

$$\begin{bmatrix} \Xi_{11,\vartheta} & \Xi_{12,\vartheta} & \tilde{G}_\vartheta & \Xi_{14,\vartheta} \\ \Xi_{12,\vartheta} & \Xi_{22,\vartheta} & \mathbf{0} & Z_i^T \tilde{D}^T \\ \tilde{G}_\vartheta & \mathbf{0} & -\gamma^2 I & \mathbf{0} \\ \Xi_{14,\vartheta} & Z_i^T \tilde{D}^T & \mathbf{0} & -I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (44)$$

$$X_i \leq \mu_{i^+} X_{i^+} \quad (45)$$

$$X_{i^+} \leq \mu_i X_i \quad (46)$$

式中:

$$\Xi_{11,\theta} = \tilde{A}_\theta X_i + X_i \tilde{A}_\theta^T + \tilde{B}_\theta Y_i + Y_i^T \tilde{B}_\theta^T + \lambda_i X_i$$

$$\Xi_{12,\theta} = \tilde{B}_\theta Z_i + X_i \tilde{K}_\theta^T - Y_i^T$$

$$\Xi_{14,\theta} = X_i \tilde{C}^T + Y_i^T \tilde{D}^T$$

$$\Xi_{22,\theta} = -Z_i - Z_i^T$$

且系统在链式切换信号  $\sigma_M(t)$  下的构型依赖驻留时间满足

$$\tau_i^M > \tau_i^{M,*} = (\ln \mu_i) / \lambda_i$$

则切换系统式(43)全局一致渐近稳定,且具有  $H_\infty$  性能上界

$$\bar{\gamma} = \gamma \sqrt{\frac{\max_{i \in \Omega} \lambda_i}{\min_{i \in \Omega} (\lambda_i - (\ln \mu_i) / \tau_i^M)}} \quad (47)$$

证明 记  $\bar{X}_i = \begin{bmatrix} X_i & \mathbf{0} \\ Y_i & Z_i \end{bmatrix}$ ,  $\bar{P}_i = \bar{X}_i^{-1}$ ,  $P_i = X_i^{-1}$ ,

则由  $\bar{P}_i$  的分块化形式不难得出

$$\bar{P}_i^T E = \bar{X}_i^{-T} \begin{bmatrix} I & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_i^{-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} I & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \bar{X}_i^{-1} = E \bar{P}_i$$

为系统选取分段连续可微的类 Lyapunov 函数  $V(x(t)) : \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^+$ , 使得在第  $i$  个切换子系统被激活的时间内,有

$$V(t) = V_i(x(t)) = \bar{x}^T(t) P_i b(t) = \nu^T(t) \bar{P}_i^T E \nu(t) \quad i \in \Omega_M \quad (48)$$

根据式(48)再结合相关矩阵的定义可得

$$\begin{bmatrix} \bar{X}_i^T \hat{A}_i^T + \hat{A}_i \bar{X}_i + \lambda_i E \bar{X}_i & \hat{G}_i & \bar{X}_i^T \hat{C}^T \\ \hat{G}_i & -\gamma^2 I & \mathbf{0} \\ \bar{X}_i^T \hat{C}^T & \mathbf{0} & -I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (49)$$

用矩阵  $\text{diag}(\bar{P}_i, I, I)$  对不等式(49)做全等变换,则可得

$$\begin{bmatrix} \hat{A}_i^T \bar{P}_i + \bar{P}_i^T \hat{A}_i + \lambda_i \bar{P}_i^T E & \bar{P}_i^T \hat{G}_i & \hat{C}^T \\ \bar{P}_i^T \hat{G}_i & -\gamma^2 I & \mathbf{0} \\ \hat{C}^T & \mathbf{0} & -I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (50)$$

则由 Schur 引理可知式(50)等价于

$$\begin{bmatrix} \hat{A}_i^T \bar{P}_i + \bar{P}_i^T \hat{A}_i + \lambda_i \bar{P}_i^T E + \hat{C}^T \hat{C} & \bar{P}_i^T \hat{G}_i \\ \hat{G}_i^T \bar{P}_i & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (51)$$

同理可知

$$\begin{bmatrix} \hat{A}_{i^+}^T \bar{P}_i + \bar{P}_i^T \hat{A}_{i^+} + \lambda_i \bar{P}_i^T E + \hat{C}^T \hat{C} & \bar{P}_i^T \hat{G}_{i^+} \\ \hat{G}_{i^+}^T \bar{P}_i & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (52)$$

故有

$$\dot{V}_i(t) + \lambda_i V_i(t) + \bar{z}^T(t) \bar{z}(t) - \gamma^2 \bar{w}^T(t) \bar{w}(t) < 0 \quad \forall i \in \Omega_M \quad (53)$$

又由式(45)和式(46)可知,对  $\forall i \in \Omega_M$ , 系统在链式切换信号  $\sigma_M(t)$  下有如下不等式成立:

$$V_{i^+}(x(t)) \leq \mu_{i^+} V_i(x(t)) \quad (54)$$

证毕

由定理2可知,通过将广义平滑切换系统引入变体飞行器跟踪控制系统模型,实现了控制矩阵项  $\tilde{B}_{\sigma_M}$  与反馈控制增益矩阵项  $\tilde{K}_{\sigma_M}$  的解耦。由式(46)可知,在  $\Xi_{12,\theta}$  中出现了矩阵乘积项  $X_i \tilde{K}_\theta^T$ , 需要采用如算法1的递推算法依次求解  $\tilde{K}_i, \tilde{X}_i, \tilde{K}_{i+1}, \tilde{X}_{i+1}, \tilde{K}_{i+2}, \tilde{X}_{i+2}, \dots$ , 具体算法这里不再赘述。

## 4 仿真验证

对于某一固定构型和一组给定的俯仰姿态,可以解算出对应的平衡点控制输入量  $\delta_r$  和  $\delta_e$ 。这里选取迎角  $\alpha = 1^\circ$ , 俯仰姿态角  $\theta = 2^\circ$ , 对于变体飞行器的初始构型,可以解得稳态下的  $\delta_r = 0.63$ ,  $\delta_e = 3.5^\circ$ 。选取线性系统状态量为  $x = [\Delta\alpha \quad \Delta q]^T$ , 控制量为  $u = [\Delta\delta_r \quad \Delta\delta_e]^T$ 。其中:  $\Delta\alpha$  和  $\Delta q$  分别为迎角和俯仰角速率相对于平衡状态的偏差量;  $\Delta\delta_r$  和  $\Delta\delta_e$  分别为油门开度和升降舵相对于平衡状态的偏差量。令干扰输入  $w(t) = e^{-0.1t} \sin(0.2\pi t)$ 。高度  $h = 12000$  m, 马赫数  $Ma = 0.5$ , 引入各切换子系统的跟踪控制器,部分系统矩阵取值如下:

$$A_{M15} = \begin{bmatrix} -1.4404 & 1 \\ -3.8758 & -0.323 \end{bmatrix}$$

$$B_{M15} = \begin{bmatrix} -872.6 & -0.0017 \\ 0 & -0.53139 \end{bmatrix}$$

$$A_{M60} = \begin{bmatrix} -1.2536 & 1 \\ -3.3746 & -0.2284 \end{bmatrix}$$

$$B_{M60} = \begin{bmatrix} -872.6 & -0.0016 \\ 0 & -1.2289 \end{bmatrix}$$

$$G_{M45} =$$

$$\begin{bmatrix} 0.0055 & 0.002 & 1.879 \times 10^{-4} & 0 & 0 \\ -8.004 & 0 & 0 & -0.2516 & -0.1149 \end{bmatrix}$$

$$C = D = R = I_{2 \times 2}$$

$$S = \text{diag}(0, 1)$$

$$E = \text{diag}(I_{6 \times 6}, 0, 0)$$

根据定理 2 的相关结论和递推算法,首先对初始构型  $i_0 = M_{15}$  解算算法启动条件,这里采用极点配置法求解控制增益得到如下结果:

$$K_{x,0} = \begin{bmatrix} -0.022 & -0.001 \\ -0.900 & 10.769 \end{bmatrix}$$

$$K_{\beta,0} = \begin{bmatrix} -0.126 & 0.007 \\ 0 & 46.681 \end{bmatrix}$$

$$L_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0.1 \\ 0 & 5 \end{bmatrix}$$

依次给定设计参数  $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$ ,并按照递推算法可以依次求解得到其余的待求解矩阵,解得矩阵的具体数值这里不再全部列出,给出各子系统控制增益矩阵如表 2 所示。

同时,可以计算相应子系统的构型依赖驻留时间条件和鲁棒  $H_\infty$  性能上界  $\bar{\gamma}$ ,需要说明的是变体飞行器在  $T_M = 20\text{ s}$  内经历 10 个构型,实际的构型依赖驻留时间  $\tau_i^M, i \in \Omega_M$  均可视为 2 s,因此

表 2 切换子系统控制增益矩阵

Table 2 Gain control matrix of switched subsystem

构型	反馈控制增益			
	$K_{x,i}$		$K_{\beta,i}$	
$M_{15}$	$\begin{bmatrix} -0.022 & -0.001 \\ -0.900 & 10.769 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.126 & 0.007 \\ 0 & 46.681 \end{bmatrix}$		
$M_{20}$	$\begin{bmatrix} -0.385 & -0.092 \\ -2.877 & 5.301 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.153 & 0.016 \\ 0.011 & 43.157 \end{bmatrix}$		
$M_{25}$	$\begin{bmatrix} -0.366 & -0.097 \\ -2.931 & 4.825 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.168 & 0.029 \\ 0.015 & 42.815 \end{bmatrix}$		
$M_{30}$	$\begin{bmatrix} -0.345 & -0.108 \\ -2.986 & 4.503 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.173 & 0.031 \\ 0.013 & 41.036 \end{bmatrix}$		
$M_{35}$	$\begin{bmatrix} -0.320 & -0.134 \\ -2.997 & 4.331 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.179 & 0.036 \\ 0.016 & 41.022 \end{bmatrix}$		
$M_{40}$	$\begin{bmatrix} -0.313 & -0.152 \\ -3.106 & 4.218 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.196 & 0.035 \\ 0.011 & 40.127 \end{bmatrix}$		
$M_{45}$	$\begin{bmatrix} -0.329 & -0.168 \\ -3.187 & 4.160 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.214 & 0.038 \\ 0.019 & 39.413 \end{bmatrix}$		
$M_{50}$	$\begin{bmatrix} -0.317 & -0.141 \\ -3.305 & 4.017 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.222 & 0.041 \\ 0.017 & 38.835 \end{bmatrix}$		
$M_{55}$	$\begin{bmatrix} -0.302 & -0.139 \\ -3.518 & 3.987 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.232 & 0.037 \\ 0.021 & 38.151 \end{bmatrix}$		
$M_{60}$	$\begin{bmatrix} -0.324 & -0.121 \\ -3.761 & 3.890 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.246 & 0.039 \\ 0.020 & 37.479 \end{bmatrix}$		

在给定设计参数  $\lambda_i$  和  $\mu_i$  时,需考虑上述限制,并保证  $\tau_i^{M,*} = (\ln \mu_i) / \lambda_i < 2, \forall i \in \Omega_M$ ,则变体飞行器构型切换的驻留时间条件可以满足。

另外,经计算得到结果参数  $\gamma = 0.835$ ,利用鲁棒  $H_\infty$  性能上界公式(47),计算得到  $\bar{\gamma} = 1.328$ 。下面采用计算得到的控制增益结合跟踪控制器对变体飞行器变形飞行过程对应的闭环广义平滑切换系统进行仿真,见图 1~图 5。

由仿真结果可以看出,所设计的跟踪控制器在变形过程中较好地实现了对迎角指令的跟踪,跟踪误差在可接受的范围内,对系统变形产生的扰动也具有较好的抑制效果。所设计的鲁棒平滑切换控制器实现了变形过程的平滑切换控制,系统状态响应未见明显的抖振,且控制效果略优于增益调参控制器的效果,从而表明本文所提鲁棒平滑切换控制方法的有效性。

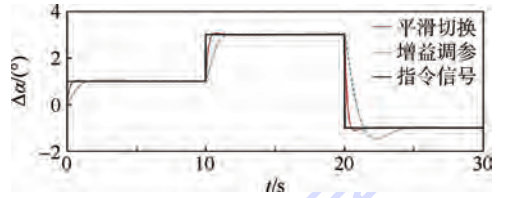


图 1 迎角响应曲线

Fig. 1 Angle of attack response curves

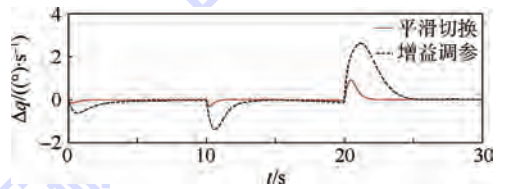


图 2 俯仰角速率响应曲线

Fig. 2 Pitch angle rate response curves

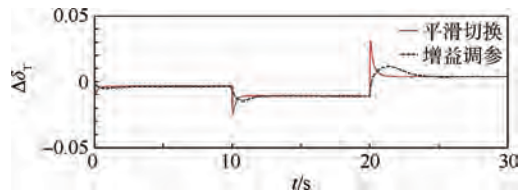


图 3 油门开度响应曲线

Fig. 3 Throttle position response curves

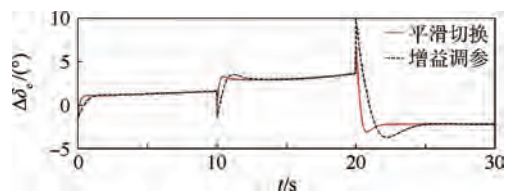


图 4 升降舵偏角响应曲线

Fig. 4 Elevator angle response curves

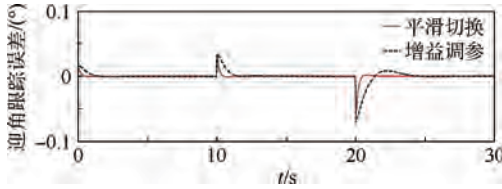


图5 迎角跟踪误差曲线

Fig. 5 Angle of attack tracking error curves

## 5 结论

本文考虑建立变体飞行器链式平滑切换系统模型,既能简洁、合理地反映变体飞行器的运动特性,又能兼顾其连续过渡的变形特征,且为降低设计的保守性提供了基础,主要结论有:

1) 针对变体飞行器在稳态飞行中快速变形的情况,基于构型依赖驻留时间方法分析具有链式切换律的平滑切换系统的全局渐近稳定性和鲁棒  $H_\infty$  性能。

2) 进一步设计了一种平滑切换镇定控制器的求解算法,将原有的硬切换方案转换为鲁棒平滑切换控制,并给出了一种基于 LMI 条件和递推算法的控制增益求解步骤。

3) 基于广义系统理论提出了保证变体飞行器姿态跟踪系统鲁棒稳定的充分条件,设计了广义系统鲁棒平滑切换跟踪控制器,从而确保变形过程中系统对姿态角指令的跟踪精度。

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] WEISSHAAR T A. Morphing aircraft systems: Historical perspectives and future challenges [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(2):337-353.
- [ 2 ] CROSSLEY W A, SKILLEN M D, FROMMER J B. Morphing aircraft sizing using design optimization [J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2):612-622.
- [ 3 ] SOFLA A Y N, MEGUID S A, TAN K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges [J]. *Materials and Design*, 2010, 31(3):1284-1292.
- [ 4 ] HUANG R, QIU Z P. Transient aeroelastic responses and flutter analysis of a variable-span wing during the morphing process [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(6):1430-1438.
- [ 5 ] POPOV A V, GRIGORIE L T, BOTEZ R. Closed-loop control validation of a morphing wing using wind tunnel tests [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(4):1309-1317.
- [ 6 ] BALDELL D H, LEE D H, PEÑR S S, et al. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(6):1687-1699.
- [ 7 ] RUBAGOTTI M, ZACCARIAN L, BEMPORAD A. A Lyapunov-method for stability analysis of piecewise-affine systems over non-invariant domains [J]. *International Journal of Control*, 2016, 89(5):950-959.
- [ 8 ] CHUMALEE S, WHIDBORNE J F. Gain-scheduled  $H_\infty$  control via parameter-dependent Lyapunov functions [J]. *International Journal of Systems Science*, 2015, 46(1):125-138.
- [ 9 ] ROMDLONY M Z, JAYAWARDHANA B. Stabilization with guaranteed safety using control Lyapunov-Barrier function [J]. *Automatica*, 2016, 66:39-47.
- [ 10 ] ANIMESH C, DANIEL T G, RICK L. Time-varying dynamics of a micro air vehicle with variable-sweep morphing [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3):890-903.
- [ 11 ] 乐挺, 王立新, 艾俊强. Z型翼变体飞机的纵向多体动力学特性 [J]. *航空学报*, 2010, 31(4):679-686.  
YUE T, WANG L X, AI J Q. Longitudinal multibody dynamic characteristics of Z-wing morphing aircraft [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(4):679-686 (in Chinese).
- [ 12 ] YUE T, WANG L X, AI J Q. Longitudinal linear parameter varying modeling and simulation of morphing aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(6):1673-1681.
- [ 13 ] 薛静, 杨亚洁, 刘宇, 等. 基于 L1 自适应控制的无人机横向控制 [J]. *西北工业大学学报*, 2015, 33(1):40-44.  
XUE J, YANG Y J, LIU Y, et al. Lateral roll angle control of UAV based on L1 adaptive control method [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2015, 33(1):40-44 (in Chinese).
- [ 14 ] SEIGLER T M, NEAL D A. Analysis of transition stability for morphing aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6):1947-1953.
- [ 15 ] CUI L, CHEN L, DUAN D P. Gain-scheduling model predictive control for unmanned airship with LPV system description [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2015, 26(5):1043-1051.
- [ 16 ] YUE T, WANG L X, AI J Q. Gain self-scheduled  $H_\infty$  control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(4):909-917.
- [ 17 ] 段广仁, 王好谦. 多模型切换控制及其在 BTT 导弹设计中的应用 [J]. *航空学报*, 2005, 26(2):144-147.  
DUAN G R, WANG H Q. Multi-model switching control and its application to BTT missile design [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(2):144-147 (in Chinese).
- [ 18 ] HOU Y Z, WANG Q, DONG C Y. Gain scheduled control: Switched polytopic system approach [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(2):623-629.
- [ 19 ] HOU Y Z, DONG C Y, WANG Q. Stability analysis of switched linear systems with locally overlapped switching law [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(2):396-403.

### 作者简介:

贾臻 男, 硕士研究生。主要研究方向: 切换系统、鲁棒控制、飞行器控制、飞行力学建模。

董朝阳 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 切换系统、飞行器控制、飞行力学建模。

# LPV robust tracking control for chain smooth switched morphing aircraft

JIA Zhen<sup>1</sup>, DONG Chaoyang<sup>1,\*</sup>, WANG Qing<sup>2</sup>

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

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

**Abstract:** Aimed at morphing aircraft with variable sweepback, this paper studies the issue of modeling and control for a class of morphing aircrafts. Fitting the relationship between aerodynamic parameters and sweepback, we developed linear parameter varying (LPV) model by Jacobian linearization approach. Then a smooth switching system approach with limited switching sequence, chain switching, is modeled, and the sufficient conditions are provided to ensure the finite-time boundedness and robust performance index of the chain smooth switched system. A solving algorithm of stabilizer for smooth switching controller is proposed, and the solving steps for gain control are presented. Based on the generalized system theory, the sufficient conditions for robust stability of the attitude tracking system are proposed. The numerical example simulation results are given to illustrate the validity of the devised approach.

**Keywords:** robust control; smooth switching; switching system; morphing aircrafts; chain switching

**Received:** 2016-03-29; **Accepted:** 2016-07-01; **Published online:** 2016-10-10 08:58

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0858.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0858.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61273083,61403028)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0331

# 逆载对管道内汽水两相流临界热流密度的影响

宋军辉, 宋保银\*, 张钊, 李冈

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)



**摘 要:** 利用旋转平台对逆载作用下矩形通道内汽水两相流临界换热进行了实验研究。通过改变逆载大小、入口流体过冷度、流体质量流速等参数,获得了静止和逆载作用2种状态下矩形管道内汽水两相流临界换热实验数据。实验结果表明,质量流速随着加热时间的增长而减小,进出口压差则反之;临界状态下,质量流速随着逆载、过冷度的增大而减小;进出口压差随着逆载、质量流速的增大而增大,随着过冷度的增大而减小;临界热流密度值随着逆载、质量流速、入口过冷度的增大而增大;其中逆载对临界热流密度的影响最为显著,在逆载从 $0g \sim 2.5g$ 变换范围内,临界热流密度可提高50%。

**关键词:** 矩形管道; 两相流; 临界热流密度; 逆载; 实验研究

**中图分类号:** V216

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0842-07

在航空航天领域,随着高热流密度微电子电气设备的发展,飞行器内部的环境控制和电子设备冷却等对各种零部件安装换热量和换热效率的要求越来越大,而两相流沸腾换热具有换热效率高和工作温度变化小等特性,两相流沸腾换热逐渐取代单相流换热,其临界热流密度是换热强弱的重要标志。近年来,国内外对微小矩形管道内的两相流沸腾换热进行了不少研究,并分析了各种因素对临界热流密度的影响。研究表明管道的结构及尺寸、流体介质、质量流速、入口过冷度、管道的加热方位及流体流动方式等<sup>[1-12]</sup>都会对两相流临界热流密度值产生影响,例如:2013年, Konishi等<sup>[5]</sup>采用单侧面加热的矩形窄通道,对不同方位下的两相流临界热流密度进行了实验研究,在小流速和低进口含气量的情况下,窄矩形通道的加热方位对临界热流密度有显著的影响。2000年, Tran等<sup>[13]</sup>对小管道内制冷剂流动沸腾的两相压降进行了实验研究,并考虑表面张力和

管道尺寸对其影响,提出了小管道流动沸腾两相压降的新的相关公式。就飞行器而言,对管道内两相流临界热流密度的研究,不能局限于静止状态,在水平方向上非匀速运动时,管道内的流体会受到不同大小和方向过载的作用。因此,除了以上各种因素,研究者着重研究了过载<sup>[14-17]</sup>对临界热流密度的影响。例如:2001年, Ma和 Chung<sup>[15]</sup>研究了微重力条件下临界热流密度的变化,微重力下的强迫对流换热能力得到增强。2010年,姚秋萍等<sup>[16]</sup>在旋转状态下,研究了动载对流体流动与传热的影响,过载方向与流动方向相反时,过载越大,管内压力和流阻越大,液相流量、空隙率和流体的热量越小。2015年,李冈等<sup>[17]</sup>对侧向动载下水平矩形通道内的水流动特性的影响进行了实验研究,得到流量、压降随动载的变化。

本课题宋保银研究团队<sup>[18]</sup>已对侧载和加热方位对矩形通道内临界热流密度的影响进行了研究。为了进一步研究逆载对临界热流密度的影

收稿日期: 2016-04-21; 录用日期: 2016-09-02; 网络出版时间: 2016-11-09 11:18

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1118.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(50576035)

\* 通讯作者: E-mail: bysong@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 宋军辉, 宋保银, 张钊, 等. 逆载对管道内汽水两相流临界热流密度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 842-848. SONG J H, SONG B Y, ZHANG Z, et al. Effect of inverse load on critical heat flux of steam-water two-phase flow in a tube [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 842-848 (in Chinese).

响,本文采用去离子水作为流动工质,对处于静止和逆载状态下的窄矩形通道内的汽水两相流临界热流密度进行了实验研究,主要考察临界状态下管道内压差和质量流速随逆载的变化以及逆载大小、质量流速和进口过冷度对临界热流密度的影响。

### 1 实验设备及研究方法

实验系统简图如图1所示。在一个可旋转的平台上建立一个封闭的流体循环系统,加热系统、实验测试系统、数据采集系统。流体循环系统由水箱、节流阀、水泵、涡轮流量计、电动阀门、实验段、冷凝器及连接导管组成,流体介质采用去离子水。其中涡轮流量计安装在平台中心,以减小离心力的影响。流体从水箱中经过节流阀、通过水泵输送进管路,经涡轮流量计流到预热段预热,然后进入实验段,在实验段管道里继续加热至沸腾,流出后是汽水两相的混合流或单相蒸汽,通过冷凝器将其冷却成单相液体,最后流回水箱继续循环使用。其中流体在试验段沿转台径向由外向内流动。

转台在旋转过程中,实验段管道内的流体会受到离心力(逆载)、重力和哥氏力的作用,且三者方向相互垂直。在水平面上,哥氏加速度的方向与实验段管道垂直,液体受到侧向哥氏力的作用,由哥氏加速度的计算公式(1)得到表1中不同逆载下的哥氏加速度的值,相较于离心力,哥氏力较小,且随着离心力的增大,哥氏力与离心力的差越大(在逆载为2.5g时,哥氏力约为离心力的1/6,其中 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ )。哥氏力对流体质点水平方向运动的影响较小,从而对质点间换热的影响也较小,所以此次实验,逆载作用为主,未考虑哥

氏力和转台振动的影响。

哥氏加速度:

$$a_k = 2\omega v_r \quad (1)$$

式中: $\omega$ 为转台角速度,rad/s; $v_r$ 为实验段管道中心点的旋转切线速度,m/s。

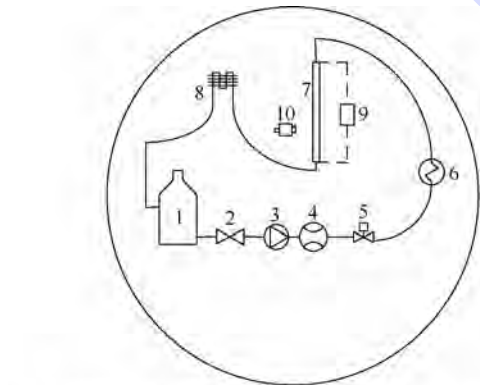
实验段结构如图2所示,管道在上,加热面在下,矩形管道由耐高温透明的高硼钢化玻璃组成,其截面尺寸宽×高为4mm×10mm,长度为400mm。加热块采用长为400mm的无氧纯铜,在其一侧面开有上下对应的5对(1,2,3,4,5)直径为2mm、深为10mm的圆孔,距离左侧面进口处的距离分别为10、105、200、295和390mm,距离上表面的距离分别为2mm和12mm,用于安装铠装Pt100铂热电阻。铜块内部插入2根镍铬合金加热棒,电阻值均为27.8Ω。

铜块的底面和侧面用保温棉包裹,由于保温

表1 不同逆载下的加速度值

Table 1 Acceleration values under different inverse loads

逆载/g	向心加速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$ )	哥氏加速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$ )
0	0	0
0.5	4.9	2.0
1.0	9.8	2.5
1.5	14.7	3.9
2.0	19.6	4.1
2.5	24.5	4.6



1—水箱;2—节流阀;3—水泵;4—涡轮流量计;5—电动阀门;6—预热器;7—实验段;8—风冷冷凝器;9—压差变送器;10—摄像机。

图1 实验系统简图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

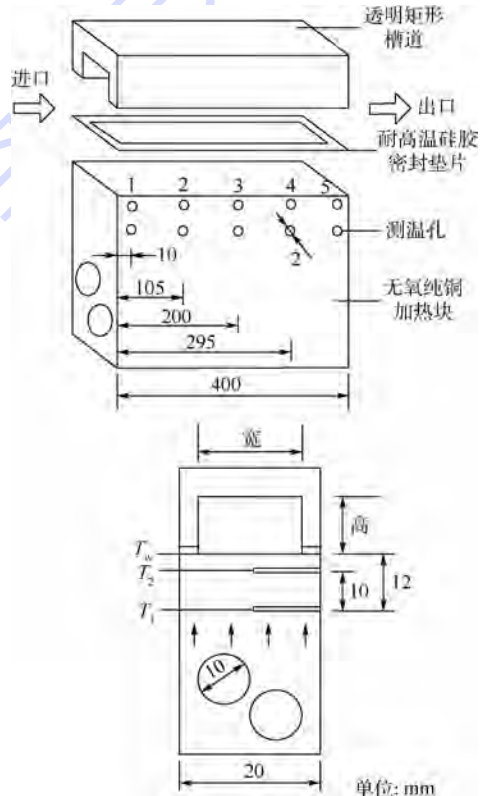


图2 实验段简图

Fig. 2 Schematic diagram of test section

棉的导热系数极小,在忽略了被包裹铜块表面与周围空气的对流和辐射换热之后,铜块中加热棒产生的热量可近似认为向上单向传递,这样系统即可简化为一维导热。

导热热流量:

$$\varphi = -\lambda A \frac{dT}{dx} \quad (2)$$

导热热流密度:

$$q = \frac{\varphi}{A} = -\lambda \frac{dT}{dx} = -\lambda \frac{T_2 - T_1}{\delta_1} \quad (3)$$

壁面温度:

$$T_w = T_2 - \frac{q\delta_2}{\lambda} \quad (4)$$

式中: $\varphi$  为导热热流量, W;  $\lambda$  为铜块的导热系数, W/(m·K);  $A$  为加热面的面积, m<sup>2</sup>;  $q$  为热流密度, W/m<sup>2</sup>;  $T_1$  和  $T_2$  为 2 个测点的温度, °C;  $T_w$  为加热表面温度, °C;  $\delta_1$  为两侧测温点之间的距离, m;  $\delta_2$  为测温点与加热壁面之间的距离, m。

## 2 实验结果与分析

实验初始条件设置为入口过冷度  $\Delta T_c$ 。分别保持在 20 °C 和 30 °C, 质量流速  $G = 220 \sim 417$  kg/(m<sup>2</sup>·s), 考虑到实验的可行性及转台旋转过程中管道散热的影响, 卸载大小  $G_x = 0g \sim 2.5g$ 。对于每一组实验, 分别保持入口过冷度和质量流速不变, 加热棒均匀加热, 当测试点温度率化率突然增大并持续变大时, 管道内流体达到临界状态, 停止加热, 同时记录实验数据。

### 2.1 壁面温度和热流密度随时间的变化

静止状态下, 初始入口过冷度  $\Delta T_c = 30$  °C、质量流速  $G = 317$  kg/(m<sup>2</sup>·s)。在管道静止状态下, 点 4 处的壁面温度和热流密度随时间的变化如图 3 所示, 随着壁面温度的逐渐增高, 热流密度逐渐增大, 当壁面温度  $T_w$  发生突变时, 即在时间  $t = 380$  s、 $T_w = 150$  °C 左右时, 壁面温度变化率增大, 管道内达到临界状态, 此时计算得到的临界热流密度值  $q_c = 26$  W/cm<sup>2</sup>。随后停止加热, 由于热惯性影响, 壁面温度还在持续升高, 而测点处的温差减小, 计算得到的热流密度值减小。

管道内的流动沸腾由单相流动传热、过冷沸腾和饱和沸腾等过程组成。单相流换热主要依靠壁面与流体的对流换热。过冷沸腾, 气泡的成核对壁面热边界和流动边界产生一定的扰动, 换热由对流换热向相变换热转换。饱和沸腾, 大量气泡产生, 破坏了原有的边界层分布, 核态沸腾占据主导地位, 换热主要是相变换热。距离管道出口

越近,  $T_w$  越大, 管道越往后, 液体温度较高, 先达到饱和沸腾状态, 液体与加热表面之间产生大量的气泡, 且两者之间逐渐形成一层气膜或干斑, 气膜导热系数较小, 液体与壁面之间的换热量降低, 导致壁面温度升高并发生突变。如图 4 所示为 2 张同一管道内点 4 处在不同时刻的流动状态图。可以看到随着加热的进行, 流体在壁面附近不断产生气泡, 随着气泡的增多, 聚合成一层薄的气膜或大的气泡层, 此时加热壁面发生局部干涸现象。

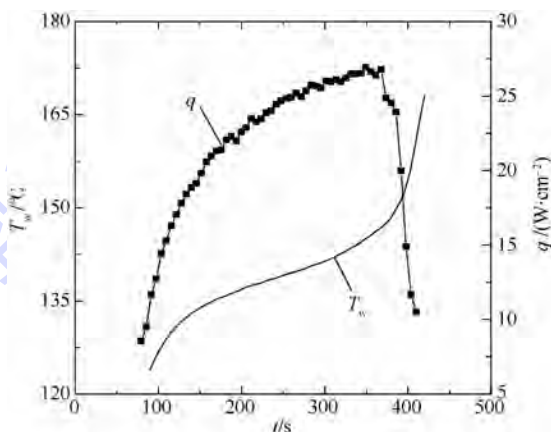


图 3 壁面温度和热流密度随时间的变化

Fig. 3 Variation of wall temperature and heat flux with time

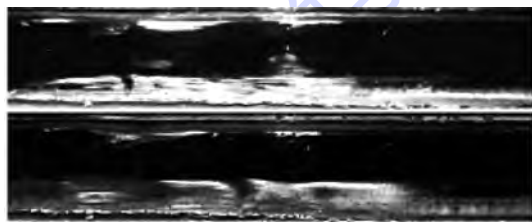


图 4 管道内临界沸腾状态影像

Fig. 4 Image of critical boiling state in tube

### 2.2 管道内流动参数随时间的变化

静止状态下, 初始入口过冷度  $\Delta T_c = 30$  °C、质量流速  $G = 417$  kg/(m<sup>2</sup>·s), 图 5 所示为管道内的

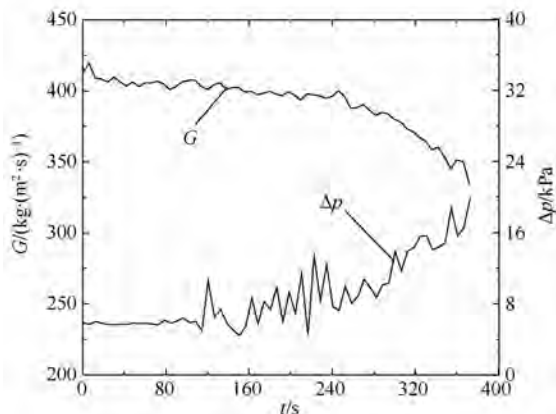


图 5 管道内流体压降和质量流速随时间的变化

Fig. 5 Variation of fluid pressure drop and mass flow rate in tube with time

进出口压差和质量流速随记录时间的变化曲线。从图4和图5可以看到,管道内液体临界沸腾时,产生大量气泡,气泡导致管道堵塞,质量流速逐渐减小。又因为管道内温度升高、液体间的摩擦和液体与气泡之间的摩擦,使得流动阻力增大,进出口压差  $\Delta p$  逐渐增大,达到 20 kPa。以上分析揭示管道内的进出口压差与质量流速的变化规律相反。

### 2.3 管道内流动参数随逆载的变化

图6所示为不同过冷度  $\Delta T_c = 20^\circ\text{C}$  和  $\Delta T_c = 30^\circ\text{C}$  所对应管道临界状态下的质量流速随逆载的变化。在逆载作用的起始阶段,质量流速快速降低。这是因为逆载作用在流体上产生较大的流动阻力,相对于静止状态,又增大了流体的流动阻力,在逆载大小达到  $G_x = 1.5g$  之前,入口过冷度越大,质量流速减小得越慢,这是因为过冷度越大,液体吸收的热量越多,产生气泡越慢,流动阻力越小,对应的质量流速较大。在  $G_x$  达到  $1.5g$  之后,质量力的影响超过气泡堵塞的影响,结果过冷度大的流体由于其密度较大,质量力引起的阻力使得其质量流速减小得更快,即逆载对流体阻力的影响要超过了气泡阻力的影响。

图7所示为在不同的进口初始条件下,管道内流体达到临界状态时,进出口压差随着逆载作用的变化曲线,从图7(a)中可以看出随着逆载的增大,进出口压差随之增大。在初始进口质量流速  $G = 317 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 、不同过冷度条件下,压差随逆载的变化曲线与图6所示的质量流速随逆载的变化曲线相照应,压差随着逆载的增大而增大,不同过冷度的变化曲线在  $G_x = 1.5g$  左右发生交叉现象。图7(b)显示,在质量流速较大时,尽管进口流体的过冷度不同,其进出口压差随逆载增大而增大的趋势相类似,没有出现交叉现象。这也表明质量流速的取值对管道内的压差变化趋势具有一定的影响。

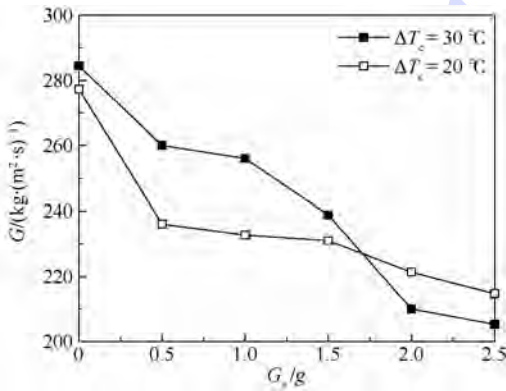


图6 质量流速随逆载的变化

Fig. 6 Variation of mass flow rate with inverse load

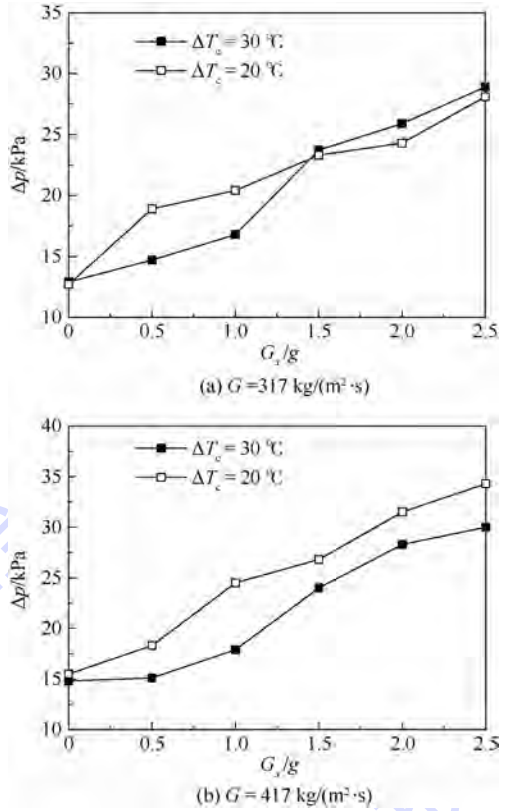


图7 进出口压差随逆载的变化

Fig. 7 Variation of fluid pressure difference with inverse load

### 2.4 质量流速、入口过冷度及逆载对临界热流密度的影响

图8所示为在不同的逆载作用、质量流速和入口过冷度条件下,管道内的临界热流密度值变化曲线。临界热流密度随着逆载作用的增大而增大。本实验条件下,逆载作用从  $G_x = 0g$  增大到  $G_x = 2.5g$ ,临界热流密度值提高了约 50%。图8(a)表明,在相同的质量流速下,随着逆载作用的增大,管道内的入口过冷度越大,临界热流密度值提高得也越多。图8(b)显示,在相同的入口过冷度条件下,质量流速越大,临界热流密度值也越大。图8(c)则表明,在相同的逆载作用下,质量流速越大,临界热流密度值越大。图8还表明,逆载对临界热流密度的影响远大于其他因素的影响。

饱和和沸腾换热是以气泡的相变潜热为主要的传热方式,其传热过程与气泡的生成频率、脱离直径、通道宽度、工质入口过冷度和质量流速有关。逆载作用在流体上,增强了管道内的流动阻力以及液体与气泡之间的扰动情况,且逆载越大,阻力越大,扰动越明显,使得液体与液体、液体与气泡之间的摩擦加剧。同时流体液相在逆载质量力作用下冲刷加热壁面上的气泡,加大了气泡的脱离速度,使其难于形成气相膜或大的弹状气泡。气

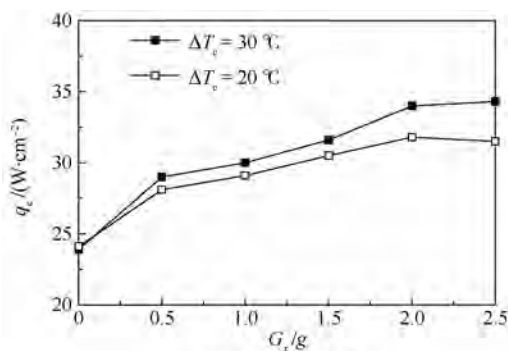
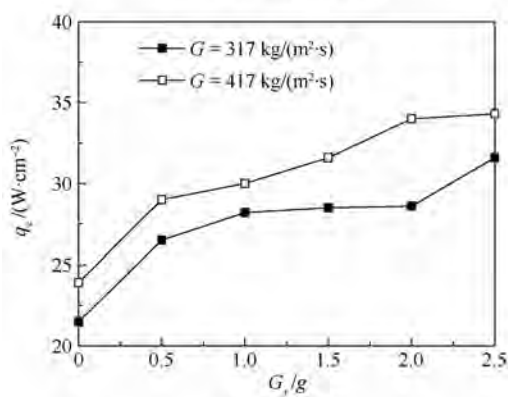
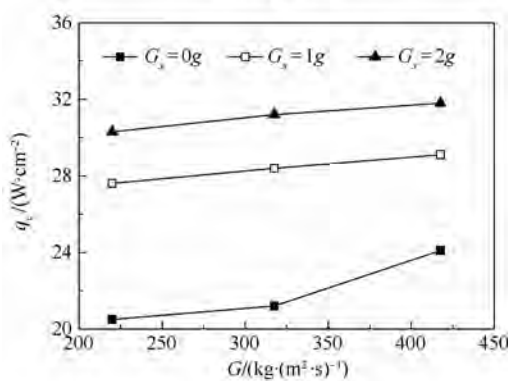
(a)  $G = 417 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ (b)  $\Delta T_c = 30 \text{ }^\circ\text{C}$ (c)  $\Delta T_c = 20 \text{ }^\circ\text{C}$ 

图 8 不同条件下临界热流密度的变化

Fig. 8 Variation of critical heat flux under different conditions

泡与气泡汇聚成大气泡加剧管道堵塞,导致管道内的压力升高,流体介质的物性参数发生变化,气泡更加难以产生,汽化吸热量减少,整体上管道内流体与加热壁面的换热量减少。入口过冷度相同时,流体的质量流速越大,扰动的影响就越小,要发生临界换热现象,必须在较大的加热功率下进行;质量流速相同时,入口过冷度越大,流动过程中吸收的热量就越多,产生的气泡量较少,不易发生气泡堵塞,达到临界换热状态就越难,临界热流密度就越大。而低质量流速、低入口过冷度的流体达到临界换热需要的热流密度相对较低,在逆载作用下的临界热流密度自然较低。

## 2.5 误差分析

在实验过程中,由于仪表精度、实验现场条件及观察测量等多种因素导致实验数据存在着误差。对于主要仪表测量参数的误差,根据量程、精度,数据采集模块的误差,采用传递公式(5)计算,结果如表2所示。

$$\omega_r = \left[ \left( \frac{\partial r}{\partial x_1} \omega_1 \right)^2 + \left( \frac{\partial r}{\partial x_2} \omega_2 \right)^2 + \cdots + \left( \frac{\partial r}{\partial x_n} \omega_n \right)^2 \right]^{1/2} \quad (5)$$

式中: $r$ 为 $n$ 个独立变量 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 的函数,各自的测量误差分别为 $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n$ 。

表 2 主要测量仪器及参数误差

Table 2 Main measuring instruments and parameter errors

测量仪器	量程	精度	参数误差/%
涡轮流量计	0 ~ 0.25 m <sup>3</sup> /h	1.0%	1.1
压力传感器	0 ~ 1 MPa	0.5%	0.51
Pt100 热电阻	-200 ~ 420 °C	± 0.1 °C	0.32

## 3 结论

本文利用旋转实验台及流动沸腾装置,对矩形管道内汽水两相流临界换热参数进行了实验测量,并对实验数据进行分析和处理,得到了不同状态下管道内各点的热流密度及管道内流动参数和临界热流密度的变化曲线。在本文设定的初始条件下,通过对曲线的分析得出以下结论:

1) 随着加热时间的持续,压差与质量流速的变化趋势相反。压差随着入口过冷度的增大而减小,随着入口质量流速的增大而增大。

2) 逆载的作用一方面促进气泡分离,提高临界热流密度;另一方面增大流体的流动阻力,逆载越大,在窄通道内饱和沸腾状态下,加上气泡的堵塞,容易造成回流,使质量流速减小,压差增大。

3) 在相同的质量流速和过冷度条件下,临界热流密度值随着逆载作用的增大而增大;在逆载 $G_s = 0g \sim 2.5g$ 作用下, $q_c$ 值分别随着质量流速、过冷度的增大而增大;且逆载对 $q_c$ 值影响的贡献最大,可提高50%以上。

## 参考文献 (References)

- [1] DENG D, WAN W, TANG Y, et al. Experimental investigations on flow performance of reentrant and rectangular micro-channels-A comparative study[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 82: 435-446.
  - [2] 盛程, 周涛, 聶忠云, 等. 矩形通道临界热流密度计算模型的实验评价[J]. 核动力工程, 2014, 35(1): 52-55.
- CHENG C, ZHOU T, JU Z Y, et al. Experimental evaluation of

- critical heat flux calculation models of rectangular channel[J]. Nuclear Power Engineering, 2014, 35(1):52-55 (in Chinese).
- [3] 罗小平,唐杨. 矩形微槽道饱和沸腾临界热流密度特性[J]. 低温与超导, 2010, 38(6):66-70.
- LUO X P, TANG Y. Properties of saturated flow boiling critical heat flux through rectangular micro-channel[J]. Low Temperature and Superconductivity, 2010, 38(6):66-70 (in Chinese).
- [4] 刘振华,杨荣华,秋雨豪. 倾斜管内自然对流沸腾临界热流密度的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3):342-345.
- LIU Z H, YANG R H, QIU Y H, et al. Critical heat flux during natural convection boiling in inclined tubes[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3):342-345 (in Chinese).
- [5] KONISHI C, MUDAWAR I, HASAN M M. Investigation of the influence of orientation on critical heat flux for flow boiling with two-phase inlet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 61(6):176-190.
- [6] ZHANG H, MUDAWAR I, HASAN M M. Experimental and theoretical study of orientation effects on flow boiling CHF[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(22):4463-4477.
- [7] TIBIRICA C B, SZCZUKIEWICZ S, RIBATSKI G, et al. Critical heat flux of R134a and R245fa inside small-diameter tubes[J]. Heat Transfer Engineering, 2013, 34(3):492-499.
- [8] 潘杰,杨冬,肖荣鸽,等. 低干度流动沸腾临界热流密度预测模型[J]. 核动力工程, 2013, 34(4):58-63.
- PAN J, YANG D, XIAO R G, et al. Critical heat flux prediction model for flow boiling of low quality flow boiling[J]. Nuclear Power Engineering, 2013, 34(4):58-63 (in Chinese).
- [9] 刘腾,钱吉裕,孔祥举,等. 低干度两相流工质在矩形通道冷板内的换热特性实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(1):59-64.
- LIU T, QIAN J Y, KONG X J, et al. Experimental study on the heat transfer performance of the low quality two-phase working medium in cool plat evaporation with rectangular channels[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(1):59-64 (in Chinese).
- [10] 郭亚军,徐应坤,毕勤成,等. 竖立方管内两相流临界热流密度的实验研究[J]. 西安建筑科技大学学报, 2013, 45(1):126-129.
- GUO Y J, XU Y K, BI Q C, et al. Experimental study on critical heat flux of two-phase flow in a vertical square tube[J]. Journal of Xi'an University of Architecture and Technology, 2013, 45(1):126-129 (in Chinese).
- [11] 卢冬华,黄彦平,白雪松. 高流速下窄矩形通道内临界热流密度试验研究[J]. 核动力工程, 2004, 25(2):118-122.
- LU D H, HUANG Y P, BAI X S. Experimental investigation on the critical heat flux of rectangular channel with narrow gap under high mass velocity[J]. Nuclear Power Engineering, 2004, 25(2):118-122 (in Chinese).
- [12] 李卓,俞坚,夏国栋,等. 水平矩形小通道内气-液两相流摩擦压降的研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(增刊1):185-188.
- LI Z, YU J, XIA G D, et al. Frictional pressure drop of gas-liquid two-phase flow in small horizontal rectangular channels[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(Suppl. 1):185-188 (in Chinese).
- [13] TRAN T N, CHYU M C, WAMBSGANSS M. W. Two-phase pressure drop of refrigerants during flow boiling in small channels: An experimental investigation and correlation development[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2000, 26(11):1739-1754.
- [14] 庞凤阁,高璞珍,王兆祥,等. 摇摆对常压水临界热流密度(CHF)影响实验研究[J]. 核科学与工程, 1997, 17(4):367-372.
- PANG F G, GAO P Z, WANG Z X, et al. Experimental study on the influence of rolling movement on the critical heat flux (CHF) of atmospheric water[J]. Chinese Journal of Nuclear Science and Engineering, 1997, 17(4):367-372 (in Chinese).
- [15] MA Y, CHUNG J N. An experimental study of critical heat flux in microgravity forced-convection boiling[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2001, 27(10):1753-1767.
- [16] 姚秋萍,宋保银,赵枚. 动载对管内汽水两相流流阻、空隙率和传热的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(1):43-47.
- YAO Q P, SONG B Y, ZHAO M. Effects of dynamic load on flow resistance, void fraction and heat transfer of steam-water two-phase flow in pipes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(1):43-47 (in Chinese).
- [17] 李冈,宋保银,张钊,等. 侧载对矩形通道内水流动特性影响的实验研究[J]. 制冷与空调, 2015, 29(3):237-242.
- LI G, SONG B Y, ZHANG Z, et al. Experimental study of the effect of side load on flow characteristics of water flow in a rectangular channel[J]. Refrigeration and Air Conditioning, 2015, 29(3):237-242 (in Chinese).
- [18] 李冈,宋保银,张钊,等. 侧载及加热方位对槽道内临界热流密度影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1):203-210.
- LI G, SONG B Y, ZHANG Z, et al. Influences of side load and heating orientation on critical heat flux in a rectangular groove[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1):203-210 (in Chinese).

#### 作者简介:

宋军辉 男,硕士研究生. 主要研究方向:矩形管道内两相流沸腾换热。

宋保银 男,博士,教授,博士生导师. 主要研究方向:传热与传质。

张钊 男,博士. 主要研究方向:两相流沸腾换热。

李冈 男,硕士研究生. 主要研究方向:两相流沸腾换热。

## Effect of inverse load on critical heat flux of steam-water two-phase flow in a tube

SONG Junhui, SONG Baoyin<sup>\*</sup>, ZHANG Zhao, LI Gang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** An experimental investigation using a rotating platform was performed to obtain the critical heat transfer performance of steam-water two-phase flow in a rectangle tube under inverse load. By changing the parameters such as magnitude of inverse load, inlet subcooling and mass flow rate, the critical flow and heat transfer data of steam-water two-phase flow boiling under static and inverse load were obtained. The results show that mass flow rate decreases with continuous heating, but the variation of fluid pressure difference in the test section is opposite. At critical state, mass flow rate decreases with increasing inverse load and/or inlet subcooling. Fluid pressure difference increases with increasing inverse load and mass flow rate, and decreases with increasing inlet subcooling. The critical heat flux increases with increasing inverse load, mass flow rate and inlet subcooling. Inverse load greatly impacts critical heat flux. Within its changing range from 0 g to 2.5 g, the critical heat flux could be increased by 50%.

**Keywords:** rectangle channel; two-phase flow; critical heat flux; inverse load; experimental research

**Received:** 2016-04-21; **Accepted:** 2016-09-02; **Published online:** 2016-11-09 11:18

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1118.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1118.002.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (50576035)

**\* Corresponding author.** E-mail: [bysong@nuaa.edu.cn](mailto:bysong@nuaa.edu.cn)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0245

# 基于传递矩阵法的柔性杠杆放大机构刚度分析

郑洋洋, 官金良\*, 张彦斐

(山东理工大学 机械工程学院, 淄博 255049)



**摘 要:** 刚度是影响柔性微动机构动态性能和定位精度的重要指标。将工程中的传递矩阵概念引入到刚度分析中, 首先根据结构特点将柔性微动机构模块化并将各子单元视为柔性体, 全面考虑其轴向、剪切和弯曲等变形, 求解各子单元柔性体的传递矩阵, 然后通过传递矩阵将各子单元组合, 最后根据力平衡建立柔性微动机构输入力和输出位移之间的关系模型。研究表明, 传递矩阵法由于考虑了各单元的多维度真实变形, 因此保证了结果的高精度。同时分析过程不需要求解刚柔单元变形协调方程, 而且避免了微动机构全局坐标系的转换, 减少了分析计算量。最后应用该方法建立了一种柔性杠杆放大微动机构的刚度模型, 与有限元分析结果的对比误差小于 6.4%, 有效提高了分析精度, 为参数设计提供了重要理论依据。

**关键词:** 柔性微动机构; 传递矩阵; 柔性杠杆放大机构; 刚度; 有限元

**中图分类号:** TH112.5

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)04-0849-08

柔性微动机构是一种靠各构件的变形来输出力或位移的机构<sup>[1-2]</sup>。现代科学技术的发展, 使得柔性机构在微机电、微加工、微制造、微装配、纳米技术、航空航天和生物工程<sup>[3-8]</sup>等微观领域得到广泛应用。刚度是影响柔性微动机构动态性能和末端定位精度的重要因素, 因此刚度是评价柔性微动机构的重要指标。

现有的柔性微动机构分析方法主要有伪刚体模型法<sup>[9-11]</sup>和结构矩阵法<sup>[12-13]</sup>。伪刚体模型法由 Howell 和 Midha<sup>[14]</sup>最先提出, 其基本思想是刚体替换法, 将柔性机构等效简化为相应的刚性机构模型, 再沿用成熟的刚性体理论对柔性机构的刚度进行分析。该方法计算简单, 但伪刚体模型不唯一, 刚体柔体之间有较大差别, 在复杂力作用下, 变形不仅发生在一维方向上, 因此计算精度相对较低。结构矩阵法是一种扩展的伪刚体模型

法, 考虑柔性运动副的变形, 对于柔性运动副间的连杆部件作为刚体考虑, 利用刚柔单元变形协调方程、力平衡方程、坐标变换到整体坐标系下计算机构刚度。精度比伪刚体模型高, 但变形协调难求解, 计算量大。

基于以上方法的特点, 提出一种求解柔性微动机构新方法——传递矩阵法。将柔性微动机构模块化, 各子单元视为柔体, 分别求解其传递矩阵, 利用相邻子单元结点力与位移的关系将各子单元传递矩阵组合, 由力平衡求解整个机构的刚度。该方法避免了变形协调方程及全局坐标系的变换, 求解简单, 具有递推性, 利于编程, 且考虑了各子单元的变形, 求解结果更精确。以一种柔性杠杆放大机构为例, 推导了其刚度的求解过程, 并与 ANSYS 分析结果对比, 证明了此方法的精确性。

收稿日期: 2016-03-29; 录用日期: 2016-06-03; 网络出版时间: 2016-06-08 16:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160608.1654.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61303006); 山东省优秀中青年科学家科研奖励基金(BS2012ZZ009); 山东理工大学青年教师发展支持计划(2013-02)

\* 通讯作者: E-mail: 84374294@qq.com

**引用格式:** 郑洋洋, 官金良, 张彦斐. 基于传递矩阵法的柔性杠杆放大机构刚度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 849-856. ZHENG Y Y, GONG J L, ZHANG Y F. Stiffness analysis of a flexible lever magnifying mechanism based on transfer matrix method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 849-856 (in Chinese).

# 1 传递矩阵法

## 1.1 基本原理

选取的任一梁单元,如图1所示。传递矩阵表示左结点力  $\mathbf{F}_l$ 、位移  $\mathbf{u}_l$  与右结点力  $\mathbf{F}_r$ 、位移  $\mathbf{u}_r$  的矩阵关系。结点力包括轴向力  $F_x$ 、剪切力  $F_y$ 、弯矩  $M$ , 结点位移包括轴向位移  $u_x$ 、横向位移  $u_y$  以及转角  $\alpha$ 。定义传递矩阵的传递方向由左向右,如图1中箭头所示。



图1 梁单元结点力与位移

Fig.1 Beam element node force and displacement

单元从左(l)端到右(r)端的关系为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_r \\ \mathbf{u}_r \end{bmatrix} = \mathbf{T} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_l \\ \mathbf{u}_l \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{F}_i = [F_{xi} \ F_{yi} \ M_i]^T, i = l, r; \mathbf{u}_i = [u_{xi} \ u_{yi} \ \alpha_i]^T; \mathbf{T}$  为传递矩阵,文献[15]根据力平衡及虚功原理求解了传递矩阵的公式为

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -L & 1 & 0 & 0 & 0 \\ t_{41} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & t_{52} & t_{53} & 0 & 1 & L \\ 0 & t_{62} & t_{63} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中:

$$\begin{cases} t_{41} = -\int_0^L \frac{dx}{EA(x)} \\ t_{52} = \int_0^L \frac{(L-x)xdx}{EI(x)} - \int_0^L \frac{udx}{GA(x)} \\ t_{53} = -\int_0^L \frac{(L-x)dx}{EI(x)} \\ t_{62} = \int_0^L \frac{xdx}{EI(x)} \\ t_{63} = -\int_0^L \frac{dx}{EI(x)} \end{cases} \quad (3)$$

$L$  为梁的长度;  $E$  为弹性模量;  $G$  为剪切模量;  $u$  为应力分布不均匀系数,当截面为矩形时取  $u = 1.2$ ;  $A(x)$  为截面剪切面积函数;  $I(x)$  为惯性积函数。

## 1.2 传递矩阵坐标变换

在单元坐标系下,传递矩阵可根据式(2)求得。为了便于建立结点力平衡,需要将各子单元统一到结构坐标系中。如图2所示,当梁单元绕1

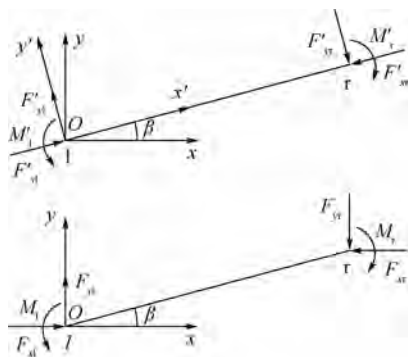


图2 梁单元旋转变换

Fig.2 Rotation transform of beam element

端旋转角度  $\beta$  (逆时针为正) 时,单元坐标系  $Ox'y'$  下的结点力为  $F'_{xi}, F'_{yi}, M'_i (i = l, r)$ ; 结构坐标系  $Oxy$  下的结点力为  $F_{xi}, F_{yi}, M_i (i = l, r)$ 。两者之间的关系如下:

$$\begin{cases} \mathbf{F}'_l = \boldsymbol{\gamma} \mathbf{F}_l \\ \mathbf{F}'_r = \boldsymbol{\gamma} \mathbf{F}_r \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \mathbf{u}'_l = \boldsymbol{\gamma} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}'_r = \boldsymbol{\gamma} \mathbf{u}_r \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $\boldsymbol{\gamma}$  为旋转矩阵,其定义为

$$\boldsymbol{\gamma} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

在单元坐标下传递矩阵关系为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}'_r \\ \mathbf{u}'_r \end{bmatrix} = \mathbf{T}' \begin{bmatrix} \mathbf{F}'_l \\ \mathbf{u}'_l \end{bmatrix} \quad (6)$$

将式(4)、式(5)代入式(6)可得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_r \\ \mathbf{u}_r \end{bmatrix} = \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{T}' \boldsymbol{\lambda} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_l \\ \mathbf{u}_l \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\text{式中: } \boldsymbol{\lambda} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{\gamma} \end{bmatrix}.$$

则梁单元在结构坐标系下传递矩阵为

$$\mathbf{T} = \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{T}' \boldsymbol{\lambda} \quad (8)$$

## 2 柔性杠杆放大机构刚度求解

### 2.1 机构描述

柔性杠杆放大机构如图3所示,该机构根据杠杆原理设计,包括固定平台、驱动器、柔性铰链、弹性移动副、杠杆以及连杆。驱动器1产生驱动位移,经过弹性移动副2、柔性铰链3、连杆4、柔性铰链5传递变形。柔性铰链6相当于杠杆支点,通过杠杆7将位移放大,再通过柔性铰链8、连杆9、柔性铰链10在弹性移动副11上输出位移。支链3、4、5与支链8、9、10结构相同,其作用是使整个机构不产生过约束。

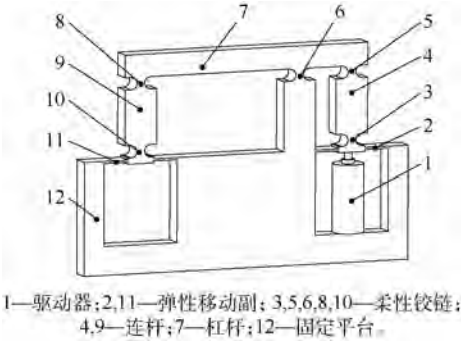


图 3 柔性杠杆放大机构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of flexible lever magnifying mechanism

动力臂与阻力臂的比值决定了柔性杠杆放大机构的放大倍数, 即杠杆 7 的长度决定其放大倍数。利用伪刚体模型法求解时, 将杠杆 7 视为刚体绕支点的转动, 输入输出为线性关系, 但杠杆 7 末端需要克服阻力, 因而会产生挠度, 过长会导致其刚度变小而发生弯曲, 因此合理的构建模型, 选取杠杆 7 的长度使整个机构刚度最小是设计此机构的关键。

### 2.2 子单元刚度建模

将柔性杠杆放大机构划分单元, 从图 4 可以看出, 共有 3 种单元, 分别为弹性移动副、柔性梁以及柔性铰链。箭头表示传递矩阵的传递方向。图 5 为柔性杠杆放大机构参数模型。

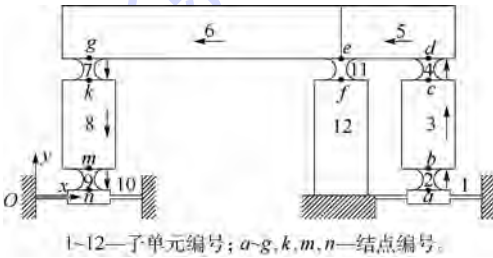


图 4 柔性杠杆放大机构单元划分

Fig. 4 Element partition of flexible lever magnifying mechanism

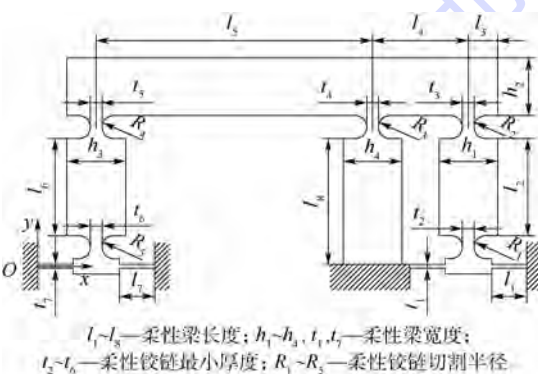


图 5 柔性杠杆放大机构参数模型

Fig. 5 Parameter model of flexible lever magnifying mechanism

### 2.2.1 弹性移动副刚度

弹性移动副单元的受力方向及结构尺寸如图 6 所示。

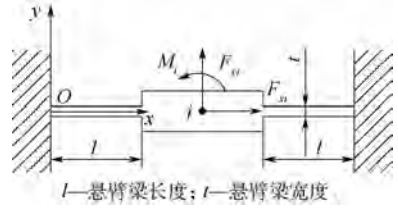


图 6 弹性移动副

Fig. 6 Flexible prismatic pair

弹性移动副  $i$  点力与位移关系为

$$F_i = K_p u_i \quad (9)$$

式中:  $K_p$  为弹性移动副的刚度矩阵<sup>[16]</sup>, 其定义为

$$K_p = \begin{bmatrix} \frac{2Ebt}{l} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2Ebt^3(1-\mu^2)}{l^3} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2Ebt^3}{3l} \end{bmatrix}$$

其中:  $b$  为弹性移动副  $z$  轴方向宽度;  $\mu$  为泊松比。

单元 1 和单元 10 为弹性移动副, 因此, 可以得到

$$F_a = K_{pa} u_a \quad (10)$$

$$F_n = K_{pn} u_n \quad (11)$$

式中:  $K_{pa} = K_p(t_1, l_1)$ , 下标  $a$  为单元 1 中结点  $a$ ;  $K_{pn} = K_p(t_7, l_7)$ , 下标  $n$  为单元 10 中结点  $n$ ;  $u_a$  为结点  $a$  位移;  $u_n$  为结点  $n$  位移。

### 2.2.2 柔性梁传递矩阵

图 7 为柔性梁单元, 传递矩阵方向如箭头所示。求解积分式(3)即可得到柔性梁单元的传递矩阵  $T_1$ 。

$$\begin{bmatrix} F_j \\ u_j \end{bmatrix} = T_1 \begin{bmatrix} F_i \\ u_i \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:  $T_1$  中的元素  $t_{41}^1 = -\frac{l_b}{Ebh_b}$ ,  $l_b$  为柔性梁长度,

$h_b$  为柔性梁宽度;  $t_{52}^1 = \frac{2l_b^3}{Ebh_b^3} - \frac{ul_b}{Gbh_b}$ ;  $t_{53}^1 = -\frac{6l_b^2}{Ebh_b^3}$ ;

$t_{62}^1 = \frac{6l_b^2}{Ebh_b^3}$ ;  $t_{63}^1 = -\frac{12l_b}{Ebh_b^3}$ 。

单元 3、5、6 和 8 为柔性梁单元, 根据图 4 中

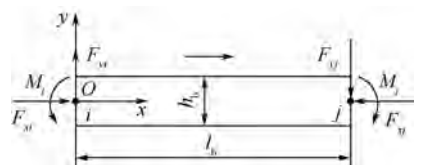


图 7 柔性梁单元

Fig. 7 Flexible beam element

传递矩阵的方向对各个子单元进行坐标变换。

单元3 传递矩阵为

$$T_3 = \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)^T T_1(l_2, h_1) \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)$$

单元5 传递矩阵为

$$T_5 = \boldsymbol{\lambda}(180^\circ)^T T_1(l_4, h_2) \boldsymbol{\lambda}(180^\circ)$$

单元6 传递矩阵为

$$T_6 = \boldsymbol{\lambda}(180^\circ)^T T_1(l_5, h_2) \boldsymbol{\lambda}(180^\circ)$$

单元8 传递矩阵为

$$T_8 = \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)^T T_1(l_6, h_3) \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)$$

### 2.2.3 柔性铰链传递矩阵

柔性铰链单元的传递矩阵方向及结构尺寸如图8所示。

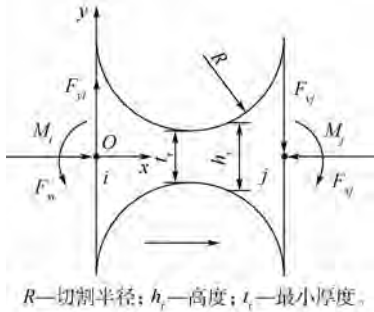


图8 柔性铰链  
Fig.8 Flexible hinge

柔性铰链右节点j与左结点i传递矩阵关系为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_j \\ \mathbf{u}_j \end{bmatrix} = \mathbf{T}_r \begin{bmatrix} \mathbf{F}_i \\ \mathbf{u}_i \end{bmatrix} \quad (13)$$

柔性铰链为变截面梁,需要通过积分求得传递矩阵,坐标系如图8所示,其可变高度  $h_r$  函数为

$$h_r(x) = 2R + t_r - 2\sqrt{R^2 - (x - R)^2} \quad (14)$$

代入求解积分式(3)即可得到柔性铰链单元的传递矩阵  $T_r$ 。

$T_r$  中的元素

$$t_{41}^r = -\frac{1}{Eb} \left[ \frac{2(2s+1)}{\sqrt{4s+1}} \arctan \sqrt{4s+1} - \frac{\pi}{2} \right]$$

$$t_{52}^r = -\frac{12}{Eb} \left[ \frac{s(72s^4 + 56s^3 + 30s^2 + 8s + 1)}{2(2s+1)(4s+1)^2} + \frac{(2s+1)(72s^4 + 8s^3 - 14s^2 - 8s - 1)}{2(4s+1)^{\frac{5}{2}}} \right]$$

$$\arctan \sqrt{4s+1} + \frac{\pi}{8} \Big] -$$

$$\frac{u}{Gb} \left[ \frac{2(2s+1)}{\sqrt{4s+1}} \arctan \sqrt{4s+1} - \frac{\pi}{2} \right]$$

$$t_{53}^r = -\frac{24s^2}{Ebt_r} \left[ \frac{6s(1+2s) \arctan \sqrt{1+4s}}{(4s+1)^{\frac{5}{2}}} + \frac{1+4s+6s^2}{(1+2s)(4s+1)^2} \right]$$

$$t_{62}^r = \frac{24s^2}{Ebt_r} \left[ \frac{6s(1+2s) \arctan \sqrt{1+4s}}{(4s+1)^{\frac{5}{2}}} + \frac{1+4s+6s^2}{(1+2s)(4s+1)^2} \right]$$

$$t_{63}^r = -\frac{24s}{Ebt_r^2} \left[ \frac{6s(1+2s) \arctan \sqrt{1+4s}}{(4s+1)^{\frac{5}{2}}} + \frac{1+4s+6s^2}{(1+2s)(4s+1)^2} \right]$$

$$s = R/t_r$$

单元2,4,7,9为柔性铰链单元,根据图4中传递矩阵的方向对各个子单元进行坐标变换。

单元2 传递矩阵为

$$T_2 = \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)^T T_r(R_1, t_2) \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)$$

单元4 传递矩阵为

$$T_4 = \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)^T T_r(R_2, t_3) \boldsymbol{\lambda}(90^\circ)$$

单元7 传递矩阵为

$$T_7 = \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)^T T_r(R_4, t_5) \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)$$

单元9 传递矩阵为

$$T_9 = \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)^T T_r(R_5, t_6) \boldsymbol{\lambda}(-90^\circ)$$

### 2.3 力平衡建立

支链2,3,4,5受力分析如图9所示。

在各子单元中传递矩阵分别为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_b \\ \mathbf{u}_b \end{bmatrix} = T_2 \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{a'} \\ \mathbf{u}_{a'} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \mathbf{F}_c \\ \mathbf{u}_c \end{bmatrix} = T_3 \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{b'} \\ \mathbf{u}_{b'} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \mathbf{F}_d \\ \mathbf{u}_d \end{bmatrix} = T_4 \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{c'} \\ \mathbf{u}_{c'} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{e5} \\ \mathbf{u}_{e5} \end{bmatrix} = T_5 \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{d'} \\ \mathbf{u}_{d'} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (15)$$

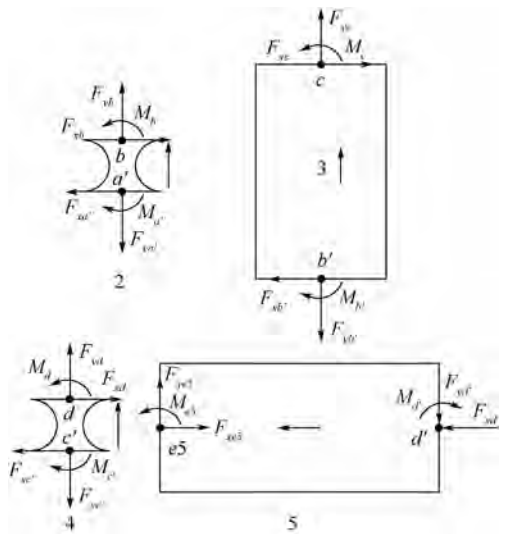


图9 子单元2,3,4,5受力分析

Fig.9 Force analysis of subunit 2,3,4,5

因为  $b$  点力与  $b'$  点力为作用力与反作用力, 位移连续, 则  $F_b = F_{b'}, u_b = u_{b'}$ 。

同理  $F_c = F_{c'}, u_c = u_{c'}, F_d = F_{d'}, u_d = u_{d'}$ 。

因此

$$\begin{bmatrix} F_{e5} \\ u_{e5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_{e11} & t_{e12} \\ t_{e21} & t_{e22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{a'} \\ u_{a'} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\text{式中: } \begin{bmatrix} t_{e11} & t_{e12} \\ t_{e21} & t_{e22} \end{bmatrix} = T_5 T_4 T_3 T_2。$$

同理支链 6、7、8、9 为

$$\begin{bmatrix} F_n \\ u_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_{b11} & t_{b12} \\ t_{b21} & t_{b22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{e6} \\ u_{e6} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\text{式中: } \begin{bmatrix} t_{b11} & t_{b12} \\ t_{b21} & t_{b22} \end{bmatrix} = T_9 T_8 T_7 T_6。$$

将柔性铰链单元 11 对  $e$  点的作用等效为力  $F_e$ ,  $e$  点力平衡得

$$F_e = F_{e5} - F_{e6} \quad (18)$$

$e$  点位移连续得

$$u_{e6} = u_{e5} = u_e \quad (19)$$

因此,

$$\begin{bmatrix} F_{e6} \\ u_{e6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{e5} \\ u_{e5} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} F_e \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

对于柔性铰链单元 11

$$F_e = k_r u_e \quad (21)$$

式中:  $k_r$  为柔性铰链一端固定时刚度<sup>[17]</sup>。

输入点  $a$  力平衡得

$$F_{a'} = F_a + F \quad (22)$$

式中:  $F_a$  为作用在弹性移动副  $a$  点的力;  $F_{a'}$  为作用在柔性铰链单元  $2a'$  点的力;  $F = [0 \quad F_y \quad 0]^T$  为作用于弹性移动副的外力。

由式(10)、式(11)、式(16)、式(17)、式(20)~式(22)联立可以求得

$$F = Ku_n \quad (23)$$

式中:

$$K = (f_3 f_1^{-1} f_2 - f_4)^{-1} (f_3 f_1^{-1} - K_{pn})$$

$$f_1 = (t_{a21} - t_{b21} k_r t_{c21}) K_{pa} + t_{a22} - t_{b21} k_r t_{c22}$$

$$f_2 = t_{a21} - t_{b21} k_r t_{c21}$$

$$f_3 = (t_{a11} - t_{b11} k_r t_{c21}) K_{pa} + t_{a12} - t_{b11} k_r t_{c22}$$

$$f_4 = t_{a11} - t_{b11} k_r t_{c21}$$

$$\begin{bmatrix} t_{a11} & t_{a12} \\ t_{a21} & t_{a22} \end{bmatrix} = T_9 T_8 T_7 T_6 T_5 T_4 T_3 T_2$$

刚度矩阵的逆矩阵为其柔度矩阵, 因此输出位移  $u_n$  与输入力  $F$  关系为

$$u_n = CF \quad (24)$$

式中:  $C$  为机构的柔度矩阵, 定义

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}$$

由式(24)可得到弹性移动副  $a$  输入力  $F_y$  与末端  $y$  向输出位移  $u_{yn}$  关系式为

$$F_y = k u_{yn} \quad (25)$$

式中:  $k = \frac{1}{C_{22}}$  为柔性杠杆放大机构输入力和输出位移之间的关系, 即为本文所求的刚度。

### 3 算例分析

分析比较传递矩阵法与有限元分析之间的误差。运用 ANSYS14.0 建立柔性杠杆放大机构模型进行刚度研究, 选择三维 20 节点实体单元 Solid95, 设定柔性杠杆放大机构的材料为 60Si2Mn, 材料弹性模量  $E = 206 \text{ GPa}$ , 泊松比  $\mu = 0.27$ , 剪切模量  $G = 79 \text{ GPa}$ 。假设结构参数为: 厚度  $b = 10 \text{ mm}$ ,  $t_1 = t_7 = 1 \text{ mm}$ ,  $l_1 = l_7 = 11.5 \text{ mm}$ ,  $l_2 = l_6 = 27 \text{ mm}$ ,  $l_4 = 26.5 \text{ mm}$ ,  $l_5 = 50.5 \text{ mm}$ ,  $h_1 = 16 \text{ mm}$ ,  $h_2 = 11 \text{ mm}$ ,  $h_3 = 16 \text{ mm}$ ,  $R_i = 3 \text{ mm} (i = 1, 2, \dots, 5)$ ,  $t_i = 4 \text{ mm} (i = 2, 3, \dots, 6)$ 。建立柔性杠杆放大机构有限元模型, 网格划分如图 10 所示。

约束固定平台, 在输入弹性移动副  $a$  点施加力  $F_y = 100 \text{ N}$ 。在输出弹性移动副  $n$  点提取输出位移  $u_{yn}$ 。因此通过分析所得机构刚度为  $k = F_y / u_{yn}$ 。通过 MATLAB 计算式(23)和式(25)求解传递矩阵法的刚度。改变  $l_5$  的尺寸, 得到不同的机构参数下的有限元分析值及传递矩阵值。其误差对比结果如表 1 所示, 可以得到其误差在 6.4% 以内, 表明传递矩阵法是精确的。由图 11 可以看出, 有限元法与传递矩阵法刚度变化规律是一

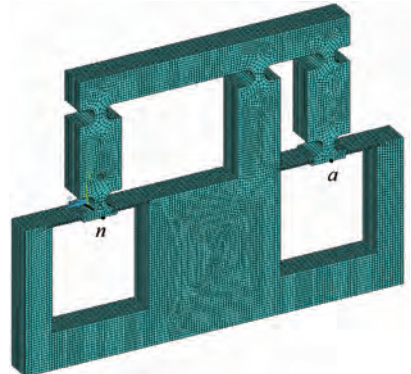


图 10 柔性杠杆放大机构 ANSYS 网格划分  
Fig. 10 ANSYS mesh generation of flexible lever magnifying mechanism

致的,因为考虑了各个单元的变形,与实际情况是相符合的。由此可通过传递矩阵法求解刚度的最小值,使其在相同的输入力的情况下,输出位移最大。

例如本文中的柔性杠杆放大机构模型,传递矩阵法刚度  $k$  与  $l_5$  的关系曲线如图 12 所示, A 点即为刚度最小值点,此时  $l_5$  为 47 mm,相对应的刚度值为 11.578 6 MN/m。

传递矩阵法求解结果大于有限元分析结果,可能原因为结构力学、弹性力学梁理论是建立在一定假设条件下的,为理想变形,在求解过程中忽略了细节变形,如求解弯矩时忽略轴向变形等;传递矩阵法将机构模块化,然后将各子单元组合,忽略了各子单元之间的变形;利用有限元求解的为三维的变形,而本文求解为二维平面内变形,因

表 1 有限元法与传递矩阵法刚度对比

Table 1 Comparison of stiffness between finite element method and transfer matrix method

$l_5/\text{mm}$	刚度/(MN·m <sup>-1</sup> )		误差/%
	有限元法	传递矩阵法	
50.5	10.9319	11.6182	6.27828
60.5	11.3269	12.0347	6.24846
70.5	12.0089	12.7689	6.32908
80.5	12.9039	13.2731	6.34812

此产生偏差,并且有限元为近似的数值解,因此与真实值也有一定偏差。

### 4 结论

1) 传递矩阵法将柔性微动机构划分为若干子单元,考虑各个子单元的轴向力、剪切力、弯矩变形。根据子单元传递矩阵的传递关系及力平衡求解整体机构刚度。避免了刚柔单元的位移协调方程及将各单元转换到整体坐标系,减少了计算工作量,且具有递推性,利于编程。

2) 以柔性杠杆放大机构为例,将有限元法分析结果与传递矩阵法分析结果相对比,误差在 6.4% 以内,且刚度的变化规律是一致的,证明了此方法的精确性,与实际情况相符。因此可通过传递矩阵法求解柔性杠杆放大机构刚度的最小值,使其在相同的输入力的情况下,输出位置最大。对柔性杠杆放大机构参数设计提供了理论依据。同时,此方法同样适用于其他柔性微动机构的刚度及运动学分析。

### 参考文献 (References)

[1] 于靖军,郝广波,陈贵敏,等. 柔性机构及其应用研究进展[J]. 机械工程学报,2015,51(13):53-68.  
 YU J J,HAO G B,CHEN G M, et al. State-of-art of compliant mechanisms and their applications[J]. Journal of Mechanical Engineering,2015,51(13):53-68(in Chinese).

[2] 宫金良,裴童,张彦斐. 面向高精度放大比的微动机构设计与实现[J]. 北京理工大学学报,2015,35(7):691-696.  
 GONG J L,PEI T, ZHANG Y F. Parameter design method of micro-motion mechanism targeting for precise displacement amplification ratio[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2015,35(7):691-696(in Chinese).

[3] 赵荣丽,陈新,李克天. 双柔性平行六连杆微动平台结构的设计及测试[J]. 光学精密工程,2015,23(10):2860-2869.  
 ZHAO R L,CHEN X,LI K T. Design and experiments of micro motion platform based on a pair of flexible parallel six-bar linkages [J]. Optics and Precision Engineering,2015,23(10):2860-2869(in Chinese).

[4] HAO G B,KONG X W. A novel large-range XY compliant parallel manipulator with enhanced out-of-plane stiffness[J]. Journal of Mechanical Design,2012,134(6):061009.

[5] SARAJILIC E,YAMAHATA C, CORDERO M, et al. Three-phase electrostatic rotary stepper micromotor with a flexural pivot bearing [J]. Journal of Microelectromechanical System,2012,19(2):338-349.

[6] 陈兴林,刘川,刘杨,等. 精密运动平台宏微控制系统的设计[J]. 中南大学学报(自然科学版),2013,44(6):2318-2323.  
 CHEN X L,LIU C,LIU Y, et al. Dual-stage actuator control system design for precision motion platform [J]. Journal of

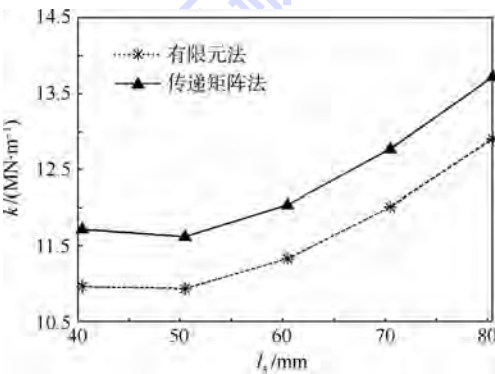


图 11 有限元法与传递矩阵法关系曲线

Fig. 11 Relation curves of finite element method and transfer matrix method

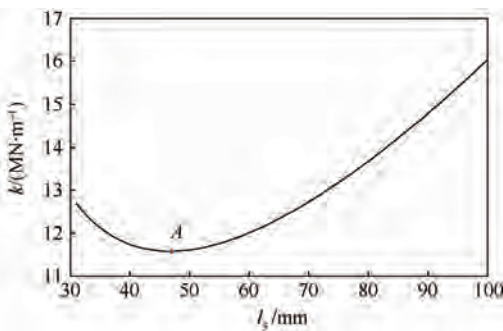


图 12 刚度  $k$  与  $l_5$  的关系曲线

Fig. 12 Relation curve of stiffness  $k$  and  $l_5$

- Central South University (Science and Technology), 2013, 44 (6): 2318-2323 (in Chinese).
- [7] 胡俊峰,徐贵阳,郝亚州.一种新型空间微操作平台的设计和性能[J].机械设计与研究,2014,30(1):42-46.  
HU J F, XU G Y, HAO Y Z. Design and characteristics of a novel spatial micro-manipulation stage [J]. Machine Design and Research, 2014, 30(1): 42-46 (in Chinese).
- [8] YU J J, HU Y D, BI S S, et al. Kinematics feature analysis of a 3 DOF in-parallel compliant mechanism for micro manipulation [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2004, 17(1): 127-131.
- [9] YU Y Q, FENG Z L, XU Q P. A pseudo-rigid-body 2R model of flexural beam in compliant mechanisms [J]. Mechanism and Machine Theory, 2012, 55(9): 19-33.
- [10] 邱丽芳,霍明磊,李威.六杆柔顺机构的伪刚体模型[J].北京科技大学学报,2013,35(5):682-686.  
QIU L F, HUO M L, LI W. Pseudo-rigid-body model of a six-bar full-compliant mechanism [J]. Journal of University of Science and Technology Beijing, 2013, 35(5): 682-686 (in Chinese).
- [11] 李茜,余跃庆,常星.基于2R伪刚体模型的柔顺机构动力学建模及特性分析[J].机械工程学报,2012,48(13):40-48.  
LI Q, YU Y Q, CHANG X. Dynamic modeling and analysis of compliant mechanisms based on 2R pseudo-rigid-body model [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(13): 40-48 (in Chinese).
- [12] 于靖军,毕树生,宗光华.空间全柔性机构位置分析的刚度矩阵法[J].北京航空航天大学学报,2002,28(3):323-326.  
YU J J, BI S S, ZONG G H. Stiffness matrix method for displacement analysis of fully spatial compliant mechanisms [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(3): 323-326 (in Chinese).
- [13] 艾青林,黄伟锋,张洪涛,等.并联机器人刚度与静力学研究现状与进展[J].力学进展,2012,42(5):583-592.  
AI Q L, HUANG W F, ZHANG H T. Review of stiffness and statics analysis of parallel robot [J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(5): 583-592 (in Chinese).
- [14] HOWELL L L, MIDHA A. A method for the design of compliant mechanisms with small-length flexural pivots [J]. Transactions of the ASME, Journal of Mechanical Design, 1994, 116(1): 280-290.
- [15] 李青宁.变截面杆元传递矩阵法[J].西安建筑科技大学学报,2001,33(1):18-23.  
LI Q N. The transfer matrix method of bar elements with variable cross-section [J]. Journal of Xi'an University of Architecture & Technology, 2001, 33(1): 18-23 (in Chinese).
- [16] 杨春辉.平行板型柔性移动副的刚度计算及分析[J].现代制造工程,2013(12):30-33.  
YANG C H. The stiffness design calculation and analysis of parallel plate flexible prismatic pair [J]. Modern Manufacturing Engineering, 2013(12): 30-33 (in Chinese).
- [17] 吴鹰飞,周兆英.柔性铰链的设计计算[J].工程力学,2002,19(6):136-140.  
WU Y F, ZHOU Z Y. Design of flexure hinges [J]. Engineering Mechanics, 2002, 19(6): 136-140 (in Chinese).

#### 作者简介:

郑洋洋 女,硕士研究生。主要研究方向:并联机器人分析与设计理论研究。

宫金良 男,博士,副教授。主要研究方向:并联机器人分析与设计理论研究。

张彦斐 女,博士,副教授。主要研究方向:并联机器人分析与设计理论研究。

## Stiffness analysis of a flexible lever magnifying mechanism based on transfer matrix method

ZHENG Yangyang, GONG Jinliang\*, ZHANG Yanfei

(School of Mechanical Engineering, Shandong University of Technology, Zibo 255049, China)

**Abstract:** Stiffness is an important performance index for the dynamic performance and positioning precision of compliant micromanipulator. Concept of transfer matrix in engineering was applied to the stiffness analysis here. First, according to its structure characteristics, the compliant micromanipulator was modularized and each unit was treated as flexible body. Taking axial, shear and bending deformation into consideration, we solved transfer matrix of the subunit. Then each unit was assembled through the transfer matrix. Finally, relational model between input force and output displacement of compliant micromanipulator was established according to the force balance. The research result indicates that because multi-dimensional real deformation of each unit was taken into consideration, high-precision result was guaranteed. At the same time, the deformation compatibility equations between flexible and rigid units did not need to be solved during the analysis, and conversion of compliant micromanipulator global coordinate system was avoided. The analysis and computation time was also reduced. A kind of flexible lever magnifying mechanism stiffness model was established with this method. The error is less than 6.4% compared with the result of finite element analysis. The accuracy of analysis is improved effectively, and important theoretical basis is provided for parameter design.

**Keywords:** compliant micromanipulator; transfer matrix; flexible lever magnifying mechanism; stiffness; finite element

**Received:** 2016-03-29; **Accepted:** 2016-06-03; **Published online:** 2016-06-08 16:54

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160608.1654.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160608.1654.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61303006); Foundation for Outstanding Young Scientist in Shandong Province (BS2012ZZ009); Young Teachers Development Support Plan of Shandong University of Technology (2013-02)

\* **Corresponding author.** E-mail: 84374294@qq.com

# 《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与工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

## 3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址: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

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》  
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵  
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇  
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金  
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人  
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰  
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平  
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁  
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第43卷第4期 2017年4月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS  
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.43 No.4 April 2017

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》  
编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922  
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information

Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics  
and Astronautics (BUAA)  
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinqing

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922  
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965  
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965

