



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



2017-09

Vol.43 No.09

目次

基于弹性的体系组件重要度及恢复策略	潘星, 蒋卓, 杨艳京 (1713)
带旋转孔容腔瞬态演化与建模方法研究	丁水汀, 蒲俊宇, 邱天, 于航 (1721)
光纤陀螺数字相位斜坡波频繁复位抑制算法	宋凝芳, 刘鹏程, 潘雄, 王夏霄, 张少博 (1732)
基于高斯过程的机器人自适应抓取策略	陈友东, 郭佳鑫, 陶永 (1738)
一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法	肖卓宇, 何锬, 余波 (1746)
临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术	肖存英, 胡雄, 杨钧烽, 闫召爱, 刘涛, 程旋 (1757)
低能 Ar ⁺ 、Xe ⁺ 轰击 SiO ₂ 的溅射模型	张建华, 夏勇, 丁利, 商圣飞 (1766)
基于随机森林的航天器电信号多分类识别方法	兰巍, 贾素玲, 宋世民, 李可 (1773)
液体姿控发动机 76 km 高空模拟试验系统性能仿真	卫强, 梁国柱 (1779)
基于压缩感知的单脉冲雷达欺骗干扰机研究	王彩云, 何志勇, 宫俊 (1789)
无直流分量干扰的自适应锁频环同步优化方法	刘玉芝, 张鑫宇, 卞建鹏, 胡立强 (1798)
基于递推更新卡尔曼滤波的磁偶极子目标跟踪	吴垣甫, 孙跃 (1805)
基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法	樊钰, 闫梁, 朱武宣, 白广周 (1813)
氧化膏处理对 2024-T3 铝合金表面性能的影响	张琪, 李卫平, 王新坤, 冯剑波, 刘慧丛, 朱立群 (1824)
基于灰色理论的复杂系统多故障模糊诊断	张弢, 王金波, 张涛, 王建敏 (1832)
基于卷积神经网络的遥感图像舰船目标检测	黄洁, 姜志国, 张浩鹏, 姚远 (1841)
弹性前掠翼开裂式方向舵操纵特性分析	马斌麟, 苏新兵, 冯浩洋, 王宁, 张亚光 (1849)
全自动快换装置精准对接技术	汤志东, 负超 (1859)
低空自由飞行短期冲突探测算法	刘洋, 向锦武, 罗漳平, 金万增 (1873)
非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响	辛蒲敏, 王志鹏 (1882)
高抗扰高精度无人机着舰纵向飞行控制	刘宪飞, 王勇, 张代兵 (1891)
整体叶盘叶片焊缝裂纹相控阵超声检测	马立印, 李洋, 周正干 (1900)
钛合金蜂窝蒙皮脱焊线性调频激励红外检测	范瑾, 赵翰学, 李根, 周正干 (1909)
POCET 最优相位搜索的数值算法	张美君, 寇艳红 (1917)
空间站大气环控系统应急运行策略优化	陈云鹏, 庞丽萍, 尹永利, 李国相, 王浚 (1924)
碳纤维轴向导热性能表征及其影响因素	王婷婷, 顾轶卓, 王绍凯, 李敏, 方泽农, 张佐光 (1931)

期刊基本参数: CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 226 * zh * P * ¥ 50.00 * 900 * 26 * 2017-09

CONTENTS

Resilience-based component importance and recovery strategy for system-of-systems
..... PAN Xing, JIANG Zhuo, YANG Yanjing (1713)

Research on transient evolution and modeling method of cavity with rotating orifices
..... DING Shuiting, PU Junyu, QIU Tian, YU Hang (1721)

Frequent reset suppression algorithm of digital phase ramp in fiber optic gyroscope
..... SONG Ningfang, LIU Pengcheng, PAN Xiong, WANG Xiaoxiao, ZHANG Shaobo (1732)

Adaptive grasping strategy of robot based on Gaussian process
..... CHEN Youdong, GUO Jiaxin, TAO Yong (1738)

A multi-stage approach based on interactive clues driven for design pattern identification
..... XIAO Zhuoyu, HE Pei, YU Bo (1746)

Characteristics of atmospheric density at 38°N in near space and its modeling technique
..... XIAO Cunying, HU Xiong, YANG Junfeng, YAN Zhaoai, LIU Tao, CHENG Xuan (1757)

Sputtering model of SiO₂ for low energy Ar⁺ and Xe⁺ bombardment
..... ZHANG Jianhua, XIA Yong, DING Li, SHANG Shengfei (1766)

Multi-classification spacecraft electrical signal identification method based on random forest
..... LAN Wei, JIA Suling, SONG Shimin, LI Ke (1773)

Performance simulation of a 76 km simulated high-altitude test system for liquid attitude-control engines
..... WEI Qiang, LIANG Guozhu (1779)

Research on deception jammer against monopulse radar based on compressed sensing
..... WANG Caiyun, HE Zhiyong, GONG Jun (1789)

Synchronization optimization method of adaptive frequency-locked loop without DC component interference
..... LIU Yuzhi, ZHANG Xinyu, BIAN Jianpeng, HU Liqiang (1798)

Magnetic dipole target tracking based on recursive update Kalman filter
..... WU Yuanfu, SUN Yue (1805)

Trajectory tracking method based on predictive control in virtual domain
..... FAN Yu, YAN Liang, ZHU Wuxuan, BAI Guangzhou (1813)

Influence on surface performance of 2024-T3 aluminum alloy processed with oxidising paste
..... ZHANG Qi, LI Weiping, WANG Xinkun, FENG Jianbo, LIU Huicong, ZHU Liquan (1824)

Multi-fault fuzzy diagnosis for complicated system based on grey theory
..... ZHANG Tao, WANG Jinbo, ZHANG Tao, WANG Jianmin (1832)

Ship object detection in remote sensing images using convolutional neural networks
..... HUANG Jie, JIANG Zhiguo, ZHANG Haopeng, YAO Yuan (1841)

Control characteristics analysis of split rudder of elastic forward swept wing
..... MA Binlin, SU Xinbing, FENG Haoyang, WANG Ning, ZHANG Yaguang (1849)

Precise docking technology in full-automatic quick hitch coupling device
..... TANG Zhidong, YUN Chao (1859)

Short-term conflict detection algorithm for free flight in low-altitude airspace
..... LIU Yang, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, JIN Wanzeng (1873)

Impact of non-nominal troposphere error on GBAS integrity
..... XIN Pumin, WANG Zhipeng (1882)

High-immunity high-precision longitudinal flight control for UAV's carrier landing
..... LIU Xianfei, WANG Yong, ZHANG Daibing (1891)

Detection of welding crack in blisk blade based on ultrasonic phased array
..... MA Liyin, LI Yang, ZHOU Zhenggan (1900)

Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb using linear frequency modulated infrared imaging
..... FAN Jin, ZHAO Hanxue, LI Gen, ZHOU Zhenggan (1909)

Numerical algorithm for POCET optimal phase search
..... ZHANG Meijun, KOU Yanhong (1917)

Emergency strategy operation optimization for atmosphere environment control system in space station
..... CHEN Yunpeng, PANG Liping, YIN Yongli, LI Guoxiang, WANG Jun (1924)

Characterization on axial thermal conductivity of carbon fiber and its influence factors
..... WANG Tingting, GU Yizhuo, WANG Shaokai, LI Min, FANG Zenong, ZHANG Zuoguang (1931)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0727

基于弹性的体系组件重要度及恢复策略

潘星*, 蒋卓, 杨艳京

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)



摘 要: 体系 (SoS) 在遭受内部或外部的干扰时性能会受到影响, 体系结构作为体系设计和构建的基础, 其弹性不仅是反映体系性能恢复能力的一个重要指标, 更是体系演化性的重要体现。提出了一种基于弹性的体系结构评价方法, 对体系的组件或系统进行重要度分析 (CIMs)。首先, 给出了体系结构弹性的明确定义并构建了相关的数学模型, 综合权衡了性能损耗与恢复时间对体系组件重要度的影响; 其次, 通过分析不同的干扰事件和恢复策略, 构建了基于重要度分析的体系弹性优化模型, 并重点分析了其对体系性能恢复的影响; 最后, 以某体系结构的弹性评价为例, 对本文提出的模型和方法进行了验证, 优化后的恢复策略使体系性能的恢复效率有显著的提高。

关 键 词: 体系结构; 网络; 弹性; 组件重要度分析 (CIMs); 恢复策略

中图分类号: V57; TB114.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965 (2017) 09-1713-08

体系 (SoS) 是指为了完成一定的使命任务, 由多种成员系统组成, 并对其实施统一指挥控制的更高层次的系统^[1]。体系结构不仅是各组成系统以及它们之间关系的描述, 也是制约其设计与随时间演进的原则和指南, 它影响着体系的设计和构建, 并决定着最终体系的配置和能力, 对其进行分析和评估是体系设计和方案选择的重要基础^[2]。在受到外部打击或组成系统发生故障时, 健壮的体系结构可以减小其发生崩溃的可能性。

目前, 关于体系的研究已经成为热点, 国内外学者在体系及体系工程方面开展了大量的研究, 建立了许多专门进行体系研究的机构^[3], 并完成了体系设计、分析和集成等体系工程的各项研究工作, 其中涉及到多个领域, 如武器装备^[4]、交通运输^[5]和太空开发^[6]等。由于体系不同于一般系统的集成, 它具有复杂的体系结构、独立组成系统和动态演化性, 并且在遭受内部或外部干扰时

具有相应的恢复能力, 因此其具备一般系统所不具备的功能, 用传统的方法分析、设计和评价体系具有一定的局限性^[7]。体系的设计需要在研究组成系统间关系的基础上描述并构建体系结构, 而体系结构的弹性是体系研究的一个重要组成部分, 也是表征体系抗干扰能力和恢复能力的特性之一^[8]。虽然现有体系研究已经逐渐成熟, 但是体系结构弹性的研究尚处于发展阶段。目前关于弹性的研究主要集中在复杂系统方面, 认为弹性由组件或系统故障后进行修复, 其性能恢复的程度和速度所决定的; 同时, 系统或组件的恢复策略也被认为是影响弹性的关键^[9-10]。也就是说, 体系或系统弹性研究需要关注以下 2 点: ①干扰对体系或系统造成的负面影响, 可以用目标系统被破坏前后性能水平的变化来衡量; ②恢复策略, 恢复被破坏的系统或组件所消耗资源的数量。此外, 还有很多研究也与弹性相关, 这些文献往往更

收稿日期: 2016-09-08; 录用日期: 2016-12-30; 网络出版时间: 2017-02-10 09:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170210.0912.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (71171008, 71571004)

* 通讯作者: E-mail: panxing@buaa.edu.cn

引用格式: 潘星, 蒋卓, 杨艳京. 基于弹性的体系组件重要度及恢复策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (9): 1713-1720.
PAN X, JIANG Z, YANG Y J. Resilience-based component importance and recovery strategy for system-of-systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (9): 1713-1720 (in Chinese).

加关注弹性模型构建^[11-12]或弹性指标确定^[13-14]。这也为后续体系结构弹性的研究奠定了基础,但关于体系结构弹性的物理含义,以及如何定量评价其弹性还需要进一步深入探讨。

本文首先分析了体系结构的弹性及体系性能变化的过程;然后建立了量化体系结构弹性的数学模型,并通过体系结构组件重要度分析(CIMs),为选择和改进体系的构建方案提供借鉴,从而为体系性能恢复策略优化指明方向;最后通过应用案例分析验证该评价方法与模型的适用性。

1 体系结构的弹性

体系结构是一个体系的基本组织,包括体系的组成单元、组成单元之间的关系和组成单元与环境之间的关系,以及指导设计和扩展的原则^[2]。从上述定义可以看出,体系结构涵盖了系统、系统之间的交互关系、约束、行为以及系统的设计、演化原则等方面的内容。因此,体系结构的优劣,以及其在受到干扰时对体系性能的影响直接影响了体系的可靠性和脆弱性。

本文对体系的研究从体系结构入手,为了表征体系遭受破坏或者干扰后的恢复能力,将复杂系统研究中弹性一词引入到体系中。现有研究中对于复杂系统的弹性存在大量的讨论^[15-16],但它们都是从系统角度进行考虑的,而体系不同于一般的系统的集成,其组件的广泛分布性以及结构演化性要求体系结构的弹性研究能够适应更灵活多样的体系使命,并具有非常强的抗干扰能力和恢复能力。本文根据复杂系统的弹性定义以及体系结构的特性,给出体系结构弹性的具体含义:在不确定的体系使命环境中,体系的一个组成系统或组件在干扰事件发生后(如遭受敌对势力或外部环境的干扰和攻击),其状态遭到破坏,进而导致整个体系的性能降级或体系崩溃;而体系结构的弹性衡量的是在不同的恢复策略下体系的性能恢复能力。在体系遭受干扰事件而性能下降时,通常存在2种不同的恢复策略:①系统或组件的维修和修复;②体系结构的任务重组^[17]。本文主要讨论体系中系统或组件的修复对整个体系性能恢复的影响。由于体系结构是体系中组成系统或组件之间关系的一种描述,因此本文认为:弹性是体系结构的一种特性,可以用来衡量体系恢复到初始状态的能力。

在体系运行过程中,其受到外部干扰时,体系的性能变化过程以及体系可靠性、脆弱性和恢复性之间的关系如图1所示。因此,体系结构的弹

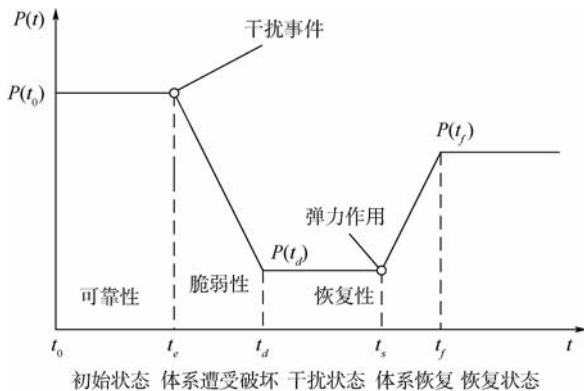


图1 干扰事件发生后体系性能变化示意图

Fig. 1 Schematic of SoS performance transition under occurrence of disruption event

性可以描述为一个与时间相关的函数。

图1中, $P(t)$ 指的是体系的性能。体系从 t_0 时刻到 t_c 时刻,在一定的可靠性水平下正常工作,在 t_c 时刻,体系遭受干扰事件 e^j 的影响,在脆弱性(健壮性)作用下,体系性能开始下降,直到 t_d 时刻,体系的性能保持不变(没有发生体系崩溃);然后由于体系结构的弹性,体系具有一定的抗干扰能力和恢复能力,在开始实施体系性能恢复策略后,体系恢复性发挥作用,体系的性能在经过 t_d-t_f 段时间后开始恢复,直到 t_f 时刻性能恢复到一定水平后稳定(恢复到原来程度或降级状态)。

根据以上体系性能变化过程,可以定义体系结构弹性为体系性能的恢复与损耗的比值^[18]:

$$\text{Re}(t) = \text{Recovery}(t) / \text{Loss}(t) \quad (1)$$

式中: $\text{Re}(t)$ 为体系结构的弹性; $\text{Recovery}(t)$ 和 $\text{Loss}(t)$ 分别为体系性能恢复和损耗值。

也就是说,体系结构的弹性取决于不同时刻体系性能的变化程度,即

$$\text{Re}(t_r | e^j) = \frac{P(t_r) - P(t_d)}{P(t_0) - P(t_d)} \quad t_r \in [t_s, t_f] \quad (2)$$

式中: $\text{Re}(t_r | e^j)$ 为体系遭受干扰后在 t_r 时刻的弹性; $P(t_0)$ 、 $P(t_d)$ 和 $P(t_r)$ 分别为不同时刻体系的性能。

根据上述分析可知,当体系处于干扰状态时,其弹性 $\text{Re}(t_d) = 0$;同时,因为不确定恢复策略能否使体系性能恢复到初始状态,因此体系的弹性 $\text{Re}(t_f) = 1$ 也是不确定的。

2 基于弹性的体系组件重要度分析

2.1 体系结构的网络描述

在对体系和体系结构进行研究时,针对体系结构网络化的特点,往往将其看作网络进行分析,

可以表示为 $G = (V, E)$, V 为体系所包含的系统或组件,也就是网络中的节点, E 为体系中系统或组件的连接关系,也就是网络中的边。体系中每个组件的性能变化都会影响整个体系的性能,当体系遭受干扰事件时,体系中所有组件的性能可用向量表示为

$$C(t) = (C_1(t), C_2(t), \dots, C_i(t), \dots, C_m(t))$$

$$i = 1, 2, \dots, m \quad (3)$$

式中: $C_i(t)$ 为第 i 个组件的性能。

体系的性能并非体系中各个组件性能的简单加和,因此可以将体系的性能表示为 $P(C(t))$ 。

2.2 体系性能变化过程

在不确定的环境中,体系的一个系统或组件遭受干扰事件 e^j 时(如遭受敌对势力或外部环境的干扰和攻击),其状态受到破坏,此时该组件不能正常运作或发生故障,其性能也会受到一定的影响,而它的性能下降则会直接导致整个体系性能下降。考虑到实际情况,由于干扰事件的不确定性,体系中第 i 个组件性能的下降也是随机事件,则第 i 个组件性能下降的程度在区间 $[a, b] \in [0, 1]$ 上的概率可以表示为

$$p(a \leq S_i^j \leq b) = \int_a^b f(S_i^j) dS_i^j \quad (4)$$

式中: S_i^j 为干扰事件 e^j 导致第 i 个组件的性能下降的程度,当 $S_i^j = 1$ 时则说明该组件完全崩溃; $f(S_i^j)$ 为组件性能下降程度的概率密度函数。

此时,第 i 个组件的性能为

$$C_i(t_d | S_i^j) = (1 - S_i^j) C_i(t_0) \quad (5)$$

式中: $C_i(t_0)$ 为第 i 个组件的初始性能; $C_i(t_d | S_i^j)$ 为第 i 个组件遭受干扰事件后 t_d 时刻的性能。

对于体系性能恢复过程,体系的一个系统或组件遭受干扰事件后,在恢复策略的作用下,其性能会慢慢恢复,而性能的恢复则会使整个体系性能恢复甚至达到初始状态。体系的恢复策略影响体系性能恢复的幅度和速度。体系中组件的恢复时间同样是一个随机变量,则第 i 个组件的性能在时刻 $t_r \in [t_s, t_f]$ 恢复的概率为

$$p(t_s \leq T_i^j \leq t_r) = \int_{t_s}^{t_r} g(T_i^j) dT_i^j \quad (6)$$

式中: T_i^j 为弹性作用下第 i 个组件的恢复时间; $g(T_i^j)$ 为组件恢复时间的概率密度函数。

2.3 组件重要度分析建模

传统的基于可靠性的重要度分析研究的是系统中部件的故障对整个系统可靠性的影响,而当考虑体系中组件故障对体系弹性的影响时,其重要度分析则需要重点强调 2 个因素^[9]: ①该组件

的故障对整个体系性能的影响程度; ②在组件发生故障时其性能的恢复时间。因此,对于体系弹性来说,其组件重要度可以从体系性能恢复时间角度出发^[18],表示为

$$CIMs(i) = \frac{P(C(t_0)) - P(C(t_0), C_i(t_d | S_i^j))}{\max(P(C(t_0)) - P(C(t_0), C_k(t_d | S_k^j)))} T_{rec}^i$$

$$i = 1, 2, \dots, m; k \in \{1, 2, \dots, m\} \quad (7)$$

式中: $P(C(t_0))$ 为体系未遭受干扰事件前的初始性能; $P(C(t_0), C_i(t_d | S_i^j))$ 为第 i 个组件遭受干扰后体系的性能; $\max(P(C(t_0)) - P(C(t_0), C_k(t_d | S_k^j)))$ 为干扰事件发生时 m 个组件中故障对体系性能影响的最大值; T_{rec}^i 为第 i 个组件恢复从而使整个体系性能恢复到恢复状态所需要的时间。

在式(7)中,体系性能变化的比值可以理解第 i 个组件性能变化对于整个体系性能恢复时间的加权贡献,反映了第 i 个组件性能对体系性能变化影响占最大可能影响的比例,它与体系性能的恢复时间的乘积即表示了从弹性角度来衡量的组件重要度。

2.4 组件重要度排序

由上述体系性能变化过程与重要度模型可知,组件性能下降的程度 S_i^j 和恢复时间 T_i^j 都是随机变量,因此,计算出的组件重要度也是服从一定概率分布的随机变量,这与传统的组件重要度分析方法(如故障树分析方法)中以故障概率来衡量组件的重要度有所区别,传统方法对于解决体系中的不确定性问题具有一定的局限性,因此需要从概率统计角度对体系中系统或组件进行重要度排序,以便直观找出对体系结构弹性或者体系性能恢复影响最大的组件,并对体系的恢复提供更准确的决策。

对于体系中组件重要度的不确定问题,本文采用科普兰评分法对其进行排序^[9]。基于科普兰评分法的重要度排序是一种单参数排序方法,它不要求任何有关决策者偏好的信息,只需要两两比较体系中不同组件重要度的累积概率分布曲线,然后统计每个组件击败其他组件的次数,即可得到准确的组件重要度顺序。

在进行重要度排序时,首先检查体系中所有组件的重要度累积概率分布曲线,根据给定的百分比间隔 Δq 确定参数 $\Omega = (1 + \Delta q) / \Delta q$, 然后两两比较所有组件的重要度累积概率分布曲线,依次增加给定的百分比,在此基础上统计体系中各个组件的得分,即

$$q_l = (l - 1) \Delta q \quad l = 1, 2, \dots, \Omega \quad (8)$$

式中: q_l 为第 l 次比较时的百分比。

基于科普兰评分法的体系组件重要度排序模型可表示为

$$CS_l(i, j) = \begin{cases} CS_{l-1}(i, j) + 1 & q_l(i) > q_l(j) \\ CS_{l-1}(i, j) - 1 & q_l(i) < q_l(j) \\ CS_{l-1}(i, j) & q_l(i) = q_l(j) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $CS_l(i, j)$ 为百分比 q_l 时组件 i 对组件 j 的科普兰得分, 且 $CS_0(i, j) = 0$; $q_l(i)$ 和 $q_l(j)$ 分别为百分比 q_l 时对应的第 i 和第 j 个组件的重要度。

因此, 体系中第 i 个组件的总科普兰得分为

$$CS(i) = \sum_{j \neq i} CS_{\Omega}(i, j) \quad (10)$$

3 体系的恢复策略优化

优化体系结构弹性的关键就在于设计和选择合适的体系恢复策略以使体系性能得到恢复。一般情况下, 干扰事件往往会影响体系的多个组件, 在多组件故障的情况下, 体系的恢复策略则取决于体系中故障组件的修复顺序。因此, 在研究体系恢复策略时需要重点分析多个组件失效后不同的组件修复顺序对于体系性能恢复的影响。

假设干扰事件 e^i 使体系的 m 个组件中 n 个组件发生故障, 恢复策略从 t_d 时刻依次修复故障组件, 直到 t_f 时刻所有组件修复完成。在组件修复的过程中, 考虑到组件修复顺序的多种组合, 体系的恢复策略可表示为不同组件修复顺序的集合:

$$W_p = \{A_1, A_2, \dots, A_h, \dots, A_n\} \quad p = 1, 2, \dots, C_m^n \quad (11)$$

式中: A_h 为修复顺序为 h 的故障组件。

在体系性能恢复过程中, 恢复策略决定了体系性能恢复的速度和幅度。因此, 为了度量不同恢复策略对体系性能恢复的影响, 引入体系恢复效率这一指标:

$$E_{rec} = \int_{t_d}^{t_f} P(C(t) | e^i) dt \quad (12)$$

式中: $P(C(t) | e^i)$ 为体系在任意时刻的性能。

体系恢复的效率衡量了体系恢复过程中, 多个组件或系统成组修复给体系整体带来的规模效益, 该指标既反映了体系性能恢复的时间, 也综合体现了体系性能恢复的程度。选择体系恢复效率作为体系结构弹性的优化指标, 其目的是找到合适的体系恢复策略, 即体系受到干扰事件影响时, 体系中故障组件的最优修复顺序, 从而使体系的性能以最高的效率进行恢复, 即求:

$$\max E_{rec} | W_i$$

$$W_i \in \{W_1, W_2, \dots, W_p, \dots, W_{C_m^n}\} \quad (13)$$

在体系性能恢复过程中, 体系恢复策略的优化就是基于体系组件重要度分析的结果, 对比不同恢复策略下体系的恢复效率, 从而改进和优化体系结构弹性的过程。通过不同体系恢复策略的比较, 可以选择出最优的恢复方案, 从而使体系在遭受干扰事件时能够快速和有效的恢复性能。

4 案例应用

随着近年来面向服务架构的兴起, 原来由一个系统就可以完成的业务流程, 现在则要通过多系统的交互来实现, 因此, 系统之间的数据传输也成为衡量体系性能的一个重要的标准。本文以图 2 所示拓扑结构的体系^[18]中的数据传输为例来说明上述方法的应用。该体系包含 2 个端系统, 5 个中间件和 12 条数据传输的介质, 12 条数据传输介质都有各自的组件编号以及带宽(最大数据流速), 考虑到端系统和中间件的容量足够大以至于并不影响数据传输, 因此认为影响体系性能的组件只有 12 条数据传输的介质, 体系的性能度量指标为单位时间的最大数据流通量, 即体系网络单位时间的最大流。体系未遭遇干扰事件时单位时间的最大数据流量(即体系的性能) $P = 14$ 。

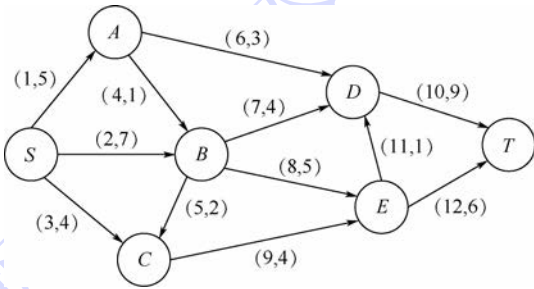


图 2 体系结构的拓扑^[18]

Fig.2 Topology of SoS architecture^[18]

4.1 组件重要度计算

假设某时刻干扰事件 e^1 使该体系中任意一个组件性能下降, 其性能下降的程度和恢复时间都服从 $U(0, 1)$ 分布, 通过仿真 1 000 次, 即可得到 1 000 个该组件的组件重要度, 统计组件重要度的范围并将其均匀分为 20 段, 再统计不同分段内组件重要度的频率, 从而可以绘制出各组件的组件重要度累积概率分布曲线, 如图 3 所示。

图 3 反映了体系中 12 个组件的重要度累积概率分布曲线, 横轴为体系中的组件重要度, 通过统计可得到不同重要度对应的概率值, 纵轴为统

计后的累积概率值。从图中可以看到,除组件 2、12、10、7、6 等 5 个组件外,其余 7 个组件的重要度曲线都集中在区间 $[0, 0.2]$ 中,也就是说,这 7 个组件对体系的性能影响很小,其中,组件 4、5 这 2 个组件对体系的性能几乎无影响。再比较组件 2、12、10、7、6 等 5 个组件,组件 2 对体系单位时间最大数据流通量的影响最大,组件 12 次之,而组件 10 和组件 7 的重要度并不能准确判断。

因此,通过基于科普兰评分法的组件重要度排序方法可以得到图 4 所示的 12 个组件的科普兰评分,为了结果的精确性,在仿真过程中,取 $\Delta q = 0.01$ 参与科普兰得分的计算。如图 4 所示,组件 7 比组件 10 稍微重要一些,即组件 7、10、6 这 3 个组件的重要度依次降低,因此可以得出体系中组件的重要度顺序为 $2 > 12 > 7 > 10 > 6 > 11 > 9 > 3 > 1 > 8 > 4 > 5$;又从图 2 可知,组件 2、7、10 这 3 个组件分别连接 2 个端系统(收发数据,其重要性不做参考)和 B、D 这 2 个中间件,这也间接说明 B、D 这 2 个中间件的重要性。

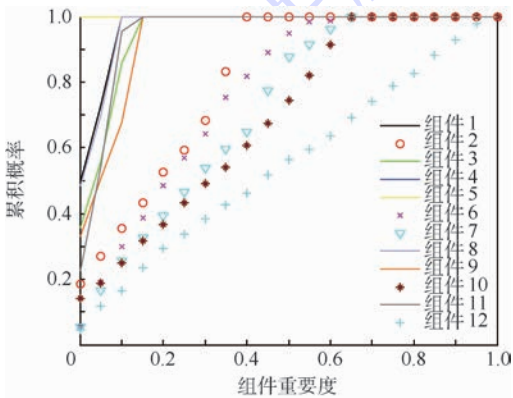


图 3 各组件的组件重要度累积概率分布曲线
Fig.3 Cumulative probability distribution curves of component importance for each component

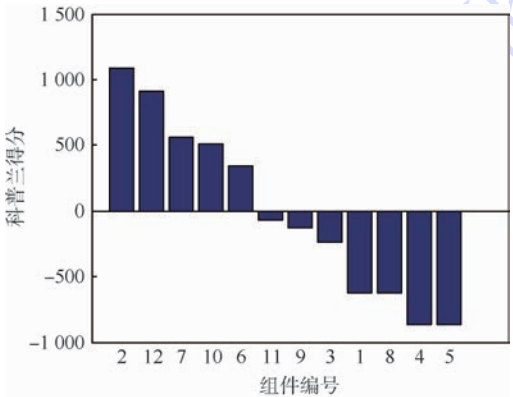


图 4 各组件的科普兰评分
Fig.4 Copeland score for each component

4.2 恢复策略的优化分析

在进行优化分析时,假设干扰事件使该体系任意 5 个组件故障,故障后立刻依次修复故障的组件,且修复所需的时间相同。

优化体系结构弹性的目的是找到故障组件的最优修复顺序,也就是最优的组件重要度排序。由于 12 个组件有 $12!$ 种修复顺序,5 个组件故障也有 C_{12}^5 种可能的故障情况,因此,为了减少仿真的数据量,根据 4.1 节组件重要度分析将 12 个组件分为 3 级,分别为 $L_1 = \{2, 12, 7, 10, 6\}$, $L_2 = \{11, 9, 3, 1, 8\}$, $L_3 = \{4, 5\}$,通过改变每一级中组件的修复顺序来计算最大的体系性能恢复效率;同时,在每次修复完成后,统计一次体系单位时间最大数据流通量的概率分布,并求其期望。

由于第 3 级 2 个组件对体系性能恢复基本没有影响,因此在仿真实验过程中不作分析。仿真共产生 240 组数据,对应的第 1 级和第 2 级分别有 120 组修复顺序,对其分别进行编号,将仿真结果与优化前的重要度排序结果进行对比,得出最终结论。

图 5 为改变第 1 级和第 2 级组件的修复顺序体系性能恢复的曲线。其中,编号 109 是按照优

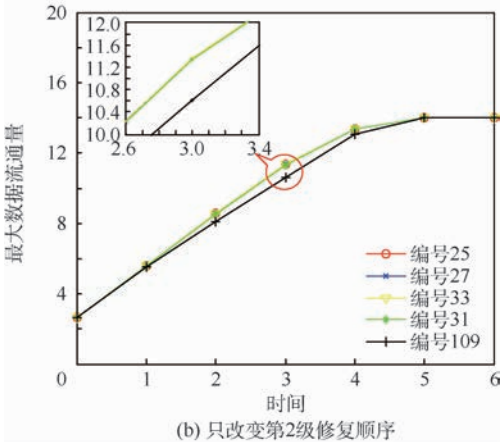
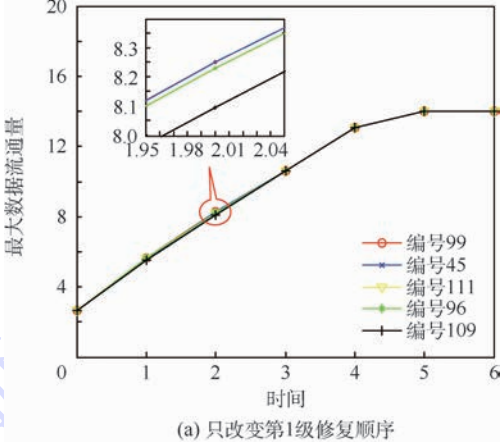


图 5 体系性能恢复曲线
Fig.5 Performance recovery curves of SoS

化前的组件修复顺序进行修复。图 5(a)中,相比于按照优化前的组件修复顺序进行修复,按照编号 99、45、111、96 的修复顺序,体系性能恢复的能力都更强,其中采用编号 99 和 45 的修复顺序其体系恢复曲线基本相同,编号 111 和 96 也很接近,但次于编号 99 和 45,编号 109 最差;而图 5(b)中,按照编号 25、27、33、31 的修复顺序,体系性能恢复的效率明显高于按照优化前的组件修复顺序进行修复,这 4 种修复顺序的体系性能恢复曲线也基本相同。

表 1 和表 2 分别为在改变第 1 级修复顺序和第 2 级修复顺序的情况下,体系性能恢复的具体细节。从表 1 中可以明显看出,编号 99 的体系恢复效率高于 45,编号 111 高于编号 96,也就是说,对于第 1 级 5 个组件,最佳的修复顺序是编号 99,即其重要度顺序为 $2 > 10 > 12 > 7 > 6$ 。

表 2 中,编号 25 和编号 27 的体系恢复效率相同,编号 33 高于编号 31,则对第 2 级 5 个组件来说,最佳的修复顺序是编号 25 和编号 27,其组件重要度顺序为 $1 > 8 > 3 > 9 > 11$ 和 $1 > 8 > 9 > 3 > 11$ 。综合第 1 级和第 2 级的最佳修复顺序可知,优化后的组件重要度排序为 $2 > 10 > 12 > 7 > 6 > 1 > 8 > 3 > 9 > 11 > 4 > 5$ 或 $2 > 10 > 12 > 7 > 6 > 1 > 8 > 9 > 3 > 11 > 4 > 5$ 。

为了验证上述分析,本文最后对比 3 种不同恢复策略下体系性能恢复曲线,从而得出结论。恢复策略 1 为按照科普兰得分的组件重要度

排序进行修复;恢复策略 2 为按照体系恢复效率最大的组件修复顺序进行修复;恢复策略 3 为按照组件编号进行修复。

图 6 给出了按照不同恢复策略对组件进行修复时体系性能恢复曲线对比。根据对比结果可以看出,在体系性能恢复的任意时刻,无论是按照优化前还是优化后的恢复策略进行组件修复,体系结构的弹性都高于按照组件编号进行修复的体系结构的弹性,恢复策略优化后体系结构的弹性也大于优化前;按照组件编号修复故障组件时,体系性能恢复的效率为 0.5508,按照优化前组件重要度修复故障组件时,体系性能恢复效率为 1.3245,而优化后体系性能恢复效率为 1.5184,比优化前提高了 14.64%;此外,优化后的组件重要度顺序与优化前的组件重要度顺序相差较大,说明优化前的组件重要度分析方法对于重要度高的组件,其分析准确性较高,重要度低的则效果相对较差;同时,也能看出维修顺序对体系恢复效率和体系弹性有很大影响,从而说明恢复策略对体系结构弹性和组件重要度分析的重要性。

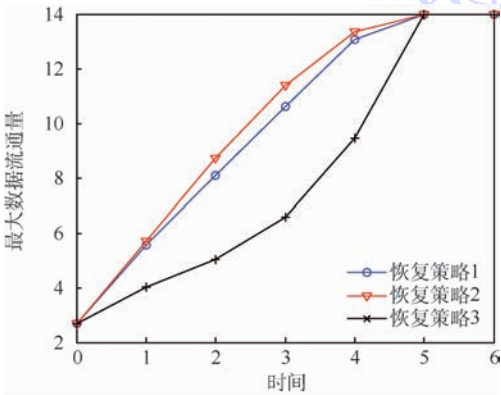


图 6 体系性能恢复曲线对比

Fig. 6 Comparison of performance recovery curves of SoS

5 结 论

体系结构的弹性分析是一个新的研究领域,本文在综合分析体系及弹性理论的基础上,提出一种基于弹性的体系结构评价方法,并对其进行优化。

- 1) 体系结构弹性概念的提出更为全面地考虑了体系性能损耗与恢复过程,为分析和评价不同类型的体系提供了新的思路。
- 2) 体系结构弹性建模与仿真工作,定量地分析了单个组成系统对于体系整体的影响,有助于体系的保障和维护。
- 3) 弹性优化指标和修复策略的改进,提高了

表 1 体系性能恢复详情(改变第 1 级修复顺序)

Table 1 Performance recovery details of SoS
(Change the priority of repair at the first level)

编号	重要度排序/ 修复顺序	体系恢复 效率	优化的 比率/%
99	$2 > 10 > 12 > 7 > 6$	1.3503	1.95
45	$10 > 2 > 12 > 7 > 6$	1.3488	1.83
111	$2 > 12 > 10 > 7 > 6$	1.3486	1.82
96	$12 > 2 > 10 > 7 > 6$	1.3477	1.75
109	$2 > 12 > 7 > 10 > 6$	1.3245	

表 2 体系性能恢复详情(改变第 2 级修复顺序)

Table 2 Performance recovery details of SoS
(Change the priority of repair at the second level)

编号	重要度排序/ 修复顺序	体系恢复 效率	优化的 比率/%
25	$1 > 8 > 3 > 9 > 11$	1.4888	12.40
27	$1 > 8 > 9 > 3 > 11$	1.4888	12.40
33	$1 > 3 > 9 > 8 > 11$	1.4866	12.24
31	$1 > 3 > 8 > 9 > 11$	1.4816	11.86
109	$11 > 9 > 3 > 1 > 8$	1.3245	

系统或组件重要度分析的准确性,优化了体系结构弹性及体系性能恢复的能力。

不过,本文方法仍然有不足之处。在进行恢复策略研究时只是从体系拓扑结构的角度出发,因此适用性较为局限,下一步将从体系任务流程的角度出发,考虑任务重组对于体系弹性的影响。

参考文献 (References)

[1] 游光荣,初军田,吕少卿,等. 关于体系研究[J]. 军事运筹与系统工程,2010,24(24):15-22.
YOU G R, CHU J T, LV S Q, et al. Study on weapon equipment system-of-systems[J]. Military Operations Research and Systems Engineering, 2010, 24(24):15-22 (in Chinese).

[2] 潘星,黄元星,尹宝石. 基于功能和联接的装备体系结构[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(10):2054-2057.
PAN X, HUANG Y X, YIN B S. Equipment system-of-systems architecture based on functionality and connectivity[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(10):2054-2057 (in Chinese).

[3] LIU H, TIAN Y L, GAO Y, et al. System of systems oriented flight vehicle conceptual design: Perspectives and progresses [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3):617-635.

[4] 王华,赵英俊,钟季龙. 装备体系结构的复杂网络混合模型建模[J]. 火力与指挥控制,2015,40(8):70-73.
WANG H, ZHAO Y J, ZHONG J L. Hybrid model of complex networks of equipment system-of-systems[J]. Fire Control and Command Control, 2015, 40(8):70-73 (in Chinese).

[5] DELAURENTIES D. Understanding transportation as a system-of-systems design problem [C] // 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005:1-14.

[6] DAN D L, CALLAWAY R K. A system-of-systems perspective for future public policy decisions [J]. Review of Policy Research, 2004, 21(6):829-837.

[7] NAHAVANDI S, CREIGHTON D, LE V T, et al. Future integrated factories: A system of systems engineering perspective [M] // FATHI M. Integrated systems: Innovations and applications. Berlin: Springer, 2015:147-161.

[8] UDAY P, MARAIS K B. Resilience-based system importance measures for system-of-systems [J]. Procedia Computer Science, 2014, 28:257-264.

[9] FANG Y P, PEDRONI N, ZIO E. Resilience-based component importance measures for critical infrastructure network systems [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2016, 65(2):502-512.

[10] DESSAVRE D G, RAMIREZ-MARQUEZ J E, BARKER K. Multidimensional approach to complex system resilience analysis[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 149:34-43.

[11] ZOBEL C W, KHANSA L. Characterizing multi-event disaster resilience [J]. Computers and Operations Research, 2014, 42:83-94.

[12] FATURECHI R, LEVENBERG E, MILLER-HOOKS E. Evaluating and optimizing resilience of airport pavement networks[J]. Computers and Operations Research, 2014, 43:335-348.

[13] OMER M, MOSTASHARI A, LINDEMANN U. Resilience analysis of soft infrastructure systems [J]. Procedia Computer Science, 2014, 28:873-882.

[14] JANIC M. Modelling the resilience, friability and costs of an air transport network affected by a large-scale disruptive event[J]. Transportation Research Part A: Policy & Practice, 2015, 71:1-16.

[15] YOUN B D, HU C, WANG P, et al. Resilience-driven system design of complex engineered systems [J]. Journal of Mechanical Design, 2011, 133(10):1179-1188.

[16] CARDOSO S R, BARBOSA-POVOAS A P F D, RELVAS S, et al. Resilience assessment of supply chains under different types of disruption [J]. Computer Aided Chemical Engineering, 2014, 34:759-764.

[17] UDAY P, MARAIS K. Exploiting stand-in redundancy to improve resilience in a system-of-systems. (SoS) [J]. Procedia Computer Science, 2013, 16(4):532-541.

[18] BARKER K, RAMIREZ-MARQUEZ J E, ROCCO C M. Resilience-based network component importance measures [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2013, 117(2):89-97.

作者简介:
潘星 男,副教授。主要研究方向:系统工程与可靠性工程方面的交叉研究。
蒋卓 男,硕士研究生。主要研究方向:体系及系统工程。
杨艳京 男,硕士研究生。主要研究方向:体系及系统工程。

Resilience-based component importance and recovery strategy for system-of-systems

PAN Xing^{*}, JIANG Zhuo, YANG Yanjing

(School of Reliability and System Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: System-of-systems (SoS) is always under the influence of both intra and extra disruptive events. SoS architecture is the foundation of SoS design and construction, whose resilience is not only an significant indicator to reflect the ability to recover from disruptions, but also an important embodiment of evolution of SoS. Based on resilience, an effective SoS architecture evaluation method was proposed to conduct component importance measures (CIMs). In the method, the resilience of SoS architecture was defined in detail, relevant mathematical models were built, and influence of performance loss and recovery time on component importance were comprehensively weighed. Then, according to analysis of various disruptive events and recovery strategy, an optimized model for SoS resilience based on CIMs was proposed, and the optimized result of the proposed model on recovery capability of SoS was mainly analyzed. Finally, an example of evaluating resilience of SoS was introduced to validate the availability of the proposed model and method, and the final result shows that the optimized recovery strategy contributes to improving the recovery efficiency of SoS greatly.

Keywords: system-of-systems architecture; network; resilience; component importance measures (CIMs); recovery strategy

Received: 2016-09-08; **Accepted:** 2016-12-30; **Published online:** 2017-02-10 09:12

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170210.0912.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71171008,71571004)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0689

带旋转孔容腔瞬态演化与建模方法研究



丁水汀, 蒲俊宇, 邱天*, 于航

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 旋转孔与腔组成的孔腔系统为航空发动机空气系统的重要组成部分,其瞬态响应过程可能诱发短时危险过渡态载荷。为研究旋转孔腔的瞬态演化规律,以旋转孔前的容腔为研究重点,建立了带旋转孔的容腔 CFD 计算模型,分析了孔腔系统的瞬态演化过程,并基于旋转孔的稳态流动特性建立了带旋转孔容腔的瞬态 1-D 模型,对瞬态演化过程进行了仿真。通过对比瞬态 1-D 模型的结果和 CFD 结果,发现采用前者能基本模拟容腔的瞬态演化过程,基本满足工程需要,并完成了瞬态 1-D 模型结果产生偏差的原因分析。

关 键 词: 空气系统; 旋转孔腔; 1-D 模型; 瞬态演化; 流量系数

中图分类号: V233.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1721-11

空气系统是保证发动机正常工作的重要组成部分,主要承担发动机冷却、封严、轴向力调整等任务。由于空气系统内部结构复杂,往往有大量的腔室和节流元件等结构,其内部的流动也比较复杂。发动机快速机动过程中的瞬时载荷^[1]或运行过程中出现突发性失效,都可能造成空气系统内出现强瞬态过程,此时容腔的容积效应以及内部流动的复杂性,可能诱发短时的危险过渡态载荷,给发动机的安全性带来隐患^[2]。因此,为了保证发动机过渡过程的安全性,需要在原有稳态网络法基础上,建立瞬态网络模型对空气系统的瞬态响应过程进行仿真。

当前对于瞬态空气系统低维建模的研究中,开始考虑了腔室结构的容积效应对空气系统瞬态响应的影响^[3-4]。但是对于小孔结构,由于其结构尺度较小,通常认为其流动没有明显的瞬态效应,因此在瞬态空气系统低维模型中,孔结构采用稳态特性处理^[5]。但是在处理瞬态空气系统过程中,还没有对孔与腔结构进行单独的部件瞬态

响应研究,瞬态腔体的低维特性与稳态孔的低维特性耦合过程中可能产生较大的误差。本文建立了带前腔的旋转孔 CFD 计算模型和基于稳态孔特性的孔腔系统瞬态 1-D 模型,重点研究以旋转孔为出口的容腔的瞬态响应过程。通过计算 2 种瞬态边界条件的瞬态响应过程,得到了瞬态 1-D 模型与 CFD 计算模型的结果对比,发现瞬态过程中,瞬态 1-D 模型整体上与 CFD 的结果相吻合,说明采用稳态孔特性建立低维瞬态模型的思路基本可行,但是孔在瞬态过程中的进气条件相对于稳态有一定的区别,当腔内流动出现较为强烈的瞬态效应时,可使孔的进气条件出现较大变化,此时采用集总方式处理的腔无法为旋转孔提供准确的进口条件,导致瞬态 1-D 模型的仿真结果会有短时的较大误差,当该误差不满足工程要求时,则需要对瞬态 1-D 模型进行进一步的优化。

1 孔特性处理方法

当前对于孔特性的研究,常采用流量系数描

收稿日期: 2016-08-29; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2016-12-13 18:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161213.1816.002.html

基金项目: 航空发动机复杂系统安全性教育部长江学者创新团队 (IRT0905); 中国博士后科学基金 (2016M591047)

* 通讯作者: E-mail: qiutian@buaa.edu.cn

引用格式: 丁水汀, 蒲俊宇, 邱天, 等. 带旋转孔容腔瞬态演化与建模方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1721-1731. DING S T, PU J Y, QIU T, et al. Research on transient evolvement and modeling method of cavity with rotating orifices[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1721-1731 (in Chinese).

述孔的流动特性,其定义为孔实际流量与理论流量之比^[6]:

$$C_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{id}} \quad (1)$$

式中: $\dot{m}$ 为实际流量; $\dot{m}_{id}$ 为理论流量; C_d 为孔的流量系数。

实际流量由试验测量所得,理论流量由一维等熵绝热方程计算获得,计算公式为

$$\dot{m}_{id} = \frac{p_{0t,o} A}{\sqrt{RT_{0t,o}}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (2)$$

式中: R 为气体常数; κ 为气体比热比; $T_{0t,o}$ 为孔进口总温; $p_{0t,o}$ 为孔进口总压; $p_{1s,o}$ 为孔出口静压; A 为孔进口面积。

孔的理论轴向速度计算公式为

$$C_{ax} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_{0t,o} \left[1 - \left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (3)$$

当孔处于旋转状态时,采用式(2)和式(3)计算流量系数时,由于旋转盘面的泵效应,在低压比条件下可能出现 $C_d > 1$ 的情况^[7],当孔所在半径高度的旋转速度为 U_r 时,为更好地分析旋转条件下的孔特性,Zimmermann 等^[6] 提出了相对坐标系下的孔特性修正方法。

$$\dot{m}_{id,rel} = \frac{p_{0t,o,rel} A}{\sqrt{RT_{0t,o,rel}}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o,rel}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o,rel}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (4)$$

$$C_{ax,rel} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_{0t,o,rel} \left[1 - \left(\frac{p_{1s,o}}{p_{0t,o,rel}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (5)$$

式中:

$$p_{0t,o,rel} = p_{0t,o} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (6)$$

$$T_{0t,o,rel} = T_{0t,o} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2 \right) \quad (7)$$

$$Ma = \frac{U_r}{\sqrt{\kappa RT_{0t,o}}} \quad (8)$$

当前对稳态条件下旋转孔流量系数的影响因素有大量的研究成果^[7-11],对于旋转孔流量系数,在几何条件不变的情况下,主要的影响因素有进口雷诺数 Re 、压比 π 以及切向速度与轴向速度之比 U_r/C_{ax} ,在相对坐标系下,取 $U_r/C_{ax,rel}$ 。其中,只有低雷诺数下,雷诺数变化对小孔流量的影响才会比较明显。Idris 和 Pullen^[12] 同时考虑了孔的旋转以及孔自身倾斜角的影响,采用进气攻角 i 作为孔流量系数的影响参数进行研究,定义为

$$i = \arctan(U_r/C_{ax}) - \beta_0 \quad (9)$$

式中: β_0 为孔的倾斜角。

2 物理模型与计算工况

在真实发动机几何中,旋转孔腔的结构往往比较复杂,本文的 CFD 计算模型采用了轴向孔结构,重点研究孔前腔的影响,并将前腔简化为圆柱形腔体,孔后为开放边界。旋转孔腔的几何结构与具体尺寸如图 1 所示,粗线部分为旋转面,细线部分为静止面,流体从低半径处的环形进口流入腔体,经过旋转孔后流出。考虑到在瞬态过程中,腔内可能出现明显的非均匀现象,因此采用六面体网格对整环几何模型进行网格划分并求解,具体网格如图 2 所示,模型中均匀分布 4 个小孔,长径比 $L/d_0 = 1.25$ 。

CFD 计算采用 ANSYS CFX 进行,湍流模型选择 CFX 中的 k-Omega 模型,在该湍流模型下,计算可取得较好的收敛性,稳态计算残差基本可到 10^{-5} 以下,部分稳态算例的残差在 10^{-4} 以下。稳态计算设定计算总步长为 2 000 步,计算完成时,模型中的流量等计算参数基本不变。瞬态计算采用自适应步长方法求解,初始步长为 10^{-7} s,自适应最大步长设为 10^{-5} s,最小步长设为 10^{-9} s,瞬态计算过程中,单步计算循环超过 5 次时,下一时间步长为前一步长的 0.8 倍,当单步计算循环低于 2 次时,下一时间步长为前一步长的 1.06 倍,瞬态计算的收敛残差为 10^{-5} 。

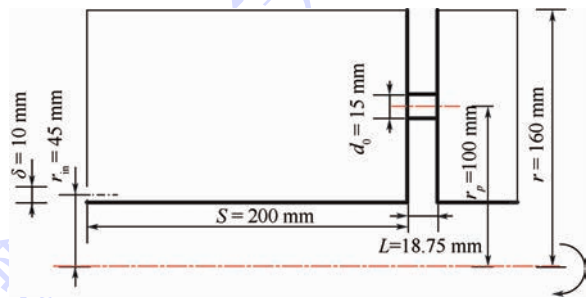


图 1 CFD 计算模型几何结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of geometric structure of CFD model

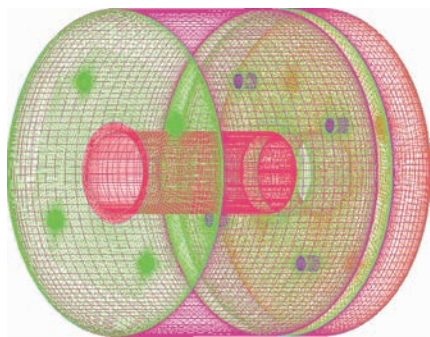


图 2 网格划分示意图

Fig. 2 Schematic diagram of mesh generation

CFD 计算模型采用六面体网格进行划分,并进行了网格无关性验证,验证过程中分别采用 20 万、60 万、100 万 3 个量级的网格进行对比,图 3 给出了距离进口 10 cm 处一径向线上的切向速度随半径位置 r 的分布。可见,采用 60 万网格的结果与采用 100 万网格的结果比较接近,本文中的 CFD 计算最终所用网格为 667 460。

网格划分过程中,对于壁面网格进行了加密处理,各壁面的第 1 层网格尺度均小于 0.5 mm,其中孔与盘背面的第 1 层网格为 0.05 mm。旋转孔壁面 $Y+$ 各工况下最大约为 100,最小 $Y+$ 为 5。其余壁面最大 $Y+$ 根据工况不同约为 150~250。

为保证计算的准确性,对该 CFD 计算模型进行了校验计算。校验计算时,进气总温为 288.15 K,壁面条件为绝热无滑移,CFD 进口总压 p_{0i} 与出口静压 p_{∞} 之比 $\pi_m = 1.05$,获得不同转速下的小孔流量,采用式(4)和式(5)计算不同转速下的流量系数,式中所用的旋转孔进口总温与总压的选取位置与 Dittmann 等^[7] 试验一致。与 Dittmann 等^[7] 的试验结果对比如图 4 所示,流量系数结果符合较好,最大误差不超过 2%。

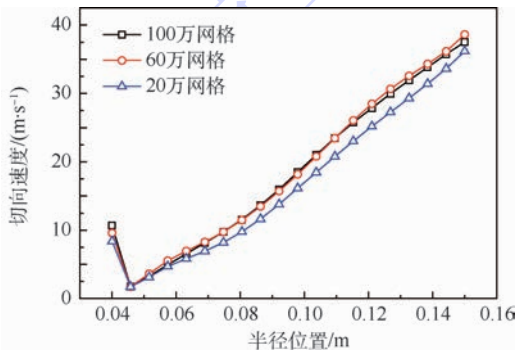


图 3 网格无关性验证
Fig. 3 Grid independence verification

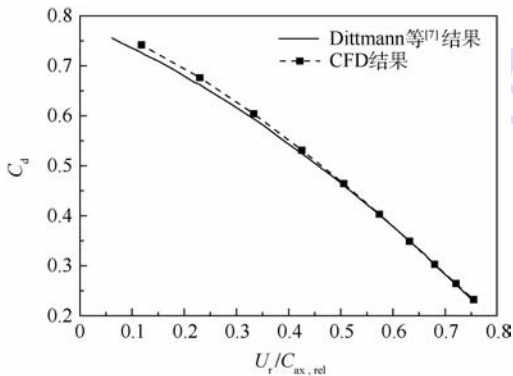


图 4 CFD 计算模型与 Dittmann 等^[7] 试验
流量系数结果对比
Fig. 4 Comparison of discharge coefficient between CFD
model and test of Dittmann^[7]

以该 CFD 计算模型为基础,进行了 1 组稳态数值模拟及 2 个瞬态过程的模拟。稳态工况的计算结果为瞬态 1-D 模型提供旋转孔流量系数拟合结果等稳态特性。稳态条件下,旋转孔的转速为 10 000 r/min,进气总温为 288.15 K,壁面为绝热无滑移边界,调整 CFD 进口总压 p_{0i} 与出口静压 p_{∞} 之比 π_m 从 1.05 到 2.0 变化,获得总计 11 组稳态计算结果,采用式(1)和式(2)计算稳态工况下的流量系数,其中孔进口总压采用绝对坐标系下的腔内平均总压 $p_{t,v}$,孔进口总温采用绝对坐标系下的腔内平均总温 $T_{t,v}$,如式(10)所示。 A_o 为孔的进口面积,腔内平均参数以脚标 v 表示,在 CFD-post 中采用体积平均获取腔内平均参数。

$$C_d = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_{t,v}}}{p_{t,v} A_o \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{\infty}}{p_{t,v}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{\infty}}{p_{t,v}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]}} \quad (10)$$

稳态工况计算过程中,转速和几何结构保持不变,因此可建立流量系数与孔前后压比(孔前绝对总压比孔后静压) π_o 的关系,稳态流量系数结果如图 5 所示,曲线为拟合结果,其表达式为

$$C_d = -3.08089 + 3.85447(\pi_o - 1.02385)^{0.03625} \quad (11)$$

$$\pi_o \geq 1.05$$

2 个瞬态工况的计算过程中,旋转孔转速始终保持为 10 000 r/min,控制进出口边界压比 π_m 随时间变化,初始时刻,压比 $\pi_m = 1.05$ 。

1) 斜坡工况, π_m 在 0.02 s 内由 1.05 线性上升至 2.0 后保持恒定。

2) 光滑工况, π_m 在 0.02 s 内上升至 2.0 后保持恒定,压比变化率呈梯形分布,其表达式见式(12)。

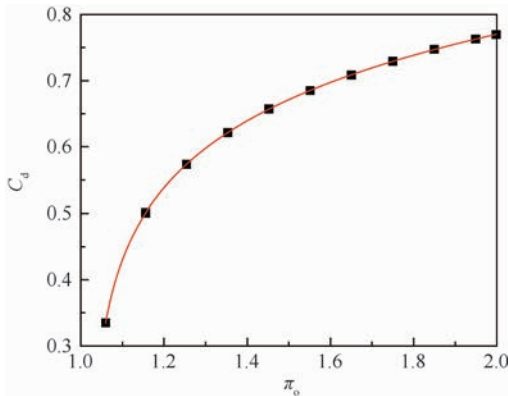


图 5 稳态工况流量系数结果与拟合
Fig. 5 Discharge coefficient results and
fitting under steady working condition

$$\pi_m = \begin{cases} 1.05 + \frac{19000}{3} t^2 & 0 \text{ s} < t \leq 0.005 \text{ s} \\ \frac{3.625}{3} + \frac{190}{3}(t - 0.005) & 0.005 \text{ s} < t \leq 0.015 \text{ s} \\ \frac{5.525}{3} + \left[\frac{190}{3} - \frac{19000}{3}(t - 0.015) \right] (t - 0.015) & 0.015 \text{ s} < t \leq 0.02 \text{ s} \\ 2 & t > 0.02 \text{ s} \end{cases} \quad (12)$$

斜坡工况及光滑工况进出口压比变化如图 6 所示。

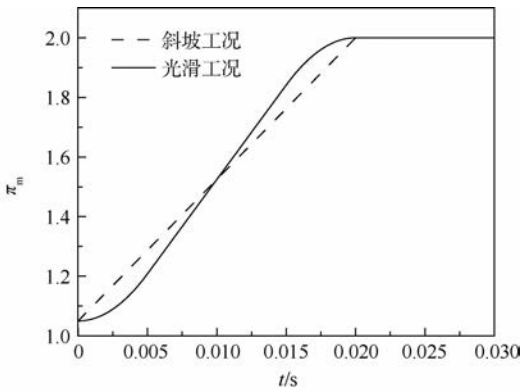


图 6 瞬态工况压比随时间变化

Fig. 6 Change of pressure ratio with time under transient working condition

3 瞬态 1-D 模型计算方法

瞬态 1-D 模型需要对孔前腔建立瞬态数学计算模型, Gallar 等^[4]为研究瞬态容腔的充放气过程,提出了瞬态容腔的数学建模方法。

$$\frac{d}{dt}(\rho V) + \dot{m}_{out} - \dot{m}_{in} = 0 \quad (13)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho e V) + \dot{m}_{out} h_{out} - \dot{m}_{in} h_{in} = 0 \quad (14)$$

式中: e 为比内能; h 为比焓; ρ 为密度; V 为体积。式(14)和式(15)成立的条件为容腔中无额外热量进出,忽略浮升力以及流动速度。通过以上假设, Gallar 等^[4]把容腔视为内部各处均匀的节点,以集总的方式建立容腔的低维模型。

假设比热容在瞬态过程中保持恒定,腔室体积恒定且考虑旋转盘扭矩做功的影响,式(13)与式(14)可化为

$$V \frac{d\rho_v}{dt} + \dot{m}_{out} - \dot{m}_{in} = 0 \quad (15)$$

$$V \frac{d}{dt}(\rho_v C_v T_{t,v}) + \dot{m}_{out} h_{out} - \dot{m}_{in} h_{in} - M\omega = 0 \quad (16)$$

式中: M 为扭矩; C_v 为定容比热; ω 为盘旋转角速度。

采用 Euler 隐式格式进行离散可得

$$V \frac{\rho_v^{(n)} - \rho_v^{(n-1)}}{\Delta t} + \dot{m}_{out} - \dot{m}_{in} = 0 \quad (17)$$

$$V \frac{\rho_v^{(n)} C_v T_{t,v}^{(n)} - \rho_v^{(n-1)} C_v T_{t,v}^{(n-1)}}{\Delta t} + \dot{m}_{out} C_p T_{t,v}^{(n)} - \dot{m}_{in} C_p T_{0t} - M\omega = 0 \quad (18)$$

式中: C_p 为定压比热。

腔内气体的平均密度由理想气体状态方程导出:

$$\rho_v^{(n)} = \frac{p_{t,v}^{(n)}}{RT_{t,v}^{(n)}} \quad (19)$$

从稳态 CFD 结果中可获取孔腔内盘面与旋转轴的扭矩,在对扭矩进行分析中往往将扭矩无量纲化,获得扭矩系数 C_m ^[13],其定义为

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho \omega^2 b^5} \quad (20)$$

式中:密度 ρ 取腔内平均密度; b 取旋转盘半径。通过对稳态结果的计算,发现整体上扭矩系数变化不大,为 0.003 3 ~ 0.003 5,简化考虑,在瞬态 1-D 模型中取固定扭矩系数 $C_m = 0.003 4$ 。

进口流量与出口流量的计算式为式(21)和式(22),其中出口流量计算中的孔流量系数采用式(11)中稳态 CFD 计算的拟合结果。

$$\dot{m}_{in} = \frac{p_{0t} A_{in}}{\sqrt{RT_{0t}}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{t,v}}{p_{0t}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{t,v}}{p_{0t}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (21)$$

$$\dot{m}_{out} = C_d \frac{p_{t,v} A_o}{\sqrt{RT_{t,v}}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{\infty}}{p_{t,v}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{\infty}}{p_{t,v}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (22)$$

低维模型的计算时间步长为 0.000 1 s,求解过程中,采用本时刻的进口压力和上一时刻的计算结果作为初场,采用离散牛顿法对非线性方程组进行迭代求解,直至残差小于 10^{-6} ,完成本时刻结果的计算,进入下一时刻的计算。

4 瞬态 1-D 模型与 CFD 计算模型结果对比

4.1 腔内平均总压

图 7 为孔腔内平均总压的对比结果。采用瞬态 1-D 模型能够较好地获得腔内平均总压随时间的变化规律,斜坡工况腔内压力最大误差为 1.7%,光滑工况腔内压力最大误差与斜坡工况相

当。说明在较强的瞬态过程下,瞬态 1-D 模型对于腔内平均总压的变化有较好的模拟。

4.2 进口流量

图 8 为进口流量的结果对比。可见,在瞬态过程中,瞬态 1-D 模型的进口流量结果随时间的变化趋势仍能保持与 CFD 结果相同,能够较好地反映进口流量随时间的变化规律,但是部分时间段存在一定的误差。从斜坡工况结果来看,由于进口压力变化比较剧烈,所以在 0.001 s 处形成了明显的振荡,瞬态 1-D 模型无法捕捉这一振荡现象。此外,0.02 s 后,进口流量的误差先增后减,最大可达 9% 左右。而对于光滑工况,初始时段进口压力缓慢上升,使初始段的振荡得到了抑制,但进口压力稳定后出口流量的误差最大会达到 19%。

4.3 出口流量

瞬态过程中,如图 9 所示,出口流量整体趋势上与 CFD 结果基本吻合,但是 CFD 计算过程中,出口流量并没有单纯随腔内平均总压的增加而增加,在 0.007 s 时,斜坡工况和光滑工况的出口流量先后出现了明显的下降,而瞬态 1-D 模型计算得到的出口流量始终随着腔内平均总压在平稳

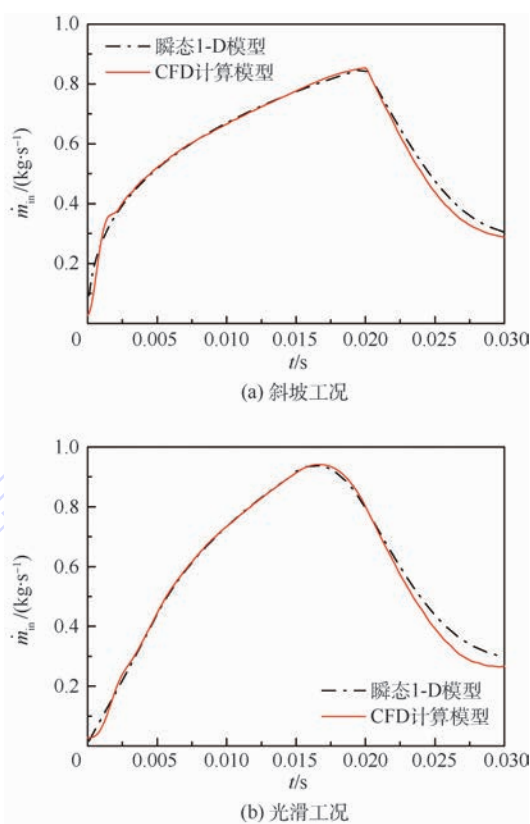


图 8 瞬态工况进口流量结果

Fig. 8 Inlet flow rate results under transient working condition

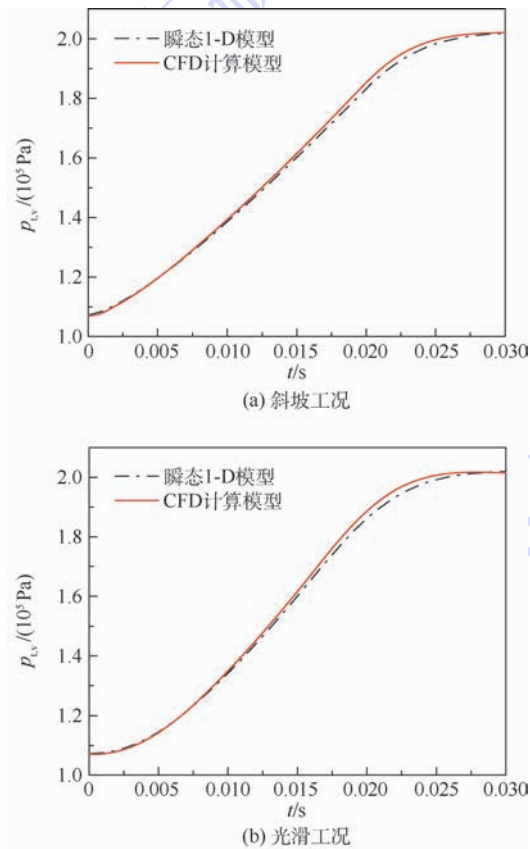


图 7 瞬态工况腔内平均总压结果

Fig. 7 Average total pressure results in cavity under transient working condition

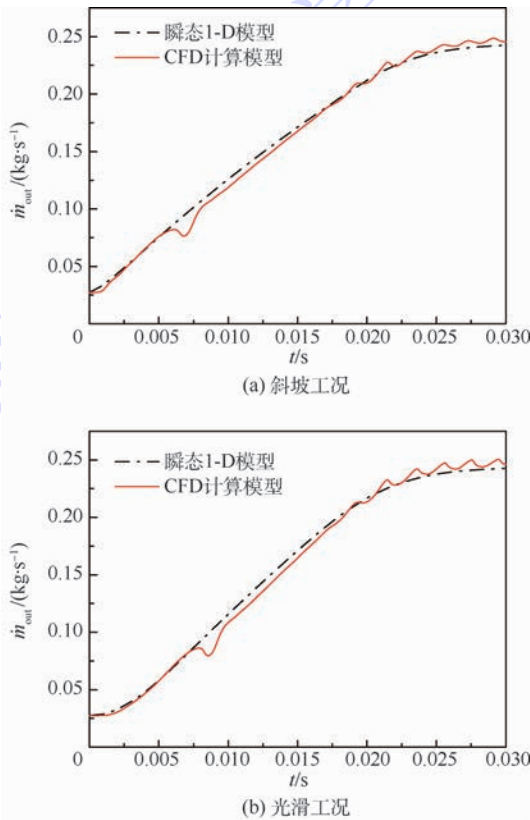


图 9 瞬态工况出口流量结果

Fig. 9 Outlet flow rate results under transient working condition

增长,在压力趋稳阶段,CFD 的出口流量结果出现规律振荡,即使腔内平均总压趋于稳定,该振荡依然存在并处于缓慢消减的状态。从误差来看,出口流量突降处,瞬态 1-D 模型与 CFD 结果最大误差能达到 21%,而进口压力稳定后的振荡段,最大误差约为 3%。另外在 0.01 ~ 0.017 s 时间段内,瞬态 1-D 模型对光滑工况出口流量的计算结果误差要略高于斜坡工况。

4.4 腔内平均总温

从图 10 可以看出,瞬态 1-D 模型低估了腔内的平均总温,随着时间的推进,模型结果与 CFD 结果差距逐渐增加。尽管在整体温度的变化趋势上,瞬态 1-D 模型与 CFD 结果相吻合,但相对于 0.03 s 内的总温变化量,瞬态 1-D 模型最大误差约为 8%。

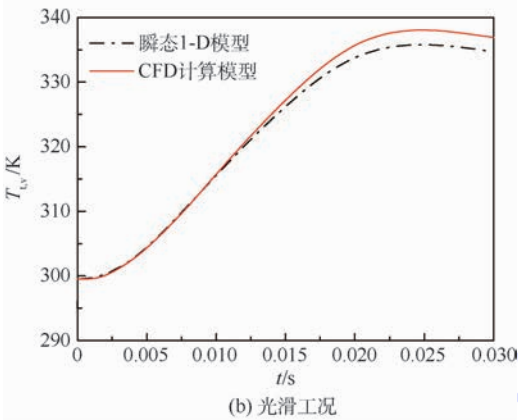
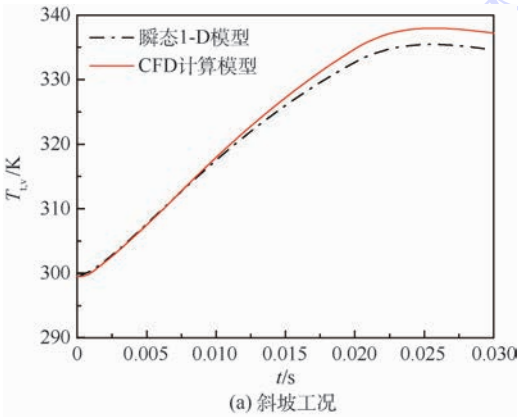


图 10 瞬态工况腔内平均总温结果

Fig. 10 Average total temperature results in cavity under transient working condition

5 结果分析

瞬态 1-D 模型是基于腔内参数均匀的假设,采用集总的方式建立,而孔特性直接采用了稳态条件下计算得到的流量系数特性曲线。分析瞬态 1-D 模型的误差,主要有以下 2 方面:

1) 稳态工况下自身的非均匀性造成的误差。

图 11 为模型进出口边界压比为 1.65 条件下,CFD 计算得到的腔内总温的分布云图。可见,高半径处的总温明显高于低半径处,实际条件下,进入孔的流体总温略低于腔内平均总温。瞬态 1-D 模型假设稳态条件下腔室为各项参数均匀的节点,忽略了腔内温度的分布特性,采用该假设已经引入了一定的误差。

2) 瞬态过程偏离稳态结果的误差。瞬态 1-D 模型的旋转孔特性来源于稳态计算结果,但是实际的瞬态过程中,由于内部流动与稳态有非常明显的差异,可能使得直接采用稳态条件下的特性曲线无法准确计算当前的瞬态过程,从而导致瞬态 1-D 模型预测失准。

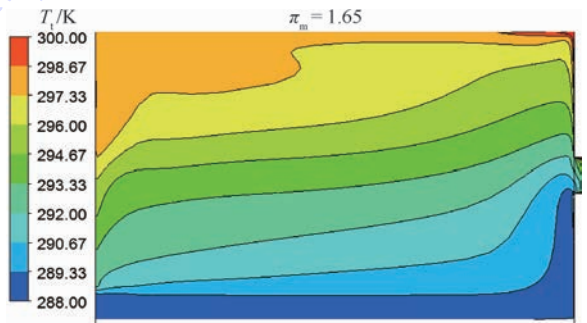


图 11 稳态工况下腔内总温分布云图

Fig. 11 Distribution contour of total temperature in cavity under steady working condition

5.1 流量结果误差分析

从 CFD 计算模型与瞬态 1-D 模型的对比结果可以看出,虽然流动过程与稳态已经有了一定的区别,但瞬态 1-D 模型仍能较好地反映流量的整体变化规律,只是在部分时间段误差比较大,尤其是 CFD 的出口流量结果,出现了流量随压力减小的现象。从图 12 流量系数的对比结果可以发现,瞬态条件下,不仅出现了流量系数的不合理

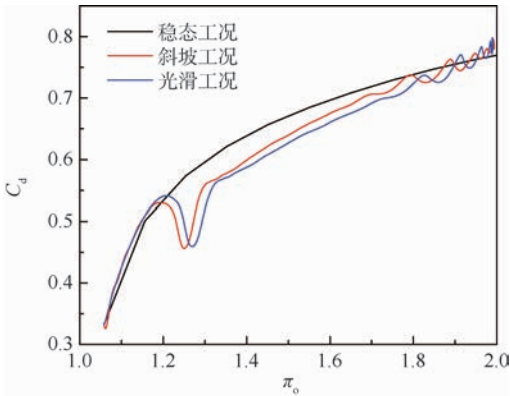


图 12 瞬态与稳态工况下流量系数对比

Fig. 12 Comparison of discharge coefficient under transient and steady working conditions

下降,同时整体也与稳态结果有一定的偏离。瞬态 1-D 模型采用了稳态结果的流量系数,所以在模拟瞬态过程时符合稍差。

在几何固定且进口雷诺数较大的条件下,流量系数主要受压比和转速的影响,而转速的影响主要来源于孔前流体进入孔时的攻角^[11]。瞬态过程中,孔腔内的平均总压以及旋转孔进口处的总压均没有出现突降现象,因此流量突降可能是由于孔前流体自身的切向速度变化引起进气攻角改变而造成的。在小孔稳态流量特性的研究中,一般认为旋转引起的来流切向速度很小^[14]。而罗翔等^[15]研究旋转盘腔时发现,当通流较小时,腔内的流场是受到旋转主导的,流体的旋转速度会比较快,而当通流较大时,强烈的惯性作用会抑制转盘对流体的加速。图 13 为稳态工况下,CFD 计算结果中进出口边界压比为 1.25 时,孔腔内的角速度云图。可以看出,孔前流体的角速度呈现半径越高角速度越高的分布趋势,来流以一定的切向速度跟随旋转孔转,可以减小进气攻角,增大流量。除旋转速度以外,还需考虑径向速度的影响,因为该模型进气半径位置低于旋转孔,因此进口气流需沿径向往高半径位置流动才能进入旋转孔流出,这一径向速度的改变也可能影响孔的流量系数。

在瞬态过程中,进口压力迅速上升,使得一团角速度极小的气体被推向了孔的进口处,导致孔前角速度减小,径向速度增大,整个旋转孔的进气攻角增加。图 14 为斜坡工况条件下孔腔内的角速度云图,在 0.006 ~ 0.008 s 之间,图中角速度极小的深蓝色气团封堵了旋转孔口。从图 15 的径向速度 V_r 云图可见,该气团也使得孔前出现较大的径向流动,此时孔前切向流动较强,进气攻角增大明显。该气团封堵旋转孔的时间与孔流量突降相吻合,因此可推断,孔前出现较强切向流动增大

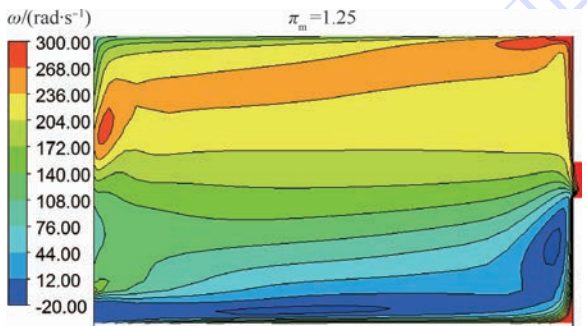


图 13 稳态工况下腔内角速度云图

Fig. 13 Contour of angular velocity in cavity under steady working condition

了进气攻角,是造成流量系数下降的主因。此后,孔前始终受到切向流动的影响使得瞬态 1-D 模型计算的出口流量一直高于 CFD 计算的出口流量,最终影响瞬态 1-D 模型中对腔内压力和进口流量的计算结果。

对于 0.02 s 后出口流量的振荡现象,可以通

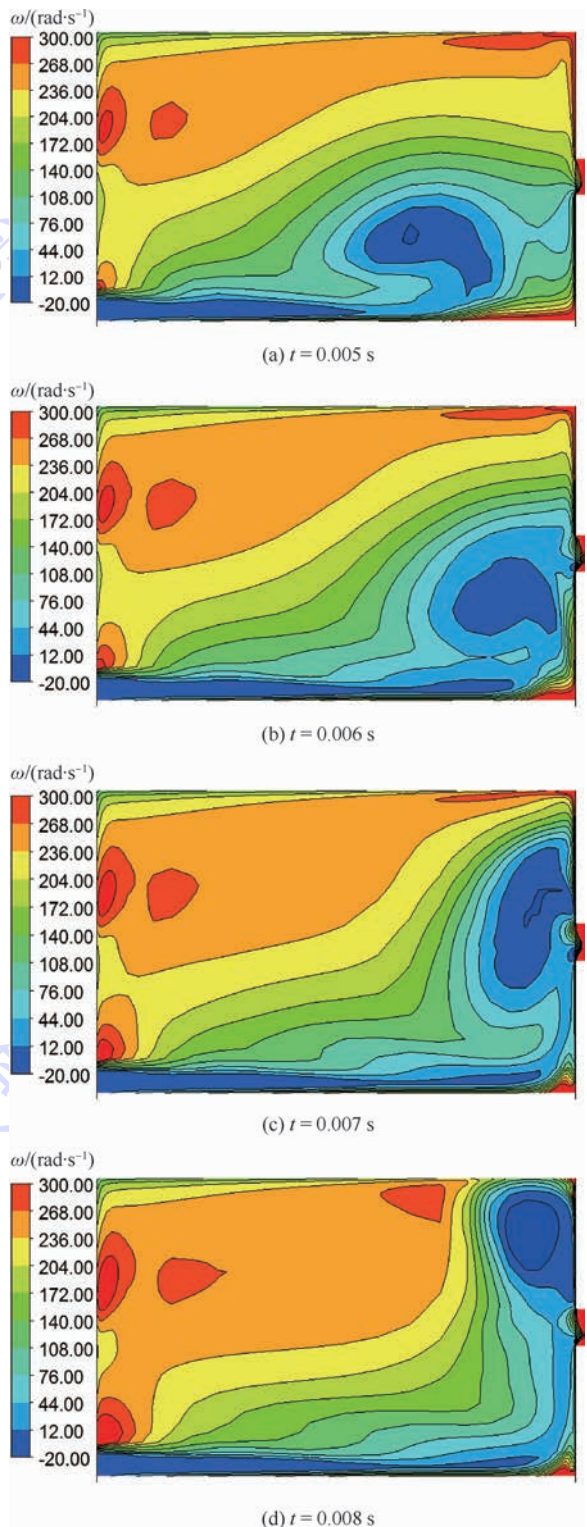


图 14 斜坡工况下腔内角速度演化过程

Fig. 14 Evolvement of angular velocity in cavity under slope working condition

过孔前流体的角速度分布进行分析。如图 16 所示,当腔内平均总压逐渐趋于稳定后,压比对流量系数的影响减小,而孔腔内的流动尚未达到稳定状态,这段时间内,孔前流体的角速度不断变化,因此导致了孔流量出现了明显的振荡。

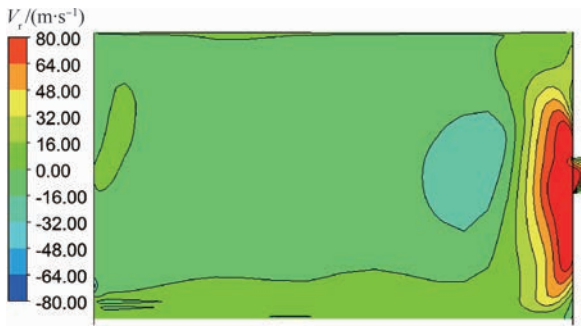


图 15 斜坡工况下 0.007 s 时刻腔内径向速度云图
Fig. 15 Contour of radial velocity in cavity at 0.007 s under slope working condition

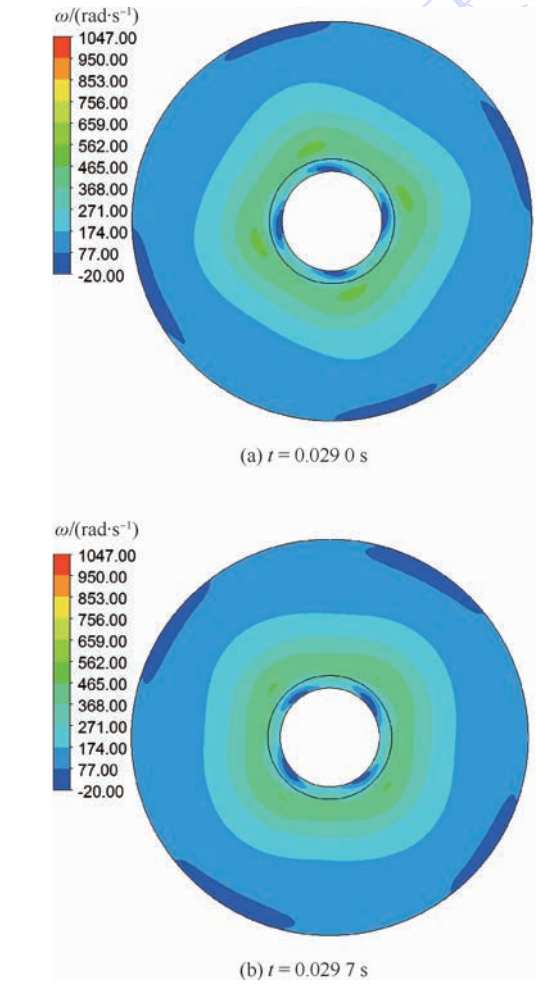


图 16 斜坡工况下孔前截面角速度演化
Fig. 16 Evolvement of angular velocity in cross section in front of orifice under slope working condition

5.2 温度结果误差分析

从 CFD 计算结果可以发现,在瞬态过程中,

进口流量较大。图 17 为 0.01 s 时斜坡工况下腔内的总温分布云图。可以看出,瞬态过程中,进口流量迅速增加,进口处涌入的大量气体从低半径处冲击旋转盘后封堵了旋转孔,将高半径处温度较高的气体推离旋转孔,使得旋转孔的进口总温相对于稳态条件下降明显。图 18 为斜坡工况计算过程中,腔内平均总温与旋转孔进口总温随时间的变化。可见,孔进口总温明显低于腔内平均总温。绝对坐标系下,孔进口总温与腔内平均总温之比 $T_{2t}/T_{1,v}$ 最低能达到 0.93 以下。因此,瞬态 1-D 模型过高地估计了出口焓,最终导致瞬态 1-D 模型中计算得到的腔内总温相对于 CFD 结果偏低。

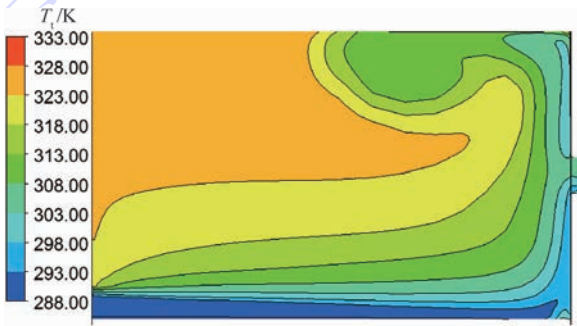


图 17 斜坡工况下腔内总温分布云图
Fig. 17 Distribution contour of total temperature in cavity under slope working condition

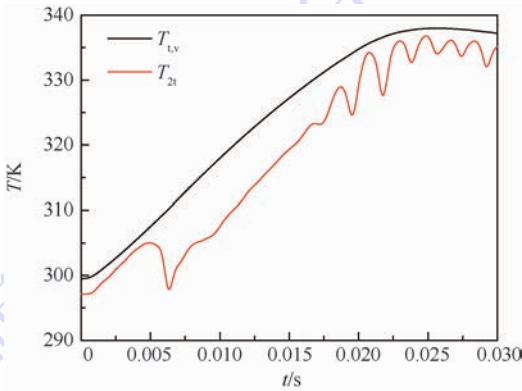


图 18 斜坡工况下腔内总温与孔进口总温对比
Fig. 18 Comparison of total temperature between cavity and inlet of orifice under slope working condition

6 瞬态 1-D 模型工程评价思路

从结果分析可以看出,虽然瞬态 1-D 模型整体上已经符合较好,但是无法做到与 CFD 结果完全相同,在部分时间内误差较大,而部分时间误差较小。图 19 为光滑工况条件下进出口流量误差随时间变化的结果。可以看出,在瞬态计算过程中,既有可能出现持续时间较长的误差,也可能出现短时的较大误差。

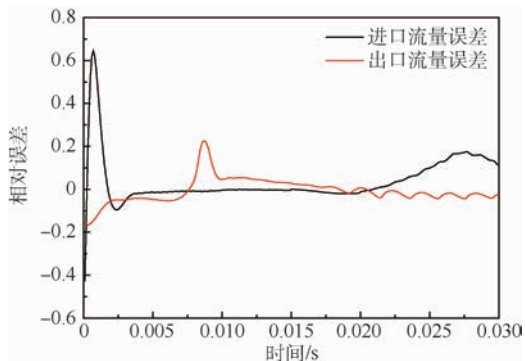


图 19 光滑工况下进出口流量误差变化

Fig. 19 Variation of inlet and outlet flow rate errors under smooth working condition

稳态条件下,可以根据工程需要,确定流体网络法设计计算时的精度要求,定义模型与真实结果的相对误差为

$$E = \frac{\phi_s - \phi_R}{\phi_R} \times 100\% \quad (23)$$

式中: E 为相对误差; ϕ_s 为模型结果; ϕ_R 为实际结果。

在瞬态条件下,不同时刻的相对误差不同,因此有

$$E(\tau) = \frac{\phi_s(\tau) - \phi_R(\tau)}{\phi_R(\tau)} \times 100\% \quad (24)$$

瞬态低维模型的计算目的不同,对这些短时的较大误差的敏感度也不尽相同。比如气膜冷却的瞬态研究中,短时间的冷气流量偏低就可能导致叶片烧蚀,而对涡轮盘强度寿命的影响,短时间的冷气变化影响可能不明显。因此对于瞬态过程,不管采用瞬态过程中的最大误差,还是最小误差,或全过程的平均误差,都难以对模型的结果做出合理评价。在瞬态模型的误差分析中,不能忽略时间尺度的影响。

如果以 $\Delta\tau$ 作为误差分析的时间尺度,通过对 $\Delta\tau$ 内的平均参数建立瞬态过程的误差,有

$$E(\tau, \Delta\tau) = \frac{\int_{\tau}^{\tau+\Delta\tau} \phi_s(\tau) d\tau - \int_{\tau}^{\tau+\Delta\tau} \phi_R(\tau) d\tau}{\int_{\tau}^{\tau+\Delta\tau} \phi_R(\tau) d\tau} \times 100\% \quad (25)$$

当待分析结果对短时误差敏感时, $\Delta\tau$ 取较小值;反之, $\Delta\tau$ 取较大值。可定义瞬态误差分析的时间分辨率为 $1/\Delta\tau$, 即对瞬态过程越敏感,分析误差时采用的分辨率越大。

图 20 为不同分辨率时光滑工况时出口流量误差的结果。不同分辨率下,误差结果有较为明显的差异。在 100 Hz 和 200 Hz 的分辨率下,出

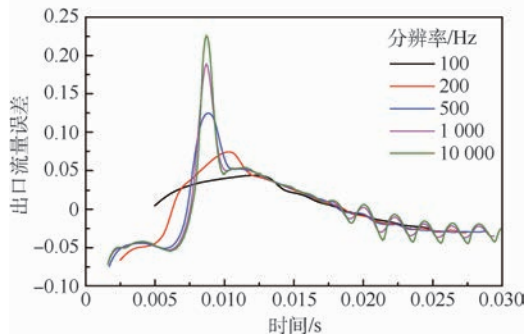


图 20 不同分辨率下光滑工况的出口流量误差

Fig. 20 Outlet flow rate errors under smooth working condition with different resolution

口流量的误差始终小于 10%, 随着分辨率的提高, CFD 计算时的流量突降所带来的误差影响越明显, 对于光滑工况的出口流量结果, 满足 10% @ 200 Hz 的精度要求, 却不满足 10% @ 500 Hz 的精度要求。根据不同的计算目的, 合理选择精度要求与分辨率需求, 方能对瞬态 1-D 模型的计算结果做出合理的工程评价。

7 结 论

1) 以稳态孔特性为基础, 考虑容腔在瞬态过程中的容积效应, 建立瞬态 1-D 模型, 对于较强的瞬态过程, 能够从整体上反映流量和压力的演化。瞬态过程中, 进口流量快速上升和快速下降的过程都能较好的模拟。

2) 较强瞬态过程中, 细节的流动过程无法通过瞬态 1-D 模型进行模拟, 采用集总方式建立的瞬态 1-D 模型无法在瞬态过程中为旋转孔提供准确的进气边界条件, 可能使模拟结果出现较大的误差, 因此需要对瞬态过程的流动细节加以更充分的研究, 从机理层面对瞬态 1-D 模型进行修正。

3) 腔内温度有较强的不均匀性, 且出口焓比较明显地受到温度分布和进口流量的影响, 而当前瞬态 1-D 模型均匀性的假设, 导致瞬态 1-D 模型得到的温度结果有明显偏差。目前认为, 进口流量对旋转孔进口总温有明显影响, 因此进一步的温度修正中, 应当将进口流量的影响加以考虑。

4) 低维瞬态模型的精度要求, 不考虑误差随时间的动态变化是不合理的, 本文提出了带时间分辨率的误差分析思路, 将低维瞬态模型的误差分析限定在满足工程需要的时间分辨率下, 可用于研究瞬态低维模型的适用性。

参考文献 (References)

[1] PRICE B, DEMERS L, LEBEL J F, et al. Enhancements to the

- load acceptance and rejection capability of a high pressure aero-derivative engine [C] // Proceedings of the 2007 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2007, 2: 1051-1060.
- [2] 刘传凯, 刘海明, 李艳茹, 等. 强瞬变空气系统的模块化仿真建模 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1826-1833.
- LIU C K, LIU H M, LI Y R, et al. Modularized simulation of air system with fast transients [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1826-1833 (in Chinese).
- [3] CALCAGNI C, GALLAR L, PACHIDIS V. Development of a one dimensional dynamic gas turbine secondary air system model-Part II: Assembly and validation of a complete network [C] // Proceedings of the 2009 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2009, 4: 435-443.
- [4] GALLAR L, CALCAGNI C, PACHIDIS V, et al. Development of a one dimensional dynamic gas turbine secondary air system model-Part I: Tool components development and validation [C] // Proceedings of the 2009 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2009, 4: 457-465.
- [5] 李澎, 吴宏, 陶智. 二次空气系统一维非定常计算方法 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1710-1720.
- LI P, WU H, TAO Z. One-dimensional unsteady calculational method of secondary air system [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1710-1720 (in Chinese).
- [6] ZIMMERMANN H, KUTZ J, FISCHER R. Air system correlations. Part 2: Rotating holes and two phase flow [C] // Proceedings of the 1998 International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition. New York: ASME, 1998: V004T09A049.
- [7] DITTMANN M, DULLENKOPF K, WITTIG S. Discharge coefficients of rotating short orifices with radiused and chamfered inlets [C] // Proceedings of the 2003 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2003: 1001-1009.
- [8] ROHDE J E, RICHARDS H T, METGER G W. Discharge coefficients for thick plate orifices with approach flow perpendicular and inclined to the orifice axis: NASA-TN-D-5467 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1969.
- [9] MEYFARTH P F, SHINE A J. Experimental study of flow through moving orifices [J]. Journal of Basic Engineering, 1965, 87(4): 1082-1083.
- [10] WITTIG S, KIM S, JAKOBY R, et al. Experimental and numerical study of orifice discharge coefficients in high speed rotating disks [C] // Proceedings of the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York: ASME, 1994: V001T01A052.
- [11] IDRIS A, PULLEN K R, READ R. The influence of incidence angle on the discharge coefficient for rotating radial orifices [C] // Proceedings of the 2004 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2004, 4: 307-320.
- [12] IDRIS A, PULLEN K R. Correlations for the discharge coefficient of rotating orifices based on the incidence angle [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A-Journal of Power and Energy, 2005, 219(5): 333-352.
- [13] BAYLEY F J, OWEN J M. Flow between a rotating and stationary disc [J]. Aeron Quart, 1969, 20(4): 333-354.
- [14] SOUOSEK J, PFITZNER M, NIEHUIS R. Experimental study of discharge coefficients of radial orifices in high-speed rotating shafts [C] // Proceedings of the 2010 ASME Turbo Expo. New York: ASME, 2010, 4: 1051-1060.
- [15] 罗翔, 张达, 徐国强. 中心进气开式转静系转盘风阻扭矩实验 [J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1199-1205.
- LUO X, ZHANG D, XU G Q. Experimental study on windage torque in unshrouded rotor-stator system with central inflow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1199-1205 (in Chinese).

作者简介:

丁水汀 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 燃气轮机热端旋转部件流动与换热机理、航空发动机适航性设计与验证技术。

蒲俊宇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空发动机瞬态空气系统网络。

邱天 男, 博士。主要研究方向: 航空发动机总体和空气系统瞬态分析、航空发动机安全性设计和验证技术。

于航 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机瞬态空气系统网络。

Research on transient evolvement and modeling method of
cavity with rotating orifices

DING Shuiting, PU Junyu, QIU Tian*, YU Hang

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Rotating orifices and cavity are important parts of the air system of gas turbine engine, and their transient response might induce dangerous instantaneous transient load. To investigate the transient evolvement of the cavity with rotating orifices, a CFD model of the cavity with rotating orifices was built to research the cavity in front of the rotating orifices. Based on the steady flow characteristic of the rotating orifices, a transient one-dimensional model was built to simulate the transient process. The comparison of the results between the one-dimensional model and the CFD model shows that the former can conduct the transient process simulation satisfactorily and satisfy the elementary engineering needs. Finally, the analysis of the reason for the result errors of one-dimensional model is presented in this paper.

Keywords: air system; cavity with rotating orifice; one-dimensional model; transient evolvement; discharge coefficient

Received: 2016-08-29; **Accepted:** 2016-12-09; **Published online:** 2016-12-13 18:16

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161213.1816.002.html

Foundation items: Innovation Plan of Aero Engine Complex System Safety by the Ministry of Education Chang Jiang Scholars of China (IRT0905); China Postdoctoral Science Foundation (2016M591047)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0662

光纤陀螺数字相位斜波频繁复位抑制算法



宋凝芳*, 刘鹏程, 潘雄, 王夏霄, 张少博

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对光纤陀螺在小角速度测量时存在数字相位斜波频繁复位的问题, 建立了调制增益漂移条件下复位相位误差模型, 分析了数字相位斜波频繁复位的机理和产生的条件。证明了数字相位斜波频繁复位是产生死区的因素之一。提出了一种具有类似施密特触发器特性的数字斜波滞回复位算法, 通过分离数字相位斜波正负向累加区间, 抑制频繁复位及其引起的死区。实验结果表明, 在调制增益变小 1% 时, 采用滞回复位算法可将死区范围从测量噪声的 3 倍减小至 1 倍左右。

关 键 词: 光纤陀螺; 增益漂移; 自动复位; 死区; 滞回复位算法

中图分类号: V241.5⁺9; U666.12⁺3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)09-1732-06

全数字闭环光纤陀螺采用数字相位斜波调制实现反馈相移对萨格奈克相移的补偿, 并利用寄存器自动溢出完成斜波复位^[1]。调制通道增益受温度变化等因素影响而发生漂移, 影响光纤陀螺标度因数等参数, 同时斜波复位时引入附加相移偏离 2π , 引起复位相位误差^[2-5]。前期的研究主要集中在对调制增益的补偿问题上, 以斜波复位时解调误差为依据, 引入第二反馈回路补偿调制增益, 控制附加相移稳定在 2π 附近, 以减小复位相位误差^[1,5-10]。随着光纤陀螺应用的推广, 大动态、高数据更新率要求闭环数据在解调后立即反馈, 增大了复位相位误差等瞬态干扰对数字斜波方向稳定性的影响^[11]。光纤陀螺研制中发现, 调制增益变小时复位相位误差会引起数字斜波频繁地复位, 小角速度时尤其明显, 影响光纤陀螺性能。

本文针对数字斜波调制实时调整的特点, 分析了增益变小时斜波频繁复位的产生及其对死区的影响机理, 提出了分离正负向斜波累加区间的

滞回复位算法。通过仿真和实验验证了滞回复位算法抑制斜波频繁复位、减小死区的有效性。

1 频繁复位的产生及影响机理

全数字闭环光纤陀螺简化模型如图 1 所示^[1,3,12-13]。图中: Ω 和 C 分别为角速度输入和陀螺数字输出; K_s 为萨格奈克效应系数; K_D 和 K_F 分别为探测通道增益和调制通道增益; K_{FIL} 为输出通道滤波器增益。探测通道在每个渡越时间 $\Delta\tau_g$ 对 A/D 转换器采集的信号进行相干解调,

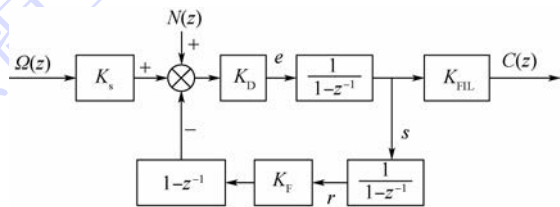


图 1 方波偏置调制时闭环光纤陀螺简化模型^[1,3,12-13]
Fig. 1 Simplified model of closed-loop fiber optic gyroscope under square wave bias modulation^[1,3,12-13]

收稿日期: 2016-08-15; 录用日期: 2016-11-11; 网络出版时间: 2017-01-05 08:48
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170105.0848.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61333005)
* 通讯作者: E-mail: Songnf@buaa.edu.cn

引用格式: 宋凝芳, 刘鹏程, 潘雄, 等. 光纤陀螺数字相位斜波频繁复位抑制算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1732-1737. SONG N F, LIU P C, PAN X, et al. Frequent reset suppression algorithm of digital phase ramp in fiber optic gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1732-1737 (in Chinese).

得到反映萨格奈克相移 ϕ_s 与反馈相移 ϕ_f 间误差的解调信号 e ,累加到相位台阶 s 上,以跟踪 ϕ_s 的变化;累加 s 产生数字相位斜坡 r ,并通过斜坡寄存器自动溢出实现斜坡复位^[1]。为方便分析,闭环过程可简化为在非复位时 ϕ_s 与 ϕ_f 相等,不存在相位误差;而在复位时斜坡自动溢出会引入附加相移,受调制增益漂移影响, ϕ_s 与 ϕ_f 不仅相差整数倍 2π ,还存在额外的相位误差^[6-10]。设调制增益偏离设计值的比例为 ε ,相位误差 N 可表示为

$$N = \begin{cases} \pm 2\pi(1 + \varepsilon) & \text{斜坡复位} \\ 0 & \text{非复位} \end{cases} \quad (1)$$

式中:斜坡正向溢出复位取“+”,负向溢出复位取“-”。

数字相位斜坡溢出复位时,根据相干解调公式可得到解调误差 e 为^[1,6,10]

$$e = K_D \sin N = K_D \sin(\pm 2\pi\varepsilon) \quad (2)$$

复位时,解调误差仅与斜坡溢出的方向和增益漂移有关。 $\varepsilon > 0$ (增益变大)时,解调误差的符号与式(1)中斜坡溢出所取的符号相同,同号解调误差使相位台阶符号不变,相位斜坡继续同向累加,不会产生反向复位;而 $\varepsilon < 0$ (增益变小)时,解调误差的符号与斜坡溢出所取符号相反,当解调误差的模大于或等于复位前相位台阶模的 2 倍时,相位斜坡必然反向复位。

$$|e| \geq 2|s| \quad (3)$$

相位斜坡反向复位后,在萨格奈克相移作用下恢复同向累加而再次同向复位,会再一次引起反向复位,于是斜坡频繁地复位。

将式(2)及复位前 $K_F(1 + \varepsilon)s = \phi_s = K_s\Omega$ 代入式(3),可得斜坡频繁复位的条件为

$$|\Omega| \leq \frac{K_D K_F}{2K_s} |(1 + \varepsilon) \sin(2\pi\varepsilon)| \quad (4)$$

实验所用光纤陀螺的相关设计参数如表 1 所示。以调制增益变小 1% ($\varepsilon = -0.01$) 为例,解算出数字相位斜坡产生频繁复位的输入角速度范围为 $|\Omega| \leq 0.0108 \text{ rad/s} \approx 2228 (^{\circ})/\text{h}$ 。

当输入角速度较大时,数字相位斜坡复位数次后就会恢复正常累加,频繁复位对光纤陀螺

性能参数影响较小。图 2 为调制增益变小 1% 时输入角速度为 2 228 ($^{\circ}$)/h 的相位台阶与相位斜坡的仿真波形。

输入角速度的大小会影响数字相位斜坡频繁复位的次数。图 3 为调制增益变小 1% 时输入角速度为 50 ($^{\circ}$)/h 的相位台阶与相位斜坡仿真波形,数字相位斜坡在较长时间内处于频繁复位状态。

通过仿真可得到频繁复位时间占完整斜坡累加-复位周期的比例与输入角速度的关系,如图 4 所示。当输入角速度为 50 ($^{\circ}$)/h 时,频繁复位时间约占斜坡周期的 0.5%,而输入角速度减小至 0.5 ($^{\circ}$)/h 时,频繁复位时间所占比例已达到约 93%。可见,输入角速度越小,数字相位斜坡复位次数越多,频繁复位时间所占斜坡周期的比例越大。

当输入角速度继续减小时,数字相位斜坡将被“困在”频繁复位状态,斜坡不能进行正常累加,频繁复位时间将占整个斜坡周期的 100%。由式(2)知,调制增益变小时,不同溢出方向的

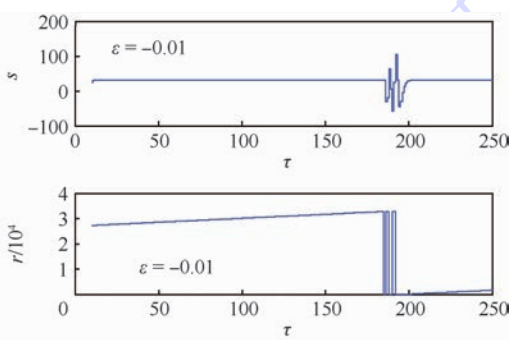


图 2 输入角速度为 2228 ($^{\circ}$)/h 时相位台阶与相位斜坡仿真波形

Fig. 2 Simulation waveform of phase step and phase ramp when input angular velocity is 2228 ($^{\circ}$)/h

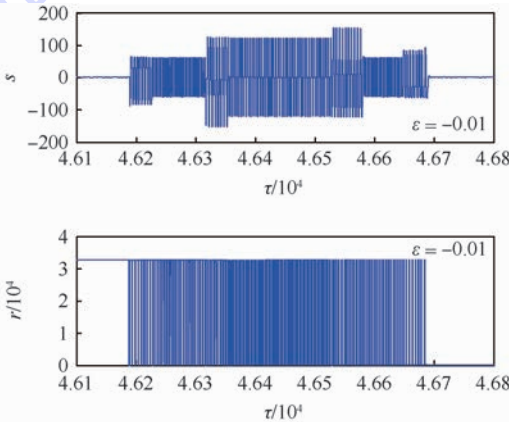


图 3 输入角速度为 50 ($^{\circ}$)/h 时相位台阶与相位斜坡仿真波形

Fig. 3 Simulation waveform of phase step and phase ramp when input angular velocity is 50 ($^{\circ}$)/h

表 1 实验所用光纤陀螺设计参数

Table 1 Design parameters of experiment fiber optic gyroscope

参数	设计值
K_s/s	0.551 6
$K_D/(LSB \cdot \text{rad}^{-1})$	998.4
$K_F/(\text{rad} \cdot \text{LSB}^{-1})$	1.92×10^{-4}

注:LSB(Least Significant Bit)—最低有效位。

斜波复位会引入不同符号的复位相位误差,而小角速度时,萨格奈克相移远小于因增益变小而产生的相位误差峰峰值。因此,复位相位误差将主导数字相位斜波的累加与复位,斜波一直处于复位状态,相位斜波和相位误差仿真波形如图5所示。

小角速度输入时,复位相位误差会引起数字相位斜波反向复位,而斜波复位又产生复位相位误差,因此斜波溢出复位与复位相位误差相互促进,从而形成均值为零的相位误差和振荡的相位斜波。与Y波导调制信号-探测器输出信号间电子串扰耦合造成死区机理^[14-17]相同,数字相位斜波在复位阈值附近振荡时,光纤陀螺输出为零,产生了“死区”。

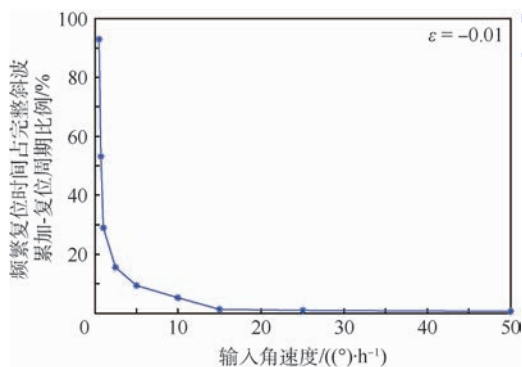


图4 频繁复位时间占比与输入角速度的关系
Fig. 4 Relationship between frequent reset time proportion and input angular velocity

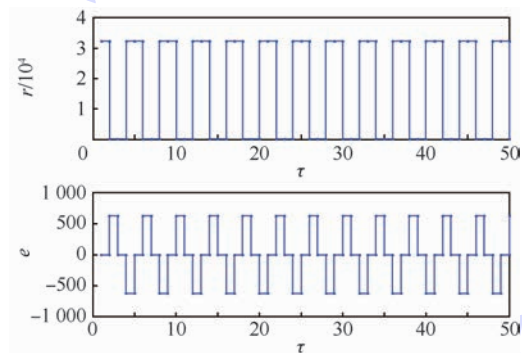


图5 斜波频繁复位时相位斜波与相位误差仿真波形
Fig. 5 Simulation waveform of phase ramp and phase error when ramp resets frequently

2 滞回复位算法

为消除调制增益变小对死区的影响,应设法抑制斜波频繁复位。考虑到自动溢出的复位实现方式,斜波正向负向累加区间是重叠的,调制增益变小引起复位后异号的相位台阶使斜波反向溢出而再次复位,因此重叠的累加区间无法实现斜波复

位后的反向累加。为抑制反向复位,可把斜波正负向累加区间分离,形成相位斜波滞回复位算法,如图6所示。设定相位斜波正向累加起点 S_+ 为 a ,正向复位阈值 R_+ 为 $a + 2^n - 1$,负向复位阈值 R_- 为 b ,负向累加起点 S_- 为 $b + 2^n - 1$, $a > b > 0$,从而形成 $[b, a]$ 和 $[b + 2^n - 1, a + 2^n - 1]$ 2个滞回区间。

相位斜波同向累加起点与复位阈值间的宽度依旧为 2^n ,借助数字逻辑的灵活性,滞回复位通过寄存器强制溢出来实现^[7-8]。调制增益未漂移时,滞回复位算法不会引起额外相位误差,以斜波正向溢出为例,相位台阶和相位斜波的仿真波形如图7所示。调制增益变大时,复位后相位斜波正常同向累加,正向溢出仿真波形如图8所示。当调制增益变小时,复位后斜波在滞回区间内反向累加,只要斜波寄存器值不小于 b ,就不会反向复位,之后恢复同向累加,正向溢出仿真波形如图9所示,同图3相比频繁复位有效地被抑制。

为保证算法效果,滞回区间宽度应大于复位相位误差对应解调误差绝对值的最大预期值,即 $a - b > 2\pi EK_D$ (5) 式中: E 为 $|\varepsilon|$ 可达到的最大预期值,工程中可取解调误差的3倍值 $6\pi EK_D$ 。

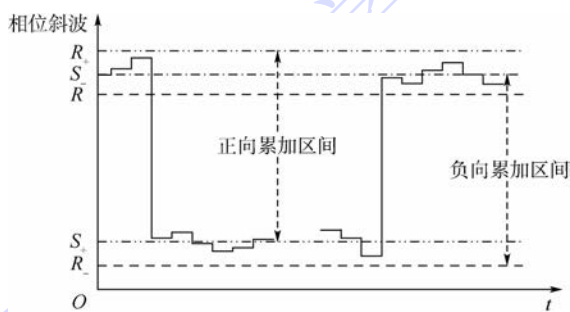


图6 滞回复位算法示意图
Fig. 6 Schematic diagram of hysteresis reset algorithm

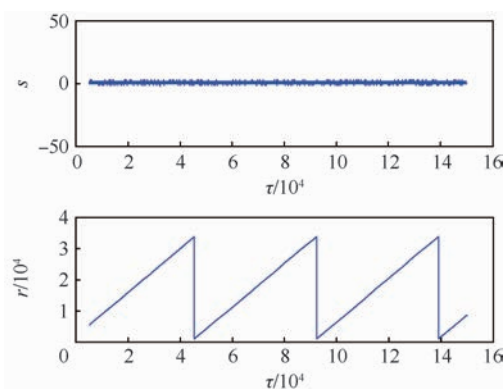


图7 调制增益未漂移时斜波滞回复位仿真
Fig. 7 Ramp hysteresis reset simulation with no modulation gain drift

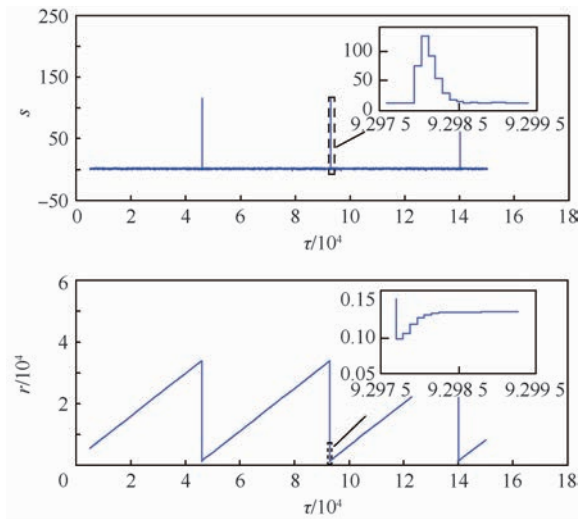


图 8 调制增益变大时斜波滞回复位仿真
Fig.8 Ramp hysteresis reset simulation when modulation gain largens

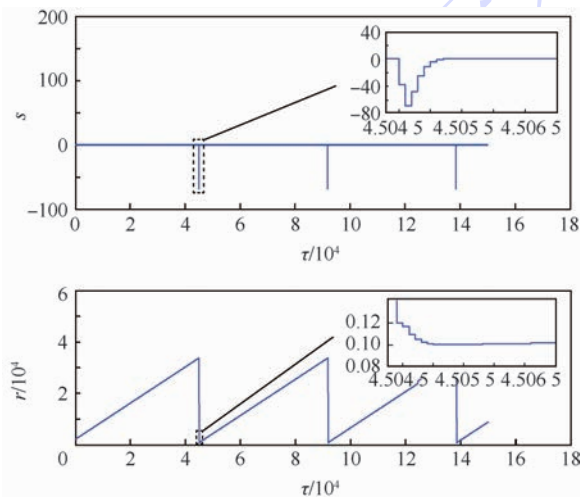


图 9 调制增益变小时斜波滞回复位仿真
Fig.9 Ramp hysteresis reset simulation when modulation gain lessens

3 实验验证

3.1 不同调制增益漂移对死区的影响

为验证调制增益变大/变小对死区产生不同的影响,按照 GJB 2426A—2004^[14]的要求对光纤陀螺进行死区测试。使用安装夹具将陀螺固定在水平速率转台上,陀螺的基准轴在水平面内,以 $0.01\text{ }(^{\circ})/\text{s}$ 的速率从正北方向顺时针转到一周回到正北方向,采集光纤陀螺的输出^[1,15-16]。同时通过设定调制通道 D/A 转换器的参考电压以模拟调制增益漂移,以调制增益变大、变小 1% ($\varepsilon = \pm 0.01$) 为例,解算出光纤陀螺在死区附近的输入-输出曲线,如图 10 所示。

实验测得,调制增益变大 1% 时,光纤陀螺死

区范围为 $\pm 0.12\text{ }(^{\circ})/\text{h}$;而增益变小 1% 时,死区范围为 $\pm 0.29\text{ }(^{\circ})/\text{h}$ 。一方面,调制增益变大时,光纤陀螺依然存在死区,这是因为实验所用光纤陀螺并未补偿电子串扰耦合等因素造成的死区^[15-18];另一方面,调制增益变小时,除电子串扰耦合产生的死区外,数字相位斜波频繁复位也引起了死区,因此调制增益变小时死区范围更大。

3.2 滞回复位算法减小死区

用相同的测试方法获得调制增益变小 1% 时采用滞回复位算法的光纤陀螺输入-输出关系,如图 11 所示。滞回复位算法将死区减小至 $\pm 0.11\text{ }(^{\circ})/\text{h}$,

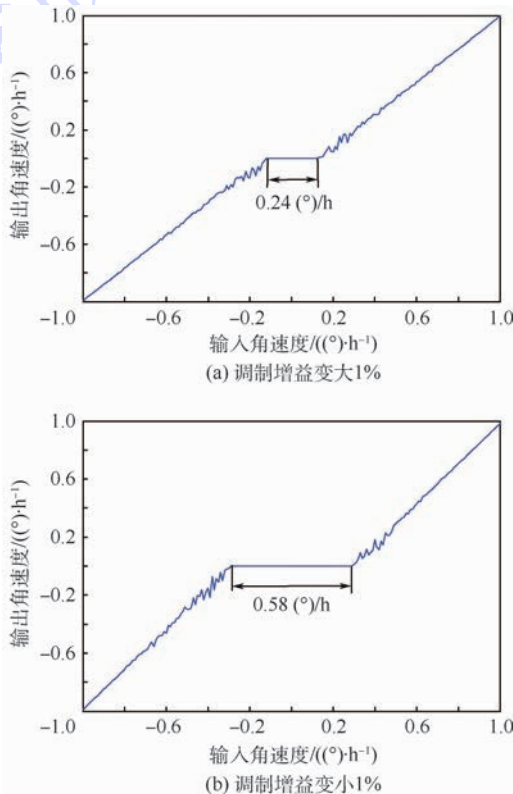


图 10 调制增益分别变大、变小 1% 时输入-输出关系
Fig.10 Relationship between input and output when modulation gain largens or lessens by 1%

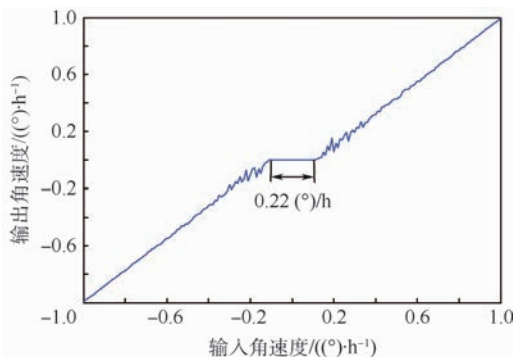


图 11 调制增益变小 1% 时采用滞回复位算法的输入-输出关系

Fig.11 Relationship between input and output with hysteresis reset algorithm when modulation gain lessens by 1%

同图 10(b) 相比,有效消除了因频繁复位引起的部分死区,改善了光纤陀螺的死区性能。

4 结 论

本文分析了数字相位斜波频繁复位对死区的影响,并提出了改进的滞回复位算法。

1) 采用自动溢出复位时,调制增益变小会引起数字相位斜波频繁复位,且输入角速度越小时,频繁复位时间越长。

2) 相位斜波频繁复位增大了死区,恶化了光纤陀螺性能。

3) 通过分离相位斜波正负向累加区间形成滞回复位算法,能够抑制增益变小时斜波频繁复位,将死区从 $\pm 0.29 (^{\circ})/h$ 减小至 $\pm 0.11 (^{\circ})/h$ 。

滞回复位算法只能抑制数字斜波频繁复位,不能改变小角速度输入时复位误差带来的输出波动,需要进一步完善相关算法,消除输出波动对高精度光纤陀螺定位定向应用的影响。

参考文献 (References)

- [1] LEFÈVRE H C. The fiber-optic gyroscope[M]. 2nd ed. Boston: Artech House, 2014: 119-150.
- [2] LEFÈVRE H C, MARTIN P, MORISSE J, et al. High-dynamic-range fiber gyro with all-digital signal processing[C] // Fiber Optic and Laser Sensors VIII. Bellingham, WA: SPIE, 1996, 1367: 72-80.
- [3] 金靖, 宋凝芳, 李立京. 干涉型光纤陀螺温度漂移建模与实时补偿[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1449-1454.
JIN J, SONG N F, LI L J. Temperature drift modeling and real-time compensation of interferometric fiber optic gyroscope[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1449-1454 (in Chinese).
- [4] 王海. 光纤陀螺温度影响与误差补偿[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5): 549-551.
WANG H. Affects of temperature and error compensation for fiber optic gyro[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 549-551 (in Chinese).
- [5] 张勇, 李绪友, 王南, 等. 高精度数字闭环光纤陀螺的调制增益控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2008, 29(11): 1172-1175.
ZHANG Y, LI X Y, WANG N, et al. Modulation gain control of high-precision digital closed-loop fiber optic gyroscope[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2008, 29(11): 1172-1175 (in Chinese).
- [6] 王妍, 张春熹. 带第二反馈回路的全数字闭环光纤陀螺[J]. 压电与声光, 2005, 27(4): 348-351.
WANG Y, ZHANG C X. All digital closed-loop fiber optic gyroscope with the second feedback loop[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2005, 27(4): 348-351 (in Chinese).
- [7] MA D Y, SONG N F, SONG J M, et al. The novel arithmetic and realization based on FPGA module design for the real time compensation of the reset error in FOG[C] // The 2nd International Conference on Information Science and Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 738-741.
- [8] MA D Y, SONG N F, PAN X, et al. Binary code compression algorithm used for the real time compensation of the modulation error in miniaturized FOG[J]. Optical Fiber Technology, 2011, 17(4): 267-272.
- [9] WANG W, WANG J L, ZHAO Z X. Method to control the gain in modulation chain of closed-loop fiber optic gyroscope with periodical biasing modulation[J]. Optical Engineering, 2012, 51(6): 1-5.
- [10] LI H, BI L, LI L J, et al. Tracking algorithm for the gain of the phase modulator in closed-loop optical voltage sensors[J]. Optics & Laser Technology, 2013, 47(2013): 214-220.
- [11] 潘雄, 张春生, 王夏霄, 等. 反馈延迟对光纤陀螺振动误差特性的影响[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(8): 2607-2612.
PAN X, ZHANG C S, WANG X X, et al. Impact on vibration error characteristics of FOG with feedback delay[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(8): 2607-2612 (in Chinese).
- [12] BIELAS M S. Stochastic and dynamic modeling of fiber gyros[C] // Fiber Optic and Laser Sensors XIII. Bellingham, WA: SPIE, 1994, 2292: 240-254.
- [13] ZHANG Y G, GAO Z X, WANG G C, et al. Modeling and simulation of the second feedback loop for fiber optic gyroscope[C] // International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging 2013: Fiber Optic Sensors and Optical Coherence Tomography. Bellingham, WA: SPIE, 2013, 8914: 1-7.
- [14] 国防科学技术工业委员会. 光纤陀螺仪测试方法: GJB 2426A—2004[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2004.
National Defense Science and Technology Industry Committee. Test methods for fiber optic gyroscope: GJB 2426A—2004[S]. Beijing: National Defense Science and Engineering Commission Military Standard Publishing Department, 2004 (in Chinese).
- [15] PAVLATH G A. Closed-loop fiber optic gyros[C] // Fiber Optic Gyros: 20th Anniversary Conference. Bellingham, WA: SPIE, 1996, 2837: 46-60.
- [16] 余涛, 卿立, 吴衍记. 光纤陀螺仪死区的原因分析及误差补偿[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(3): 363-365.
YU T, QING L, WU Y J. FOG deadband reason analysis and error compensation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(3): 363-365 (in Chinese).
- [17] CHONG K H, CHONG K T, KIM Y C. Amplitude control of phase modulation for dithered closed-loop fiber optic gyroscope[J]. Journal of the Optical Society of Korea, 2012, 16(4): 401-408.
- [18] 王巍, 付铁刚. 数字闭环光纤陀螺死区机理分析[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(1): 105-107.
WANG W, FU T G. Analysis on dead-band mechanism of digital closed-loop FOG[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(1): 105-107 (in Chinese).

作者简介:

宋凝芳 女, 博士, 教授。主要研究方向: 先进光纤传感和空间光电技术。

Frequent reset suppression algorithm of digital phase ramp in fiber optic gyroscope

SONG Ningfang^{*}, LIU Pengcheng, PAN Xiong, WANG Xiaoxiao, ZHANG Shaobo

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

Abstract: In view of the problem that the digital phase ramp in fiber optic gyroscope resets frequently at the small angular velocity measurement, the reset phase error is modeled under the condition of the gain drift of the modulation chain. Then the mechanism and condition are analyzed for the frequent reset of the digital phase ramp. It is proved that the frequent reset is one of the factors generating the dead band. A hysteresis reset algorithm of the digital ramp is proposed, which has the similar characteristics with the Schmitt trigger. The algorithm suppresses the frequent reset and resulting dead band by means of separating the positive and negative ramp accumulation interval. The experimental results show that the hysteresis reset algorithm can decrease the dead band from three times to one time measurement noise when the modulation gain lessens by 1%.

Keywords: fiber optic gyroscope; gain drift; automatic reset; dead band; hysteresis reset algorithm

Received: 2016-08-15; **Accepted:** 2016-11-11; **Published online:** 2017-01-05 08:48

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170105.0848.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61333005)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0660

基于高斯过程的机器人自适应抓取策略



陈友东*, 郭佳鑫, 陶永

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 在机器人抓取作业时,目标物体的位姿经常发生变化。为了使机器人在运动过程中能够适应物体的位姿变化,提出了一种基于高斯过程的机器人自适应抓取策略。该方法建立了从观测空间到关节空间的映射,使机器人从样本中学习,省去了机器人视觉系统的标定和逆运动学求解。首先,拖动机器人抓取物体,记录物体的观测变量和机器人的关节角度;然后,利用记录的样本训练高斯过程模型,实现观测变量和关节角度的关联;最后,当得到新的观测变量时,通过训练的高斯过程模型得到机器人的关节角度。经过训练后,UR3 机器人成功抓取了物体。

关 键 词: 高斯过程; 自适应抓取; 机器人控制; 机器人视觉; 从演示中学习

中图分类号: TP242.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1738-08

在工业生产和日常生活中,机器人越来越多的代替人类执行各种操作任务,如抓取、搬运、焊接和装配等。在机器人抓取作业时,目标物体的位姿经常发生变化,机器人需要根据物体的位姿信息调整自身的运动,实现自适应抓取。

针对机器人自适应抓取的需求,有的研究集中于设计柔性更高的末端执行器,如增加欠驱动自由度^[1]、使用柔性材料^[2]等;有的研究致力于在末端执行器中增加传感器,如增加触觉反馈^[3]、改进末端执行器控制^[4]等。上述方法能够提高机器人末端执行器的适应能力,但只能在末端执行器的工作范围附近实现自适应抓取。

更多的研究采用视觉获得物体的位姿,调整机器人的运动,实现机器人的自适应抓取。Hoffmann 等^[5]通过无监督方法训练机器人的手眼协调过程,使机器人能够根据物体的位姿规划自身的运动。Saxena 等^[6]通过分析目标物体的多个图像,得到目标物体的所在位置和形状,以此为依

据产生合适的机器人抓取策略。Lippiello 等^[7]通过机器人的视觉在虚拟空间中重建目标物体,然后利用设计的规划器调整机器人的运动。

就物体位姿的适应过程来说,上述机器人自适应抓取过程分为 2 个步骤:①根据相机获取的视觉信息计算目标物体的空间位姿;②根据空间位姿规划机器人要到达的关节坐标。为了得到相机中的观测变量到空间位姿的转换关系,需要对机器人的视觉系统进行标定。传统的机器人视觉系统标定方法(如张正友标定法^[8]、基于机械臂的在线视觉标定法^[9]、基于运动路径靶标的标定法^[10]等)对工作人员的专业知识和操作技能有较高的要求,需要花费较多的时间才能完成。

基于视觉伺服^[11]的机器人运动控制将机器人控制和视觉结合在一起,不需要视觉系统的标定过程。Siradjuddin 等^[12]通过视觉伺服实现了 7 自由度机器人的自适应位置控制;Thomas 等^[13]利用视觉伺服控制飞行器完成抓取动作和停靠动

收稿日期: 2016-08-10; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2016-12-23 09:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161223.0942.001.html

基金项目: 国家“863”计划(2014AA041601); 北京市科技计划(D161100003116002)

* 通讯作者: E-mail: chenyd@buaa.edu.cn

引用格式: 陈友东, 郭佳鑫, 陶永. 基于高斯过程的机器人自适应抓取策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1738-1745.
CHEN Y D, GUO J X, TAO Y. Adaptive grasping strategy of robot based on Gaussian process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1738-1745 (in Chinese).

作。利用视觉伺服能够实现机器人对目标物体位姿的适应,但机器人运动的调整过程需要不断地对图像进行分析和处理,增加了系统工作时的计算负担。

为了提高机器人的操作能力,一种方法是打破传统6自由度机器人4-6轴关节交于一点的约束,如UR公司的UR3机器人、Fanuc的喷涂机器人等;另一种方法是增加机器人的自由度,使机器人具有更高的灵活性,如ABB的Yumi和KUKA的LBR iiwa等。上述机器人的逆运动学解析形式很难得到,基于顺序检索^[14]和加权最小范数^[15]的求解方法能够求解出符合目标位姿的机器人关节角度,但需要花费较多的时间,不利于机器人的实时控制。限制机器人关节轴的工作范围^[16]或者固定机器人的某个关节轴^[17],能够得到7自由度机器人逆运动学解析解,但不能充分发挥7自由度机器人的工作能力。

本文提出了一种基于高斯过程的机器人自适应抓取策略。从样本中学习,通过高斯过程使物体的观测变量和机器人关节角度相关联,实现了机器人对目标物体的自适应抓取。本文方法无需机器人视觉系统的标定和机器人运动学求逆,降低了对使用者的专业技能要求,减少了机器人控制过程所需的计算量。

1 机器人的自适应抓取

在执行抓取任务时,机器人需要根据目标物体的位姿,调整自身的运动。机器人对目标物体的自适应抓取模型可以概括为

$$f: \mathbf{o} \rightarrow \mathbf{r} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{o}$ 为目标物体的观测变量,以下 $\mathbf{o}_i$ 与之相同; $\mathbf{r}$ 为与之对应的关节坐标,以下 $\mathbf{r}_i$ 与之相同; f 为从目标物体的观测变量到关节坐标的映射函数。

假设 $X = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n\}$ 为获得的样本集合, $\mathbf{x}_i = [\mathbf{r}_i, \mathbf{o}_i]^T$ 为关节变量和观测变量组成的样本向量。机器人的自适应抓取过程在于从样本集合 X 中学习得到映射函数 f ,使机器人能够根据观测变量 $\mathbf{o}$ 获得合适的关节坐标 $\mathbf{r}$ 。

选择合适的模型对映射函数 f 进行描述,对自适应抓取的实现十分重要。神经网络、马尔可夫链等模型需要较多的训练样本,并且难以构建连续变量之间的关联^[18]。传统的线性回归方法则不能描述关节坐标与目标物体的笛卡儿空间坐标的非线性关系。

相比之下,高斯过程^[19]作为一种贝叶斯学习方法,能够赋予机器人从样本中学习映射函数 f 的能力,只需要较少的样本就能够完成模型的训练,构建相关变量之间的非线性联系。因此,高斯过程在机器人的技能学习^[20]、优化控制^[21]和损伤恢复^[22]过程中都得到了广泛应用。

2 基于高斯过程建模

基于高斯过程的机器人自适应抓取策略如图1所示。该策略省去了视觉系统的标定和运动学求逆。在投入使用前需要从样本中学习,获得高斯过程模型的参数。

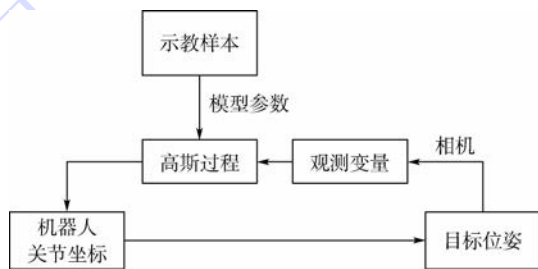


图1 基于高斯过程的自适应抓取

Fig.1 Adaptive grasping based on Gaussian process

2.1 模型的训练

在未得到任何数据前,假设关节变量和目标物体的观测变量共同构成均值为 $\boldsymbol{\mu}$ 、协方差矩阵为 $\mathbf{K}$ 的高斯分布:

$$\mathbf{h} \sim N(\boldsymbol{\mu}, \mathbf{K}) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{h} = [\mathbf{r}, \mathbf{o}]^T$ 为由关节变量和观测变量的真实值构成的向量。通过人工拖动示教编程得到的样本集合 $X = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n\}$ 中包含测量噪声,因此有

$$\mathbf{x}_i = \mathbf{h} + \boldsymbol{\epsilon} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\epsilon}$ 为均值为0、方差为 σ_n^2 的高斯噪声。包含测量噪声的训练样本为 $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n$,对应的真实样本分别为 $\mathbf{h}_1, \mathbf{h}_2, \dots, \mathbf{h}_n$,并有 $H = \{\mathbf{h}_1, \mathbf{h}_2, \dots, \mathbf{h}_n\}$ 代表真实样本构成的集合。

通过样本集合 X 得到多维变量的后验分布同样为高斯分布:

$$p(\mathbf{h} | X, \boldsymbol{\theta}) = N(\boldsymbol{\mu}, \mathbf{K} + \sigma_n^2 \mathbf{I}) \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\theta} = [\boldsymbol{\mu}, \mathbf{K}, \sigma_n^2]$ 。

对于样本集合 X ,其边缘似然函数为

$$P(X | H, \boldsymbol{\theta}) = \prod_{i=1}^n p(\mathbf{x}_i | \mathbf{h}_i, \boldsymbol{\theta}) = \prod_{i=1}^n p(\mathbf{x}_i | \mathbf{h}_i) p(\mathbf{h}_i | \boldsymbol{\theta}) = P \quad (5)$$

式中:

$$P = \prod_{i=1}^n \frac{1}{\sqrt{2\pi} |\mathbf{K} + \sigma_n^2 \mathbf{I}|} \exp\left(-\frac{\tau_i}{2}\right)$$

$$\tau_i = (\mathbf{x}_i - \boldsymbol{\mu})^T (\mathbf{K} + \sigma_n^2 \mathbf{I})^{-1} (\mathbf{x}_i - \boldsymbol{\mu})$$

对式(5)取对数得到

$$\lg P = A + B - \frac{n}{2} \ln(2\pi) \quad (6)$$

式中: A 和 B 分别为模型的数据拟合项和模型复杂度的惩罚项。

$$A = -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \tau_i$$

$$B = -\frac{n}{2} \ln |\mathbf{K} + \sigma_n^2 \mathbf{I}|$$

由式(5)分别对模型的均值向量和协方差矩阵求偏导,并置导数为 0,可以得到高斯过程的均值向量和协方差矩阵的极大似然估计分别为

$$\boldsymbol{\mu} = \frac{\sum_{i=1}^n \mathbf{x}_i}{n} \quad (7)$$

$$\mathbf{K} + \sigma_n^2 \mathbf{I} = \text{Cov}([\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n]^T) \quad (8)$$

2.2 关节变量的预测

对高斯过程的向量和矩阵进行分块得到

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{o} \end{bmatrix} \sim N\left(\begin{bmatrix} \boldsymbol{\mu}_r \\ \boldsymbol{\mu}_o \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{rr} + \sigma_n^2 \mathbf{I} & \mathbf{K}_{ro} \\ \mathbf{K}_{or} & \mathbf{K}_{oo} + \sigma_n^2 \mathbf{I} \end{bmatrix}\right) \quad (9)$$

式中: $\boldsymbol{\mu}_r$ 为训练样本集合中 6 个关节变量构成向量的均值; $\boldsymbol{\mu}_o$ 为训练样本集合中 3 个观测变量构成向量的均值; $\mathbf{K}_{rr}$ 和 $\mathbf{K}_{oo}$ 分别为关节变量之间和观测变量之间的协方差; $\mathbf{K}_{or}$ 为观测变量与关节变量的协方差; $\mathbf{K}_{ro}$ 为关节变量与观测变量的协方差,且有 $\mathbf{K}_{ro} = \mathbf{K}_{or}^T$ 。机器人从相机中得到目标物体的观测信息 $\mathbf{o}^{\text{new}}$,对应的关节角度 $\mathbf{r}^{\text{new}}$ 的条件概率分布为

$$p(\mathbf{r}^{\text{new}} | \mathbf{o}^{\text{new}}) = N(\boldsymbol{\mu}_r^{\text{new}}, \mathbf{K}_{rr}^{\text{new}}) \quad (10)$$

式中: $\boldsymbol{\mu}_r^{\text{new}}$ 为与新位姿相匹配的关节角度分布的均值,对应高斯分布的最大概率密度; $\mathbf{K}_{rr}^{\text{new}}$ 为高斯分布的协方差矩阵,代表了预测结果的不确定性。通过驱动机器人关节到达 $\boldsymbol{\mu}_r^{\text{new}}$,能够使机器人以最大的可能性完成抓取。

$$\boldsymbol{\mu}_r^{\text{new}} = \boldsymbol{\mu}_r + \mathbf{K}_{ro} (\mathbf{K}_{oo} + \sigma_n^2 \mathbf{I})^{-1} (\mathbf{o}^{\text{new}} - \boldsymbol{\mu}_o)$$

$$\mathbf{K}_{rr}^{\text{new}} = \mathbf{K}_{rr} - \mathbf{K}_{ro} (\mathbf{K}_{oo} + \sigma_n^2 \mathbf{I})^{-1} \mathbf{K}_{or}$$

通过读取控制器的数据,能够得到机器人关节坐标。这里忽略噪声对模型预测不确定性的干扰,取

$$\mathbf{K}_{rr}^{\text{new}} \approx \mathbf{K}_{rr} + \sigma_n^2 \mathbf{I} =$$

$$\mathbf{K}_{rr} + \sigma_n^2 \mathbf{I} - \mathbf{K}_{ro} (\mathbf{K}_{oo} + \sigma_n^2 \mathbf{I})^{-1} \mathbf{K}_{or} \quad (11)$$

在不需要进行视觉系统标定和运动学求逆的情况下,高斯过程直接关联了机器人关节变量和

目标物体的观测变量,使机器人能够根据新的观测变量预测与之相适应的机器人关节角度。

3 实验

3.1 实验配置

整个实验平台如图 2 所示,相机布置在机器人工作空间上方,目标物体为桌面上带有颜色的物块,机械臂和末端执行器布置在平台左侧。

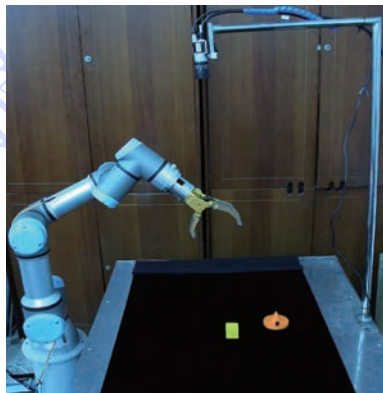


图 2 实验平台

Fig. 2 Experimental platform

3.1.1 UR3 机器人

选取 UR3 机器人进行自适应抓取实验。如图 3 所示,机器人从底部基座到机械臂末端的 6 个关节轴分别为:基座-肩关节-肘关节-腕关节 1-腕关节 2-腕关节 3。为了实现更高的灵巧性和操作能力,UR3 机器人的 3 个腕部关节并未正交。



图 3 UR3 机器人及其关节轴

Fig. 3 UR3 robot and its joint axis

3.1.2 相机和观测变量

实验选取的相机型号为 MV-EM200C/M,相机的分辨率为 1600×1200 。

如图 4 所示,对检测到的色块边缘点坐标取平均,获取目标物体中心的像素坐标 x 和 y 。在此基础上,取四边形的一边用于计算目标物体与

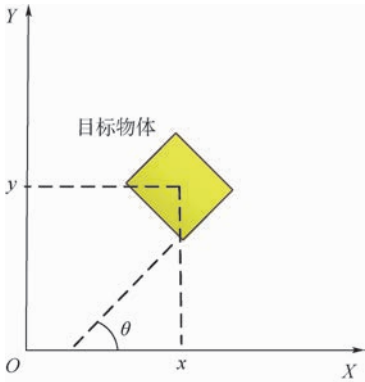


图 4 目标物体的位姿
Fig. 4 Pose of target object

相机横坐标轴所成的夹角 θ 。

3.1.3 末端执行器

末端执行器为单自由度抓手。如图 5 所示,末端执行器包含 3 根手指结构,通过电机驱动完成抓取动作。



图 5 末端执行器的结构
Fig. 5 Structure of end effector

3.1.4 实验任务

在不需要进行视觉系统标定和运动学求逆的

情况下,利用记录的样本训练高斯过程模型,实现目标物体观测变量 $\boldsymbol{o}(x, y \text{ 和 } \theta)$ 和机器人的关节坐标 $\boldsymbol{r}$ 之间的关联。当获得新的观测变量 $\boldsymbol{o}^{\text{new}}$ 后,利用训练的高斯过程计算机器人要到达的关节坐标 $\boldsymbol{r}^{\text{new}}$,控制机器人运动,实现机器人对目标物体的自适应抓取。

3.2 数据与验证

3.2.1 数据的获取

拖动末端执行器完成抓取动作,记录抓取时目标物体的观测变量和机器人的关节坐标,如图 6 所示。



图 6 人工拖动示教编程
Fig. 6 Manual drag teaching programming

在完成 12 次抓取任务后,得到的训练样本集合如表 1 所示。

在得到训练样本后,通过式(7)和式(8)得到高斯过程均值向量 $\boldsymbol{\mu}$ 和协方差矩阵 $\boldsymbol{K} + \sigma_n^2 \boldsymbol{I}$ 的最大似然估计。

$$\boldsymbol{\mu} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\mu}_r \\ \boldsymbol{\mu}_o \end{bmatrix} = [15.77 \quad -114.14 \quad -93.73 \quad -41.36 \quad 99.10 \quad -26.40 \quad 902.25 \quad 604.08 \quad 43.33]^T$$

$$\boldsymbol{K} + \sigma_n^2 \boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{K}_{rr} + \sigma_n^2 \boldsymbol{I} & \boldsymbol{K}_{ro} \\ \boldsymbol{K}_{or} & \boldsymbol{K}_{oo} + \sigma_n^2 \boldsymbol{I} \end{bmatrix} =$$

48.93	17.21	-31.11	36.30	-57.75	154.16	441.60	-189.88	-119.09
17.21	26.84	-43.29	25.13	-29.87	83.62	12.81	-343.25	-79.32
-31.11	-43.29	79.54	-65.55	54.40	-165.11	-43.36	517.58	154.03
36.30	25.13	-65.55	93.11	-59.24	199.66	168.69	-221.28	-177.90
-57.75	-29.87	54.40	-59.24	88.67	-250.58	-307.00	346.91	219.32
154.16	83.62	-165.11	199.66	-250.58	816.18	793.75	-1010.83	-747.13
441.60	12.81	-43.36	168.69	-307.00	793.75	6654.39	85.16	-369.09
-189.88	-343.26	517.58	-221.28	346.91	-1010.83	85.159	4712.99	990.88
-119.09	-79.33	154.03	-177.90	219.32	-747.13	-369.09	990.88	712.42

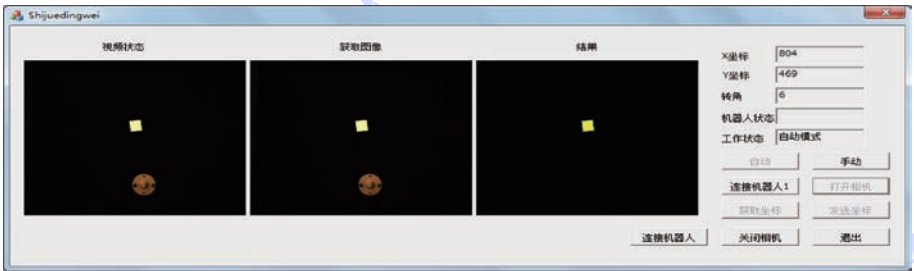
3.2.2 对新目标的自适应抓取

在机器人进行自适应抓取时,首先通过相机得到目标物体的观测变量。

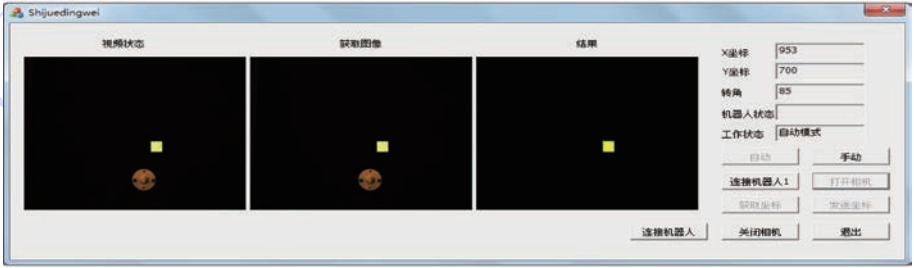
图 7 为 2 个获取目标物体观测变量的过程。利用式(10)计算与目标物体位姿相适应的机器人关节坐标,得到的结果如表 2 所示。

表 1 训练数据
Table 1 Training data

编号	观测变量			对应的关节角度/(°)					
	x/像素	y/像素	$\theta/(^{\circ})$	基座	肩关节	肘关节	腕关节 1	腕关节 2	腕关节 3
1	805	647	87	3.2	-120.5	-78.5	-63.2	115.9	-78.4
2	964	700	70	14.7	-121.4	-80.8	-50.2	107.6	-62.7
3	919	557	80	13.0	-110.5	-96.2	-50.2	107.6	-62.7
4	951	632	32	16.7	-116.1	-91.4	-39.5	99.7	-15.4
5	895	577	9	19.3	-112.3	-95.9	-39.4	89.2	7.24
6	969	483	12	26.5	-105.3	-104.6	-39.4	90.0	7.7
7	809	516	16	15.7	-108.8	-101.2	-39.5	91.5	-2.2
8	873	593	31	18.2	-111.5	-102.2	-28.9	91.6	-12.4
9	975	584	52	21.87	-111.2	-101.6	-31.1	95.9	-26.1
10	820	711	63	10.2	-120.4	-83.9	-45.4	103.6	-49.8
11	1 044	655	29	5.9	-113.2	-99.8	-32.3	109.0	-31.6
12	803	594	39	5.9	-113.2	-99.8	-32.3	109.0	-31.6



(a) 第1个获取观测变量过程



(b) 第2个获取观测变量过程

图 7 目标物体的观测变量
Fig. 7 Observation variables of target object

表 2 对应图 7 中目标物体的关节角度
Table 2 Joint angles corresponding to target objects in Fig. 7

编号	预测的关节角度/(°)					
	基座	肩关节	肘关节	腕关节 1	腕关节 2	腕关节 3
1	16.3	-104.4	-109.1	-33.9	89.9	5.4
2	12.6	-121.3	-81.5	-50.7	110.3	-65.5

控制机器人运动到对应的关节角度,并驱动末端执行器完成抓取动作,能够实现机器人对目标物体的抓取,如图 8 所示。图 8(a)、(b)分别为到达第 1 个目标物体的位姿和完成抓取动作的过程,图 8(c)、(d)分别为到达第 2 个目标物体的位姿和完成抓取动作的过程。

在此基础上,进行了 12 次机器人自适应抓取实验,观测变量和预测的机器人关节角度如表 3 所示。

需要注意的是,当目标物体的位置偏离训练样本所在区域较大时,机器人不能完成指定的抓取任务。

图 9 和图 10 分别为训练样本和测试样本在三维位姿空间和像素平面中的分布。其中圆形标记的样本点为训练样本,其他标记的样本点为测试样本,正方形标记代表机器人能够成功抓取,三角形标记代表不能成功抓取。当目标物体的位姿在训练样本所构成的空间区域的内部或附近时,机器人能够通过高斯过程得到与目标物体位姿相

适应的关节角度,完成自适应抓取过程。但当目标物体的位姿偏离训练样本区域较大时,通过

高斯过程模型不能产生合适的关节角度。图 9 中不能抓取的测试样本数据在表 4 中列出。

上述实验结果表明,在训练样本所在区域及其附近,提出的基于高斯过程的机器人自适应抓取策略能够使机器人抓取处于不同位姿的目标物体。

对于机器人的自适应抓取过程来说,能否完成抓取任务取决于机器人末端执行器最终到达的位姿是否合适。在得到模型均值 μ 和协方差矩阵 $K+\sigma_n^2I$ 后,通过高斯过程可以根据指定的机器人关节坐标,预测机器人最终要抓取物体的位置和姿态。

通过训练样本中关节坐标(表 1 中的关节坐标样本)预测的目标物体位姿如表 5 所示。

高斯过程属于广义线性回归模型的范畴,其预测精度可以通过计算变量预测值与实际值的平均相对误差来衡量。经计算,本实验中通过高斯过程预测的变量 x 、变量 y 和变量 θ 平均相对

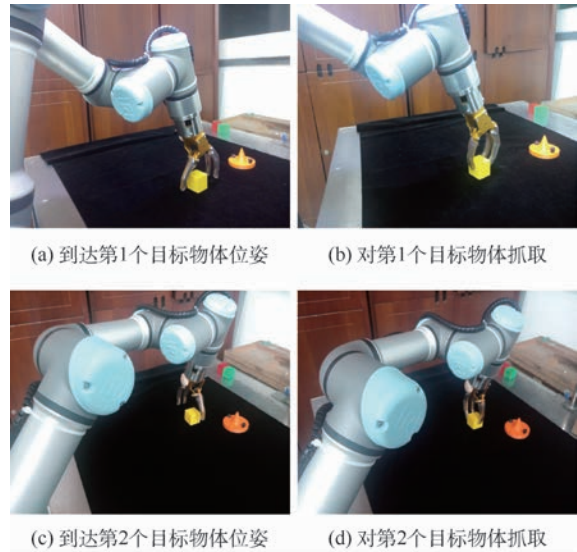


图 8 机器人的自适应抓取
Fig. 8 Adaptive grasping of robot

表 3 测试样本信息
Table 3 Information of testing samples

编号	观测变量			对应的关节角度/(°)					
	x /像素	y /像素	$\theta/(^{\circ})$	基座	肩关节	肘关节	腕关节 1	腕关节 2	腕关节 3
1	831	630	6	15.0	-115.6	-94.4	-32.6	91.9	-32.6
2	966	646	16	21.9	-116.6	-92.5	-33.5	90.6	5.2
3	906	558	28	18.5	-110.7	-99.3	-37.7	94.0	-10.5
4	774	472	18	13.1	-104.8	-107.7	-37.2	94.1	-8.6
5	712	637	52	2.5	-117.0	-89.4	-45.5	108.1	-47.5
6	903	666	30	16.1	-118.3	-89.2	-37.6	96.7	-13.1
7	1012	616	54	21.1	-114.9	-92.0	-42.7	98.6	-30.2
8	1020	489	77	21.4	-106.2	-101.7	-49.1	102.2	-52.5
9	722	429	33	9.0	-102.1	-110.1	-41.8	98.9	-27.0
10	649	610	27	1.9	-114.9	-93.9	-40.1	103.0	-26.2
11	908	749	51	12.6	-124.4	-79.8	-42.4	103.6	-34.2
12	637	780	15	-0.7	-126.7	-79.4	-36.3	103.3	-15.3

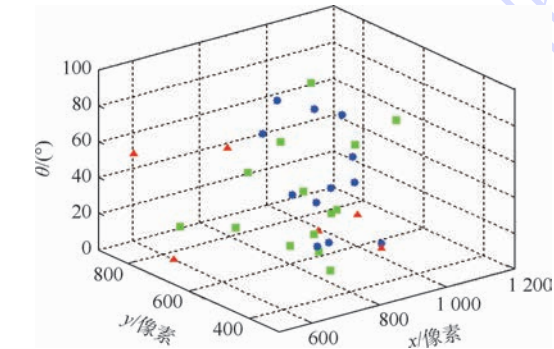


图 9 训练样本和测试样本在三维空间的分布
Fig. 9 Distribution of training and testing samples on 3D space

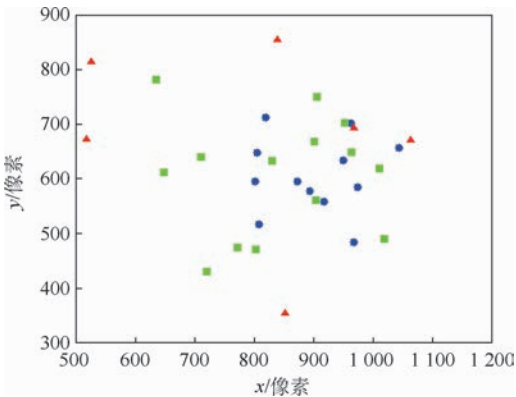


图 10 训练样本和测试样本在像素平面上的分布
Fig. 10 Distribution of training and testing samples on pixel plane

表 4 不能抓取的测试样本

Table 4 Testing samples that could not be grasped

编号	观测变量		
	x/像素	y/像素	$\theta/(^{\circ})$
1	1 063	968	9
2	968	692	3
3	526	813	59
4	840	853	43
5	852	453	25
6	519	671	11

表 5 预测的目标物体位姿

Table 5 Predicted pose of target object

编号	观测变量		
	x/像素	y/像素	$\theta/(^{\circ})$
1	813	653	88
2	966	701	69
3	906	547	80
4	941	629	31
5	884	569	9
6	977	485	13
7	816	524	14
8	870	589	32
9	983	593	51
10	818	709	63
11	1 045	655	29
12	806	594	39

误差分别为 0.705%、0.487% 和 0.072%。高斯过程能够较准确地构建机器人关节坐标与目标物体观测位姿的关系,控制机器人运动到预测的关节坐标,能够使机器人末端执行器到达适合抓取的位姿。

本文方法适用于物体的抓取、物体的传递以及人和机器人的交互等场合。

4 结 论

- 1) 本文提出的机器人自适应抓取策略,通过高斯过程直接关联目标物体的观测变量与机器人的关节角度,在不需要机器人视觉系统的标定和运动学逆解的情形下,实现了机器人对目标物体的自适应抓取。
- 2) 从示教样本中学习,省去了视觉系统的标定,减少了使用者对专业知识的需求。机器人在关节空间的调整过程不需要进行运动学求逆,不需要限制关节轴的运动,能够充分发挥机器人的工作能力。
- 3) 在确定的场景下,利用较少的训练样本实现了机器人的关节坐标与观测变量的关联,使机器人具备从样本中学习的能力,减少了使用者的

编程负担,有利于机器人系统的快速部署并投入应用。

参考文献 (References)

[1] AHRARY A, LUDENA R D A. A novel approach to design of an under-actuated mechanism for grasping in agriculture application[M] // LEE R. Applied computing and information technology. Berlin: Springer, 2014: 31-45.

[2] MANTI M, HASSAN T, PASSETTI G, et al. An under-actuated and adaptable soft robotic gripper[M] // PRESCOTT T J, LEPORA N F, MURA A, et al. Biomimetic and biohybrid systems. Berlin: Springer, 2015: 64-74.

[3] BELZILE B, BIRGLEN L. A compliant self-adaptive gripper with proprioceptive haptic feedback[J]. Autonomous Robots, 2014, 36(1): 79-91.

[4] PETKOVIĆ D, ISSA M, PAVLOVIĆ D, et al. Adaptive neuro fuzzy controller for adaptive compliant robotic gripper[J]. Expert Systems with Applications, 2012, 39(18): 13295-13304.

[5] HOFFMANN H, SCHENCK W, MÖLLER R. Learning visuomotor transformations for gaze-control and grasping[J]. Biological Cybernetics, 2005, 93(2): 119-130.

[6] SAXENA A, DRIEMEYER J, NG A Y. Robotic grasping of novel objects using vision[J]. International Journal of Robotics Research, 2008, 27(2): 157-173.

[7] LIPPIELLO V, RUGGIERO F, SICILIANO B, et al. Visual grasp planning for unknown objects using a multifingered robotic hand[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(3): 1050-1059.

[8] ZHANG Z Y. A flexible new technique for camera calibration[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2000, 22(11): 1330-1334.

[9] 王一, 刘常杰, 杨学友, 等. 工业机器人视觉测量系统的在线校准技术[J]. 机器人, 2011, 33(3): 299-302.

WANG Y, LIU C J, YANG X Y, et al. Online calibration of visual measurement system based on industrial robot[J]. Robot, 2011, 33(3): 299-302 (in Chinese).

[10] 张李俊, 黄学祥, 冯渭春, 等. 基于运动路径靶标的空间机器人视觉标定方法[J]. 机器人, 2016, 38(2): 193-199.

ZHANG L J, HUANG X X, FENG W C, et al. Space robot vision calibration with reference objects from motion trajectories[J]. Robot, 2016, 38(2): 193-199 (in Chinese).

[11] CORKE P I. Visual control of robots: High-performance visual serving[M]. New York: Wiley, 1997.

[12] SIRADJUDDIN I, BEHERA L, MCGINNITY T M, et al. A position based visual tracking system for a 7 DOF robot manipulator using a kinect camera[C] // International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-7.

[13] THOMAS J, LOIANNO G, SREENATH K, et al. Toward image based visual servoing for aerial grasping and perching[C] // 2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 2113-2118.

[14] NIE L, HUANG Q. Inverse kinematics for 6-DOF manipulator by the method of sequential retrieval[C] // Proceedings of the International Conference on Mechanical Engineering and Mate-

rial Science,2012;255-258.

[15] CHAN T F,DUBEY R V. A weighted least-norm solution based scheme for avoiding joint limits for redundant joint manipulators [J]. IEEE Transactions on Robotics & Automation,1995,11 (2):286-292.

[16] SHIMIZU M,KAKUYA H,YOON W K, et al. Analytical inverse kinematic computation for 7-DOF redundant manipulators with joint limits and its application to redundancy resolution [J]. IEEE Transactions on Robotics,2008,24(5):1131-1142.

[17] LUO R C,LIN T W, TSAI Y H. Analytical inverse kinematic solution for modularized 7-DoF redundant manipulators with off-sets at shoulder and wrist [C] // International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014;516-521.

[18] EWERTON M, NEUMANN G, LIOUTIKOV R, et al. Learning multiple collaborative tasks with a mixture of interaction primitives [C] // 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1535-1542.

[19] RASMUSSEN C E. Gaussian processes for machine learning [M]. Cambridge: MIT Press, 2006.

[20] PARASCHOS A, DANIEL C, PETERS J, et al. Probabilistic movement primitives [C] // Advances in Neural Information Processing Systems (NIPS), 2013:2616-2624.

[21] CALANDRA R, SEYFARTH A, PETERS J, et al. An experimental comparison of Bayesian optimization for bipedal locomotion [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:1951-1958.

[22] CULLY A, CLUNE J, TARAPORE D, et al. Robots that can adapt like animals [J]. Nature, 2015, 521 (7553):503-507.

作者简介:
陈友东 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:机器人控制系统、机器人易编程。
郭佳鑫 男,硕士研究生。主要研究方向:人机协作。
陶永 男,博士,讲师。主要研究方向:机电一体化、智能机器人应用。

Adaptive grasping strategy of robot based on Gaussian process

CHEN Youdong*, GUO Jiaxin, TAO Yong

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

Abstract: When robot grasps an object, the pose of the object maybe change frequently. In order to make the robot adapt to the change of the pose of the object in the process of motion, an adaptive grasping strategy of robot based on Gaussian process was proposed. The proposed method maps the observation variables to the joint angles, which makes robot learn from samples and eliminates the calibration process of robot vision system and the robot inverse kinematics computation. First, the robot was dragged to grasp object. The observation variables of object and corresponding robot joint angles were recorded. Second, Gaussian process model was trained with the recorded samples, which correlates the observation variables and joint angles. Finally, after new observation variables were acquired, joint angles for grasping operation can be obtained by the trained Gaussian process model. The experiments show that UR3 robot can successfully grasp objects after training.

Keywords: Gaussian process; adaptive grasping; robot control; robot vision; learning from demonstration

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0750

一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法



肖卓宇^{1,*}, 何锬^{2,3,4}, 余波¹

(1. 中南林业科技大学 涉外学院, 长沙 410200; 2. 广州大学 计算机科学与教育软件学院, 广州 510006;

3. 北京大学 高可信软件技术教育部重点实验室, 北京 100871; 4. 长沙理工大学 计算机与通信工程学院, 长沙 410114)

摘 要: 针对传统设计模式自动检测不够精确及不易于扩展的问题, 为提高设计模式实例恢复的精确性, 提出一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法。在传统基于约束满足问题 (CSP) 的设计模式检测思想基础上引入了线索的思想, 旨在经过调研对专家经验知识进行反馈, 并将筛选后有价值的线索表示为 CSP 形式的信息, 进而依据信息特征将线索分类, 通过在设计模式检测过程中逐步增加线索, 直至设计模式实例候选参与者集产生。实验结果表明, 本文方法不仅分阶段筛选了设计模式检测实例的假阴性与假阳性结果, 还解决了设计模式识别的重叠问题, 通过与其他主流检测方法的 F-score 指标值对比, 取得了较好的检测效果。

关 键 词: 设计模式; 设计模式识别; 线索驱动; 知识反馈; 模式实例重叠

中图分类号: TP311

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1746-11

Gamma 总结了经典的软件设计框架, 归纳为结构型、创建型及行为型 3 类共 23 个设计模式, 并被广大 IT 从业人员所推崇。而设计模式检测有利于软件的维护与再工程, 是当前程序理解领域研究的热点^[1]。当前, 众多学者在设计模式恢复的技术、方法等方面做出了贡献^[2-4]。Fontana 等^[5-6]将设计模式参与者信息表示为不同的 Clues、EDP 等微结构, 进而匹配这些微结构来实现设计模式实例的识别。文献[7-9]通过机器学习对特征信息进行训练, 并结合各种聚类与分类方法提升设计模式检测的精确率。Yu 等^[10-11]提出一种基于子模式及方法签名的设计模式实例恢复方法, 思路是将设计模式中的特征信息表示为 ICA、CI 等 15 种子模式, 并通过子模式的近似匹配来检测设计模式。文献[12-13]引入权值与子

图同构的思想, 以邻接矩阵的形式来表示参与者及其关系, 进而识别设计模式实例。Sabo 和 Porubán^[14]提出对设计模式中参与者的特征信息进行注释, 以提高检测结果的精确率。Rasool 等^[15-16]归纳了 47 类设计模式参与者特征信息, 支持多种程序语言的识别, 并辅以注释, 通过 F. T 工具对设计模式进行检测。Garlan 等^[17]使用抽象的形式化语言来表示设计模式, 其文法描述和代码过于分离, 以至于实例很难被自动识别。Guéhéneuc 和 Antoniol^[18]采用多阶段策略恢复设计模式, 旨在缩小搜索空间, 并筛选候选参与者, 进而减少设计模式检测的假阳性与假阴性结果。Petterson 等^[19]提出精确率、召回率及 F-Score 是影响设计模式检测精确性的重要指标。文献[20]对设计模式角色间存在的附加关系进行

收稿日期: 2016-09-20; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2016-12-26 17:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161226.1707.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61170199); 湖南省教学改革研究立项项目 (湘教通[2016]400 号 1068); 广东省自然科学基金 (2015A030313501); 广东省普通高校创新团队建设项目 (2015KCXTD014)

* 通讯作者: E-mail: xzyzy0770@126.com

引用格式: 肖卓宇, 何锬, 余波. 一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1746-1756. XIAO Z Y, HE P, YU B. A multi-stage approach based on interactive clues driven for design pattern identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1746-1756 (in Chinese).

了分析,并制定了附加关系检测规则。

综上所述,传统设计模式实例恢复方法存在以下主要问题:①没有采用交互式机制来获取更多有价值的专家反馈线索,从而导致大量假阳性与假阴性结果;②采用全自动方法进行检测,制约条件过多,且不易于扩展;③大部分检测方法对结构型设计模式识别效果较好,而对行为型与创建型设计模式检测效果不够理想;④较难解决设计模式实例恢复的重叠问题。为此本文在 Guéhéneuc 等^[21]提出基于约束满足问题 (Constraint Satisfaction Problem, CSP) 设计模式检测方法基础上提出一种基于多阶段交互式线索驱动的设计模式半自动检测方法,以调查表形式收集专家反馈知识,再将之按特征进行筛选与分类,形成 3 类不同的线索,而后通过在不同设计模式检测阶段增加线索来实现对检测结果的逐步求精,并通过 4 个开源项目对方法的识别效果进行了实验评估。

本文主要贡献为:①提出一种多阶段可交互

的设计模式半自动检测方法;②依据专家知识的反馈,提出了线索概念;③按特征将线索分为静态线索、动态线索、专家经验线索 3 类,并将之转换为可执行的约束信息,有利于检测结果求精;④给出了方法的具体实现;⑤通过开源系统分阶段对检测结果进行了评估。

1 设计模式实例识别方法框架

图 1 为设计模式实例识别流程。本文实现步骤分为线索表示及线索筛选 2 个主要阶段。其中,线索表示阶段依据 Guéhéneuc 等^[21]提出 CSP 表示形式进行后续工作的开展,第 2 节中将对设计模式的 CSP 表示形式进行详细描述。线索筛选阶段主要对 CSP 描述的设计模式实例候选者分静态线索阶段、动态线索阶段及专家经验线索阶段依次进行筛选,直至最终的设计模式实例识别成功。

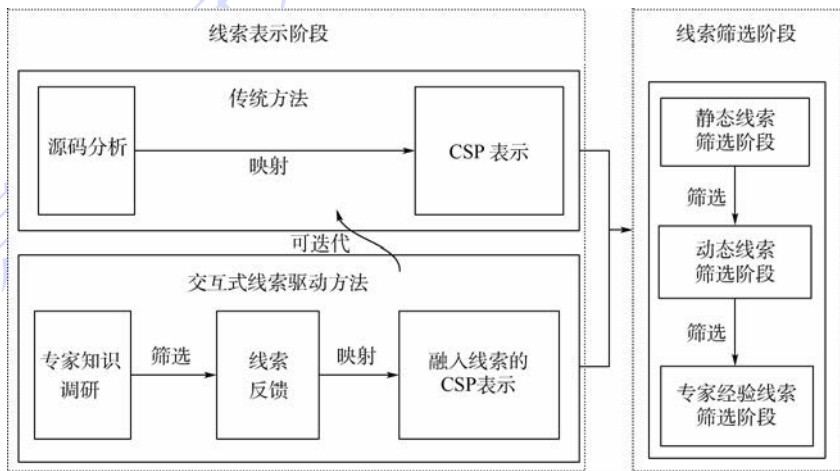


图 1 设计模式实例识别流程

Fig. 1 Design pattern instance identification flowchart

1.1 线索表示阶段

线索表示阶段又分为 Guéhéneuc 等^[21]提出的传统 CSP 表示及本文方法获取的交互式线索驱动表示。

1) 传统方法 CSP 表示:①通过工具 DEMIMA^[18]对目标源码进行抽取;②将其结果通过工具 Z3^[22]转换为 CSP 的表示形式。

2) 基于交互式线索驱动方法表示:①以调查表、问卷等形式获取有价值的线索;②对反馈的线索进行筛选;③线索通过工具 Z3^[22]转换为 CSP 表示形式。

1.2 线索筛选阶段

将线索表示阶段获得的 CSP 形式,依据静态线索、动态线索、专家经验线索特点进行分类,并

通过逐步增加这 3 类线索对设计模式检测结果进行筛选,直至取得最终的设计模式候选者集。

2 基于 CSP 的设计模式表示

Guéhéneuc 等^[21]提出基于 CSP 的设计模式检测方法,该方法以约束集形式表示设计模式实例的抽象模型,抽象模型可由类、方法、属性及其之间的关系元素构成。约束集解析器以源码分析的结果作为输入,通过处理后的输出结果与设计模式约束集进行匹配,从而得到设计模式实例的候选参与者。

从基于传统 CSP 表示的设计模式实例检测角度考虑,抽象模型集分为 3 类,依次为变量集 (Variables)、约束集 (Constraints)、域集 (Domain)。

2.1 变量集

变量集包括不同设计模式中的类、接口等角色。

图 2(a) 为一个标准的 Abstract Factory 模式，其变量集 V 可表示为式(1)，而图 2(b) 为 State

模式,其变量集 V 可表示为式(2)。

$$V = \{ \text{AbstractFactory}, \text{ConcreteFactory1}, \text{ConcreteFactory2} \}$$

$$V = \{ \text{Context}, \text{State}, \text{ConcreteStateA}, \text{ConcreteStateB} \}$$

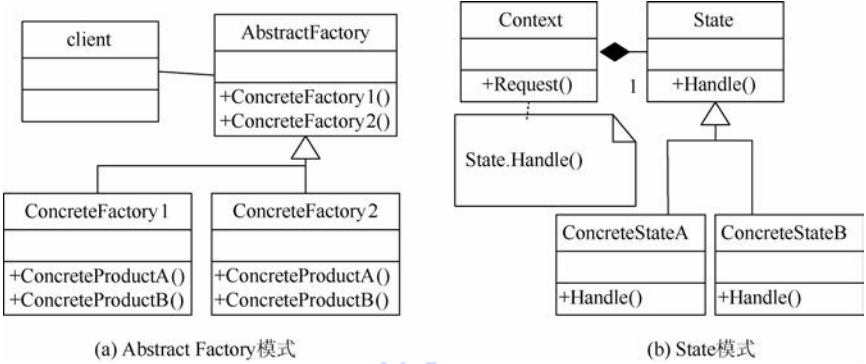


图 2 Abstract Factory 模式与 State 模式类图
Fig.2 Class diagram of Abstract Factory pattern and State pattern

2.2 约束集

约束集 C 可以发现变量集 V 中不同角色间的关系,进而构成设计模式实例的抽象模型。本文以 Guéhéneuc 等^[21]在表 1 中提出的约束集符号定义为基础,表 2 描述了 State 模式的约束集。依据表 1 的符号描述说明,表 2 中 02 行表示存在一个超类扮演 state 角色,03 行表示一个具体类与 state 类存在继承关系,04 行~08 行依次对约束集进行表示,详见注释,最终形成了标准的 State 模式约束集。

表 2 State 模式约束集表示

Table 2 Constraint set representation of State pattern

01	State Design Pattern:
02	super-class(state-role) // 存在超类
03	inh(concrete-class-role , state-role) // 继承关系
04	aggre(context-class-role , state-role) // 角色间聚合关系
05	has-method(state-role , abstr-method) // 类中存在方法
06	abst-method(abstr-method) // 类中存在抽象方法
07	override(concrete-class-role , abstr-method) // 方法重写
08	Not(state-role = = context-class-role) // 角色是否一致比较

表 1 约束集符号类型^[21]

Table 1 Constraint set notation classes^[21]

符号	描述
super-class()	表示超类
sub-class()	表示子类
has-method(c1 , m2)	类 c1 中有方法 m2
abst-class(c1)	类 c1 是一个抽象类
abst-method(m1)	方法 m1 是一个抽象的方法
Interface(c1)	c1 接口的方法都是抽象方法
protected-method(m2)	表示一个可保护的方法 m2
final-method(m1)	方法 m1 是最终方法
par-Declared(c1 , par1)	在 c1 类中申明数据类型 par1
par-Parent(c2 , par1)	数据类型 par1 的类型是 c2
same-Signature(m1 , m2)	方法 m1 与方法 m2 同名
dominate(m1 , m2)	调用方法 m2 前须先调用 m1
inh(c2 , c1)	类 c2 inherit 类 c1
aggre(c1 , c2)	类 c1 与类 c2 存在聚合关系
invoke(m1 , m2)	方法 m1 调用方法 m2
asso(c1 , c2)	类 c1 与类 c2 存在关联关系
override(c2 , m1)	类 c2 的 m1 方法被重写

2.3 域集

域集 D 是源码元素及其关系的集合,可通过

解析源码的抽取结果获得。图 3 给出一个用例类图,通过约束解析器处理的结果见表 3。

表 3 中,01 行与 02 行表示工具 Tool 类中存在 2 个不同的方法 method1 与 method2,03 行表示存在一个 selectAbstractTool 的抽象类,而 04 行~11 行表示角色间存在继承关系,12~22 行表示各个类中存在不同方法,23 行~28 行表示存在同名的方法,29 行~32 行依次表示角色间存在聚合、关联、方法调用等关系。

2.4 候选者集

CSP 约束集映射域集 D 中的元素及关系成为参与者角色,表 4 描述了图 3 中参与者与设计模式的映射关系。例如,候选者 DrawControl 扮演了 State 模式中的 Context 角色,候选者 Tool 扮演了 State 模式中的 State 角色,而候选者 createTool、cancelTool、selectAbstractTool 都扮演了 State 模式中的 ConcreteState 角色。然而这些候选者集中仍可能存在假阳性结果。为此本文在 Guéhéneuc 等^[21]提出基于 CSP 设计模式检测方法基础上,

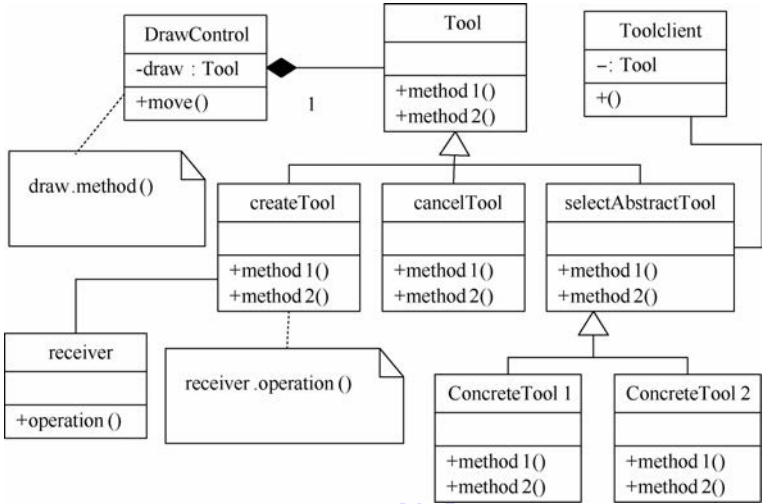


图 3 用例类图

Fig. 3 Example class diagram

表 3 基于 CSP 的实例域集表示

Table 3 Domain set representation of an example by CSP

01	has-method(Tool,method1) // Tool 类中存在方法 method1
02	has-method(Tool,method2) // Tool 类中存在方法 method2
03	abst-class(selectAbstractTool) // selectAbstractTool 是抽象类
04	inh(Tool, createTool) // createTool 与 Tool 类存在继承关系
05	inh(Tool, cancelTool) // cancelTool 与 Tool 类存在继承关系
06	inh(Tool, selectAbstractTool)
07	inh(Tool, cancelTool)
08	inh(selectAbstractTool, ConcreteTool1)
09	inh(selectAbstractTool, ConcreteTool2)
10	inh(selectAbstractTool, ConcreteTool1)
11	inh(selectAbstractTool, ConcreteTool2)
12	has-method(createTool, createTool . method1)
13	has-method(createTool, createTool . method2)
14	has-method(cancelTool, cancelTool . method1)
15	has-method(cancelTool, cancelTool . method2)
16	has-method(selectAbstractTool, selectAbstractTool . method1)
17	has-method(selectAbstractTool, selectAbstractTool . method2)
18	has-method(ConcreteTool1, ConcreteTool1 . method1)
19	has-method(ConcreteTool1, ConcreteTool1 . method2)
20	has-method(ConcreteTool2, ConcreteTool2 . method1)
21	has-method(ConcreteTool2, ConcreteTool2 . method2)
22	has-method(receiver, receiver . operation)
23	same-Signature(createTool . method1 , Tool . method1)
24	same-Signature(createTool . method2 , Tool . method2)
25	same-Signature(cancelTool . method1 , Tool . method1)
26	same-Signature(cancelTool . method2 , Tool . method2)
27	same-Signature(selectAbstractTool . method1 , Tool . method1)
28	same-Signature(selectAbstractTool . method2 , Tool . method2)
29	aggre(DrawControl , Tool)
30	asso(Toolclient , selectAbstractTool)
31	asso(createTool , receiver)
32	invoke(createTool . method2 , receiver . operation)
	:

表 4 基于 CSP 的实例候选者集表示

Table 4 Candidate set representation of an example by CSP

(1) State 模式:
Context: DrawControl
State: Tool
ConcreteState: createTool, cancelTool, selectAbstractTool
(2) Abstract Factory 模式:
AbstractFactory: selectAbstractTool
ConcreteFactory: ConcreteTool1, ConcreteTool2
Client: Toolclient

通过增加线索对传统 CSP 方法取得的候选者集做进一步的筛选。

3 基于线索的设计模式实例表示

针对传统 CSP 方法检测结果精确性不高的问题,本文提出一种融入专家经验的线索概念。线索实质是对设计模式参与者角色及其关系进行条件约束,侧重专家经验的反馈,该过程有助于发现自动检测方法难以挖掘的有效信息,并有助于对传统 CSP 方法检测结果的进一步求精。

3.1 线索的形成

当获取了专家的反馈信息后,研究者依据共性结果的占有率进行筛选,优先选择占有率较高的,并转换为 CSP 形式的线索,线索可以是简单的静态约束信息,也可以是难以挖掘的动态约束信息等。本文中挖掘线索的过程是可迭代的,这有利于积累更多有用的约束信息,从而引导约束解析器取得更精确的结果。

3.2 线索的分类

本文按功能将线索分为 3 类。

1) 静态线索

静态线索指设计模式实例中的类、方法、属性及继承关系等信息。静态线索能为用户提供更多构建不同设计模式的角色信息,并有助于减少设计模式的候选者集。传统的设计模式识别工具只能检测基本的设计模式静态信息,而一些专家反馈的复杂线索很难被挖掘,这类线索需要通过表 1 中给出的符号定义进行组合,并通过工具 Z3^[22] 编译后实现,表 5 给出了部分静态线索。

以图 3 为例,selectAbstractTool 类为抽象类,该类中的方法 method1 与 method2 也为抽象方法,具体的实现需要通过 ConcreteTool1 与 ConcreteTool2 类中的方法 method1 与 method2 完成,传统的检测方法仅考虑类的继承关系,而没有进一步考虑类中方法是否为抽象方法?方法之间的调用先后顺序如何?依据表 5 中的静态线索 S-Clue1,故 selectAbstractTool 类不适合扮演 State 模式中的 ConcreteState 角色,进而筛选掉该不合适

2) 动态线索

动态线索侧重设计模式角色间方法调用的顺序、参数传递等。动态线索难以通过源码验证,这些动态线索也可以通过增加约束信息来实现。表 6 给出了部分动态线索。

以图 3 为例,要实现类 Tool 中方法 method2 需依赖 createTool 类中的 method2 方法,但该方法需 createTool 类中的 method2 方法调用 receiver 类的 operation 方法之后才能实现,而传统的方法没有考虑不同类之间方法调用的顺序,依据表 6 中动态线索 D-Clue3,故 createTool 类也不适合扮演 State 模式中的 ConcreteState 角色,从而进一步筛选掉静态线索阶段不能排除的候选参与者。

表 5 静态线索
Table 5 Static clues

序号	线索描述	操作步骤
S-Clue1	类 A 是类 B 的子类,且 A 中的方法 m1 能重写类 B 中的同名方法 m	abst-class(B) abst-method(m) has-method(B,m) has-method(A,m1) inh(A,B) override(A,m) same-Signature(m,m1)
S-Clue2	类 A 是一个抽象类或接口	class(A) = abst-class(A) ∨ Interface(A)
S-Clue3	同一个类 A 中的方法 m1 调用另外一种方法 m2	class(A) has-method(A,m1) has-method(A,m2) invoke(m1,m2)

3) 专家经验线索

用户可以增加除静态线索与动态线索之外的专家经验线索,这些线索一般依靠专家的经验知识与直觉产生,没有固定的规律,专家经验线索也有助于用户识别或筛选不合适的设计模式候选参与者,表 7 描述了部分专家经验线索。

在依次经过 3 类线索分阶段逐步筛选后,图 3 中的设计模式候选者集如表 8 所示。createTool、cancelTool、selectAbstractTool 3 个候选参与者只有 cancelTool 适合扮演 ConcreteState 角色,最终图 3 恢复了一个 State 模式与一个 Abstract Factory 模式。

表 6 动态线索
Table 6 Dynamic clues

序号	线索描述	操作步骤
D-Clue1	在执行方法 m2 之前需要调用方法 m1	dominate(m1,m2)
D-Clue2	方法 m1 被方法 m2 调用,且必须在非同一个类中的方法 m2 终止运行之前	class(A) class(B) has-method(A,m1) has-method(B,m2) invoke(m1,m2) dominate(m1,m2)
		class(A) class(B) class(C) has-method(A,m1) has-method(B,m2) has-method(C,m3) dominate(m2,m3) dominate(m2,m1) invoke(m1,m2) invoke(m2,m3)
D-Clue3	类 A 中的方法 m1 在调用类 B 中的方法 m2 之前,必须先让类 B 中的方法 m2 调用类 C 的方法 m3	

表 7 专家经验线索
Table 7 Expert experience clues

序号	线索描述	操作步骤
E-Clue1	子类中的方法不能重写父类中的同名方法	class(A) has-method(m1) classes(A1,...,An) inh(A1,...,An,A) Not(override(A1,...,An,m1)) has-method(A1,...,An,m2) Not(same-Signature(m1,m2))

表 8 优化后的设计模式候选者
Table 8 Optimized design pattern candidates

(1) State 模式候选者:	
Context:	DrawControl
State:	Tool
ConcreteState:	cancelTool
(2) Abstract Factory 模式候选者:	
AbstractFactory:	selectAbstractTool
ConcreteFactory:	ConcreteTool1, ConcreteTool2
Client:	Toolclient

表 9 线索的选择

Table 9 Selection of clues

线索名	VN 占比/ %	N 占比/ %	NS 占比/ %	P 占比/ %	VP 占比/ %	排序
S1-C1-P	0	10.2	20.3	40.5	29	P8
S1-C2-N	22.4	54.2	10.4	10.6	2.4	N5
S1-C3-N	41.3	26.7	21.4	10.6	0	
S1-C4-P	0.9	6.1	40.3	31.5	21.2	
S1-C5-P	4.1	9.6	23.2	41.5	21.6	
S1-C6-P	1.2	3.1	19	44.6	32.1	P4
S2-C1-P	8.2	8.9	30.9	26.6	25.4	
S2-C2-P	1	3.1	10.2	49.6	36.1	P2
S2-C3-N	36.8	29.5	28	3.7	2	
S2-C4-N	29.5	41.8	19	7.2	2.5	N8
S2-C5-N	37.1	46.3	8	6.6	2	N3
S2-C6-P	0	11	19	48.7	21.3	P7
S3-C1-N	37.8	48.4	12.3	1.4	0.1	N2
S3-C2-N	22	47.6	16.3	8.1	6	
S3-C3-N	29.6	49.4	17.6	3.1	0.3	N4
S3-C4-P	0.2	2.1	19.1	57.3	21.3	P3
S3-C5-P	3	7.3	18.6	51.9	19.2	P5
S3-C6-P	0.8	7.9	20.2	61.3	9.8	P6
S4-C1-P	4.1	12.6	19.7	42.3	21.3	
S4-C2-N	35.6	52.6	9	2.3	0.5	N1
S4-C3-P	6.6	12.6	18.8	46	16	
S4-C4-N	41.6	34.9	9.9	9.2	4.4	N6
S4-C5-P	0.2	0.2	1	49.6	49	P1
S4-C6-N	22.9	49.8	21.5	4.2	1.6	N7

示方案(Scheme),S1即为方案1,C1中的C表示方案S1中的线索(Clue),C1表示为线索1,P表示阳性结果,N表示阴性结果。通过评议将4个方案中的24条线索依据阳性结果与阴性结果进行分类,并各有12条,此后将VP与P相加的结果按照降序进行排序,并选择保留阳性结果排名前8的线索。例如第1行S1-C1-P线索,由于该线索名的第3部分是“P”,即阳性线索,故只需计算其P与VP结果之和,其中P占比为40.5%,VP占比为29%,累加结果为69.5%。同理将表9中VN与N的阴性结果相加进行排序,选择按降序排名前8的阴性结果作为线索。例如线索S1-C2-N,由于该线索名的第3部分为“N”,故只需计算其N与VN的阴性结果之和,其中N占比为54.2%,VN占比为22.4%,累加结果为76.6%。表9中加粗的线索名表示筛选后有价值的线索。“排序”列中P1~P8表示阳性线索筛选结果降序前8名;同理,“排序”列中的N1~N8表示阴性线索筛选结果降序前8名。为此对共计16条线索进行了基于CSP的符号表示,这些线索已通过工具Z3^[22]编译。

5 实验设计与分析

为评估本文的有效性,选用Junit v3.8等4个开源系统进行了设计模式检测实验。表10描述

4 专家知识获取

实验研究证明,软件设计者习惯于对目标工作进行科学的概念假设,而这些假设问题融入具体的软件设计方案后将带来积极的效果,一个合适策略的选择主要依赖于研究的目的及调查的条件^[23]。为此本文中线索的获取以纸质调查表的形式进行。为了收集更有意义的调研反馈信息,选取了Apache ant v1.6.2、JhotDraw 6.0b1、Quick-UML2001、Junit v3.8 4个开源系统中的4个方案,每个方案有3个基础选项,包括联系方式、调查对象的职业与对设计模式的熟悉程度。此外,每个方案中有6个专业选项题,而每个专业选项题可作为一个线索的候选者,调查表如图4所示。

这次调查共回收调查表512份,经统计有效结果共452份,具体结果如表9所示。表中:VN(Very Negative)、N(Negative)、NS(Not Significant)、P(Positive)、VP(Very Positive)依次表示选择调查表中的5种选择结果。线索名由方案序列、线索序列及是否为阳性或阴性结果标识位共3部分组成。如表9中线索名S1-C1-P,S表

1 联系方式

姓名: 手机: E-mail:

2 调查人员工作性质

A.软件从业人员 B.学生 C.研究人员

3 调查人员熟练程度

A.初学者 B.有相关经验 C.专家级

方案 1:

Figure

AbstractFigure

PolyLineFigure

AttributeFigure

CompositeFigure

1 Figure、CompositeFigure 与 AttributeFigure 依次扮演 Composite 模式的 Component、Composite、Leaf 角色?

A.Very Negative B.Negative C.Not Significant D.Positive E.Very Positive

2.

:

6. Figure 与 PolyLineFigure 之间的关联关系是附加关系?

A.Very Negative B.Negative C.Not Significant D.Positive E.Very Positive

方案 2:

:

方案 4:

:

图 4 调查表

Fig. 4 Questionnaire

表 10 开源系统特征参数

Table 10 Characteristic parameters of open source system

系统名称	类数	千行代码的数目
JhotDraw 6.0b1	300	19
Junit v3.8	56	4
Apache ant v1.6.2	79 566	895
QuickUML2001	8 792	203

了这些开源系统的特征参数,而选择这些开源软件系统的依据是:①系统采用了不同的设计模式进行开发,使得待检测的模式实例具备多样性;②众多科研工作者皆以此为例进行设计模式检测实验,并存在一个或多个相似的基准例子,方便结果比较;③这些系统是开源的项目,可以免费进行设计模式识别,从而降低成本;④这些系统有典型的差异性,因此更具代表性。执行实验的操作系统采用 Windows XP, CPU 为 AMD 速龙 II X4 650,主频 3.2 GHz,内存 16 G。

5.1 实验指标

实验评估采用精确率 (Pr)、召回率 (R)、F-score (F) 等指标。此外,也应意识到当待测试系统规模较大时,假阳性 FP (False Positive)、假阴性 FN (False Negative) 的检测结果易产生误差。精确率 Pr 和召回率 R 的检测结果决定本文方法的效果,而精确率和召回率又依赖真阳性 TP (True Positive)、假阳性 FP 和假阴性 FN 3 个重要指标。

- 1) 真阳性 TP: 表示正确模式实例检测结果为正确。
- 2) 假阳性 FP: 表示错误模式实例检测结果为正确。
- 3) 假阴性 FN: 表示正确模式实例检测结果为错误。

$$Pr = \frac{TP}{TP + FP} \tag{3}$$

$$R = \frac{TP}{TP + FN} \tag{4}$$

Petterson 等^[19]提出了融合精确率 Pr 与召回率 R 的 F-score 指标,式(5)中 W 为权值,其值给定为 2.8, F-score 值与设计模式实例恢复的效果成正比。

$$F = \frac{(1 + W^2) \times Pr \times R}{W^2 \times Pr + R} \tag{5}$$

5.2 开源系统设计模式指标值

为方便检测结果的交叉比较,并考虑到设计模式的创建型、行为型及结构型分类^[2],依据参考文献[12,18-19]的结果,项目组成员在此基础

上以人工的形式对表 10 中 4 个开源系统的 Adapter 等 4 种具有代表性的 3 类设计模式进行了复核,并通过多次同行评议后给出了表 11 的基准结果。

表 11 开源系统中设计模式基准

Table 11 Benchmark of design patterns in open source systems

系统名称	设计模式	模式实例数
Apache ant v1.6.2	Adapter	65
	State	4
	Command	4
	Singleton	3
JhotDraw 6.0b1	Adapter	35
	State	3
	Command	2
	Singleton	2
QuickUML2001	Adapter	38
	State	2
	Command	1
	Singleton	1
Junit v3.8	Adapter	14
	State	0
	Command	0
	Singleton	2

5.3 3 类线索分阶段检测实验

本文旨在检测设计模式实例抽取过程中线索对结果的影响。实验将在原有的 CSP 检测结果基础上分静态线索、动态线索及专家经验线索阶段逐步进行检测实验,为取得最佳效果,实验允许每个阶段增加线索的过程可迭代。

分析表 12 的结果发现,传统的 CSP 识别技术对 State 与 Singleton 模式的识别效果不够理想,2 种模式的 F 指标平均值皆为 0%,而 Command 模式 F 指标平均值也仅为 23%,值得注意的是,Adapter 模式的识别效果相对较好,虽然 4 个开源系统检测后的 Adapter 模式 F 指标平均值达到 74%,但仍然存在大量的假阳性结果 FP 与假阴性结果 FN。

为解决上述问题,本文在静态线索阶段增加了源码结构类、属性、方法、继承关系等线索,从而使检测结果的正确性有所提高。例如,静态线索阶段 Adapter 模式的 F 指标平均值由原来的 74% 上升到 85%,而 State、Command、Singleton 模式的识别效果 F 指标平均值依次为 22%、24%、38%,较传统基于 CSP 的检测方法有所提高。

为进一步提高检测结果的精确率,本文继续在表 13 动态线索阶段增加涉及源码角色间方法调用、参数传递等约束信息的线索引入,从而使该阶段 4 个设计模式的平均精确率 Pr 及平均 F

表 12 传统 CSP 方法检测与静态线索阶段检测结果

Table 12 Detection results of design pattern in traditional CSP method and static clue stage

设计模式	测试系统	传统 CSP 方法阶段						静态线索阶段					
		TP 个数	FP 个数	FN 个数	Pr/%	R/%	F/%	TP 个数	FP 个数	FN 个数	Pr/%	R/%	F/%
Adapter	Apache ant v1.6.2	46	22	18	68	72	72	60	16	4	79	94	92
	JhotDraw 6.0b1	30	12	5	71	86	84	33	10	2	77	94	92
	QuickUML2001	27	15	11	64	71	70	30	12	8	71	79	78
	Junit v3.8	10	6	4	63	71	70	11	5	3	69	79	78
	平均值				66.5	75	74				74	86.5	85
State	Apache ant v1.6.2	0	22	4	0	0		0	18	4	0	0	
	JhotDraw 6.0b1	0	18	3	0	0		1	16	2	6	33	22
	QuickUML2001	0	13	2	0	0		0	6	2	0	0	
	Junit v3.8	0	0	0				0	4	0	0		
	平均值				0	0	0				1.5	11	22
Command	Apache ant v1.6.2	1	6	3	14	25	23	1	4	3	20	25	24
	JhotDraw 6.0b1	0	4	2	0	0		0	1	2	0	0	
	QuickUML2001	0	4	1	0	0		0	3	1	0	0	
	Junit v3.8	0	6	0	0			0	3	0	0		
	平均值				3.5	8.3	23				5	6.3	24
Singleton	Apache ant v1.6.2	0	8	3	0	0	0	1	4	2	20	33	31
	JhotDraw 6.0b1	0	6	2	0	0	0	0	3	2	0	0	
	QuickUML2001	0	4	1	0	0	0	0	3	1	0	0	
	Junit v3.8	0	4	2	0	0	0	1	3	1	25	50	45
	平均值				0	0	0				11.3	20.8	38

表 13 动态线索阶段与专家经验线索阶段检测结果

Table 13 Detection results of design pattern in dynamic clue stage and expert experience clue stage

设计模式	测试系统	动态线索阶段						专家经验线索阶段					
		TP 个数	FP 个数	FN 个数	Pr/%	R/%	F/%	TP 个数	FP 个数	FN 个数	Pr/%	R/%	F/%
Adapter	Apache ant v1.6.2	63	12	1	84	98	96	64	0	1	100	98	98
	JhotDraw 6.0b1	34	7	1	83	97	95	35	0	0	100	100	100
	QuickUML2001	38	6	0	86	100	98	38	0	0	100	100	100
	Junit v3.8	13	2	1	87	93	92	14	0	0	100	100	100
	平均值				85	97	95				100	99.5	99.5
State	Apache ant v1.6.2	3	12	1	20	75	57	3	0	1	100	75	77
	JhotDraw 6.0b1	3	3	0	50	100	90	3	0	0	100	100	100
	QuickUML2001	1	4	1	20	50	43	2	0	0	100	100	100
	Junit v3.8	0	2	0	0			0	0	0			
	平均值				22.5	75	63				100	91.7	92.3
Command	Apache ant v1.6.2	3	3	1	50	75	71	4	0	0	100	100	100
	JhotDraw 6.0b1	2	1	0	67	100	95	2	0	0	100	100	100
	QuickUML2001	1	2	0	33	100	81	1	0	0	100	100	100
	Junit v3.8	0	2	0	0			0	0	0			
	平均值				37.5	91.7	82.3				100	100	100
Singleton	Apache ant v1.6.2	2	1	1	67	67	67	3	0	0	100	100	100
	JhotDraw 6.0b1	2	1	0	67	100	95	2	0	0	100	100	100
	QuickUML2001	1	1	0	50	100	90	1	0	0	100	100	100
	Junit v3.8	2	0	0	100	100	100	2	0	0	100	100	100
	平均值				71	91.75	88				100	100	100

值较静态线索阶段有质的提高。分析表 12 和表 13 的结果发现,动态线索阶段 Adapter 模式的 F 指标平均值由静态线索的 85% 上升到 95%,而其精确率 Pr 指标平均值也由原来静态阶段的 74% 上升到 85%,而 State、Command、Singleton 模式的识别指标 F 值较静态线索阶段也有所提高,

依次提升为 63%、82.3%、88%,该阶段假阳性结果 FP 与假阴性结果 FN 显著降低。

专家经验线索阶段主要依据专家经验和直觉将一些动态线索与静态线索难以发现的常用知识引入,该阶段进一步排除了假阳性结果 FP 与假阴性结果 FN ,识别结果也更加精确,此阶段后

Adapter、State、Command、Singleton 4 种模式的 F 指标平均值依次为 99.5%、92.3%、100%、100%。

综合表 12 与表 13 数据发现以下 2 个问题：

1) 传统的 CSP 检测方法对 4 个测试系统中 Adapter 模式的检测效果较好,而对 State、Command、Singleton 模式的检测结果不理想。分析原因发现,Adapter 属于结构型模式,State、Command 属于行为型模式,Singleton 属于创建型模式。Gamma 将设计模式分为结构型、行为型、创建型 3 类^[1],分析 3 类设计模式特征发现,行为型模式存在难以追踪的复杂控制流、方法调用机制及参数传递方式等,而创建型模式存在委托等难以复用的关系,以至于很难被共享,可理解为较难发生设计模式实例识别中的重叠问题,而结构型模式使用组合类及对象的方式获得详细的信息,并采用继承机制组合接口,这种方式使其结构具有更强的可扩展性,也更容易被检测。

2) 表 13 中,Apache ant v1.6.2 系统中在专家经验线索阶段 Adapter 模式的平均 F 值为 99.5%,经研究发现,该模式在此阶段的 FN 值为 1,即存在一个假阴性结果。经深入研究后发现,由于 Adapter 与 Command 模式结构较为相似,致使 Adapter 模式被错误识别为 Command 模式。此外,表 13 中,Apache ant v1.6.2 系统中在专家经验线索阶段 State 模式的 F 值为 77%,经研究发现,该模式在此阶段的 FN 值为 1,即也存在一个假阴性结果。由于 State 与 Strategy^[1] 模式结构较为相似,致使 State 模式被错误识别为 Strategy 模式。

综上所述,上述问题归因于:①相近设计模式实例之间角色的重叠原因;②设计模式变体的影响;③缺乏对源码中动态数据流的及时分析,导致缺乏对方法调用、参数传递等操作的跟踪与识别。虽然本文方法能够一定程度上解决设计模式实例的重叠问题,但仍不能完全避免假阳性结果与假阴性结果,下一步工作将在上述问题基础上继续深入研究,并发现更多有价值的线索,以取得更好的识别效果。

表 14 描述了 Apache ant v1.6.2 等 4 个测试系统中 Adapter 等 4 个模式实例存在重叠问题的数目,而最后一行统计了 4 个测试系统中不同设计模式实例发生重叠的总数,4 个测试系统总共识别的 Adapter、State、Command 及 Singleton 重叠实例数依次为 11、2、3、1。图 5 描述了表 14 中 4 种设计模式重叠实例被成功识别的百分比。其中,Adapter 模式的实例重叠情况较明显为 65%,而深入思考发现 Adapter 模式属于结构型模式,

结构型模式依据组合类及对象以获得更复杂的结构信息,并采用继承机制来组合接口或实现,这样的特点使其结构具有更大的可扩展性,也更容易被识别。

表 15 给出了部分表 14 中共享了设计模式的实例。例如,State 模式实例与 Strategy^[1] 模式实例存在重叠,而 CH. ifa. draw. framework. DrawingView 同时扮演 State 模式中的 Context 角色与 Strategy^[1] 模式中的 Context 角色,CH. ifa. draw. framework. Painter 也同时扮演 State 模式中的 State 角色以及 Strategy^[1] 模式中的 Strategy 角色,这属于设计模式中部分角色共享模式实例的情况。此外,Command 模式实例属于角色完全共享模式实例的情况,因为 Command 模式实例与 Adapter 模式实例发生了完全重叠,其中 CH. ifa. draw. util. Command 同时扮演了 Command 模式中 Command 角色及 Adapter 模式中 Target 角色,CH. ifa. draw. framework. DrawingView 扮演了 Command 模式中的 Receiver 角色及 Adapter 模式中的 Target

表 14 4 个系统设计模式实例重叠统计
Table 14 Design pattern instance overlap statistics in four systems

测试系统	重叠实例数			
	Adapter	State	Command	Singleton
Apache ant v1.6.2	4	1	1	1
JhotDraw 6.0b1	2	1	1	0
QuickUML2001	4	0	1	0
Junit v3.8	1	0	0	0
结果统计	11	2	3	1

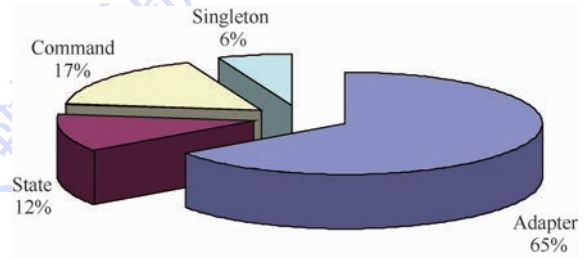


图 5 4 种模式重叠实例识别所占百分比
Fig. 5 Identification percentage of four types of pattern overlapping instances

表 15 JhotDraw 中共享了模式的实例
Table 15 Instances of shared pattern in JhotDraw

(1) State 模式实例: // 共享部分实例角色
Context: CH. ifa. draw. framework. DrawingView
State: CH. ifa. draw. framework. Painter
(2) Comand 模式实例: // 共享全部实例角色
Command: CH. ifa. draw. util. Command
Receiver: CH. ifa. draw. framework. DrawingView
Invoke: CH. ifa. draw. util. CommandButton

角色,CH. ifa. draw. util. CommandButton 扮演了 Command 模式中的 Invoke 角色及 Adapter 模式中的 Adaptee 角色。

5.4 比较实验设计

5.3 节中将本文方法与基于 CSP 的检测方法通过精确率、召回率、F-score 指标分阶段进行了比较实验,为进一步检验本文方法,还增加了参考文献[8,12-13,15,18]中提出的方法进行 F-score 比较实验。

由于在传统的 CSP 方法基础上融入了交互式线索,并分 3 个阶段逐步消除假阴性与假阳性结果,由表 16 F-score 值可以看出本文方法取得了较好的效果。

表 16 F-score 指标比较
Table 16 F-score index comparison

检测方法	精确率 平均值/%	召回率 平均值/%	F-score 平均值/%
本文方法	100	97.8	97.95
文献[8]	93.8	62.1	64.57
文献[12]	91.14	67.21	69.27
文献[13]	67.76	82.11	80.19
文献[15]	93.65	71.82	73.77
文献[18]	38.74	100	84.83

6 结 论

针对传统设计模式实例恢复结果不够精确及不易于扩展等问题,本文提出一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法。

1) 在抽取 Guéhéneuc 等^[21]提出约束满足问题(CSP)方法结果的基础上,将调研取得的专家经验进行反馈,并进一步形成可自定义的线索,避免了不易扩展的问题。

2) 通过线索的约束作用,以迭代的形式分阶段对检测结果进行筛选,避免设计模式实例识别的假阴性与假阳性结果,使得精确率显著提高。

3) 在设计模式实例重叠问题检测方面取得了较好的效果,使得设计模式识别结果进一步优化。

在下一步工作中将对专家经验知识的采样、筛选及如何将演化计算等技术融入设计模式检测展开研究。此外,为了检验本文研究的效果,将通过更多的开源系统进行验证。

参考文献 (References)

[1] ZHANG C,BUDGEN D. What do we know about the effectiveness of software design patterns? [J]. IEEE Transactions on Software Engineering,2012,38(5):1213-1231.

[2] SCANNIELLO G,GRAVINO C,RISI M,et al. Documenting design-pattern instances:A family of experiments on source-code comprehensibility[J]. ACM Transactions on Software Engineering and Methodology,2015,24(3):1-41.

[3] AMPATZOGLOU A,FRANTZESKOU G,STAMELOS I. A methodology to assess the impact of design patterns on software quality[J]. Information and Software Technology,2012,54(4):331-346.

[4] AMPATZOGLOU A,CHARALAMPIDOU S,STAMELOS I. Research state of the art on GoF design patterns:A mapping study[J]. Journal of Systems and Software,2013,86(7):1945-1964.

[5] FONTANA F A,MAGGIONI S,RAIBULET C. Design patterns: A survey on their micro-structures[J]. Journal of Software: Evolution and Process,2013,25(1):27-52.

[6] FONTANA F A,MAGGIONI S,RAIBULET C. Understanding the relevance of micro-structures for design patterns detection[J]. Journal of Systems and Software,2011,84(12):2334-2347.

[7] ZANONI M,FONTANA F A,STELLA F. On applying machine learning techniques for design pattern detection[J]. Journal of Systems and Software,2015,88(5):102-117.

[8] 肖卓宇,何锴,余波,等. 基于 FCA 与 CBR 的设计模式检测[J]. 山东大学学报(工学版),2016,46(2):22-28.

XIAO Z Y,HE P,YU B,et al. Design patterns detection based on FCA and CBR[J]. Journal of Shandong University (Engineering Science),2016,46(2):22-28(in Chinese).

[9] CHIHADA A,JALILI S,HASHEMINEJAD S M H,et al. Source code and design conformance, design pattern detection from source code by classification approach[J]. Applied Soft Computing,2015,26(1):357-367.

[10] YU D,ZHANG Y,CHEN Z. A comprehensive approach to the recovery of design pattern instances based on sub-patterns and method signatures[J]. Journal of Systems and Software,2015,88(5):1-16.

[11] YU D,ZHANG Y,GE J,et al. From sub-patterns to patterns: An approach to the detection of structural design pattern instances by subgraph mining and merging[C] //2013 IEEE 37th Annual Computer Software and Applications Conference (COMPSAC). Piscataway,NJ:IEEE Press,2013:579-588.

[12] DONG J,ZHAO J,SUN Y. A matrix based approach to recovering design patterns[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics,2009,39(6):1271-1282.

[13] BERNARDI M L,CIMITILE M,DI LUCCA G. Design pattern detection using a DSL-driven graph matching approach[J]. Journal of Software: Evolution and Process,2014,26(12):1233-1266.

[14] SABO M,PORUBÁN J. Preserving design patterns using source code annotations[J]. Journal of Computer Science and Control Systems,2009,32(2):53-56.

[15] RASOOL G,PHILIPPOW I,MADER P. Design pattern recovery based on annotations[J]. International Journal of Advances in Engineering Software,2010,41(4):519-526.

[16] RASOOL G,MÄDER P. A customizable approach to design patterns recognition based on feature types[J]. Arabian Journal for

- Science and Engineering,2014,39(12):8851-8873.
- [17] GARLAN D, MONROE R, WILE D. ACME: An architecture description interchange language[C] // CASCON'97 Proceedings of the 1997 Conference of the Centre for Advanced Studies on Collaborative Research,2010:159-173.
- [18] GUÉHÉNEUC Y G, ANTONIOL G. DeMIMA: A multilayered approach for design pattern identification[J]. IEEE Transactions on Software Engineering,2008,34(5):667-684.
- [19] PETTERSON N, LÖWE W, NIVRE J. Evaluation of accuracy in design pattern occurrence detection[J]. IEEE Transactions on Software Engineering,2010,36(4):575-590.
- [20] 肖卓宇,何镔,黎妍. 基于设计模式角色的附加关系检测研究[J]. 计算机应用研究,2015,32(7):2042-2045.
- XIAO Z Y, HE P, LI Y. Study on the additional relationships based on design patterns' s roles[J]. Application Research of Computers,2015,32(7):2042-2045(in Chinese).
- [21] GUÉHÉNEUC Y G, GUYOMARC' H J Y, SAHRAOUI H. Improving design-pattern identification: A new approach and an exploratory study[J]. Software Quality Journal,2010,18(1):145-174.
- [22] KITCHENHAM B A, PFLEEGER S L, PICKARD L M, et al. Preliminary guidelines for empirical research in software engineering[J]. IEEE Transactions on Software Engineering,2002,28(8):721-734.
- [23] MERA S, BJØRNER N. DKAL and Z3: A logic embedding experiment[M] // BLASS A, DERSHOWITZ N, REISIG W. Fields of logic and computation. Berlin: Springer, 2010: 504-528.

作者简介:

肖卓宇 男,副教授,高级工程师。主要研究方向:程序理解、逆向工程、软件演化。

A multi-stage approach based on interactive clues driven for design pattern identification

XIAO Zhuoyu^{1,*}, HE Pei^{2,3,4}, YU Bo¹

(1. Swan College, Central South University of Forestry and Technology, Changsha 410200, China;

2. School of Computer Science & Education Software, Guangzhou University, Guangzhou 510006, China;

3. Key Laboratory of High Confidence Software Technologies of Ministry of Education, Peking University, Beijing 100871, China;

4. School of Computer and Communication Engineering, Changsha University of Science and Technology, Changsha 410114, China)

Abstract: Aimed at inaccuracy and difficulty to extend the traditional design pattern automatic detection method, and in order to improve the accuracy of the design pattern instance recovery, an interactive clue-driven approach for design pattern detection was presented. Concept of clue was introduced based on the constraint satisfaction problem (CSP) of traditional design pattern detection, and expert experience feedback mechanism was proposed by investigation. The significant clues were converted into the information based on CSP in the refining stage, the clues were classified by information characteristics, and the clues were added in design pattern detection process until the candidate sets of design pattern instance were produced. Experimental results show that the proposed method can gradually reduce the false negative results and the false positive results of design pattern detection instance, and further more, the novel method can solve design pattern overlap problem. Compared to the F-score index of other well-known algorithms, the proposed method shows better detection effect.

Keywords: design pattern; design pattern identification; clue-driven; knowledge feedback; pattern instance overlap

Received: 2016-09-20; Accepted: 2016-12-09; Published online: 2016-12-26 17:07

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161226.1707.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61170199); Project Number 1068 Supported by Circular of Hunan Provincial Education Department in 2016 No.400; Natural Science Foundation of Guangdong Province (2015A030313501); Construction Project of Innovation Team in Universities in Guangdong Province (2015KCXTD014)

* Corresponding author. E-mail: xzyzy0770@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0735

临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术



肖存英^{1,*}, 胡雄¹, 杨钧烽¹, 闫召爱^{1,2}, 刘涛^{1,2}, 程旋^{1,2}

(1. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘

要: 针对临近空间大气环境复杂时空变化的定量表征和仿真建模, 基于 11 年 TIMED/SABER 大气密度数据, 采用网格划分和数学统计的方法, 得到了 38°N 大气密度在 20 ~ 100 km 的气候平均值和标准差。定量结果用于表征和分析了静态缓变气候平均态以及动态瞬变大气扰动态的变化规律, 结果表明, 38°N 大气平均密度随高度、季节、经度变化显著。在此基础上, 提出了临近空间大气密度表征为气候平均量和大气扰动量之和的建模方法, 并建立了大气随机扰动自回归模型, 通过仿真试验及与激光雷达大气密度实测数据的比较, 结果表明该建模方法可行。

关键词: 临近空间; 大气密度; 飞行器; 仿真; 建模

中图分类号: V419; V219; P351; P421

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1757-09

临近空间是指国际民航飞机飞行高度以上、卫星轨道维持高度以下的空间区域, 是人类活动的新领域, 跨越连续流、滑移流、过渡流及自由分子流^[1]。临近空间大气密度要素对低速飞行器(如浮空器、飞艇等)的设计、飞行非常重要^[2-3], 同时也极大地影响高速飞行器气动力、气动热的计算和辨识、飞行轨道、飞行姿态控制等^[4-6]。大气密度的高精度估计可为气动力、气动热的正确预测提供重要的数据, 对临近空间飞行器的设计和工程应用都具有重要意义^[2-6]。

然而, 真实大气密度的变化非常复杂, 临近空间同时受来自下部的对流层活动以及太阳辐射和宇宙射线的影响, 多种影响因素使得临近空间大气密度除了随高度、地理纬度、经度和季节变化的气候特性以外, 还存在其他多种时间、空间尺度上的复杂变化。这些变化主要起源于周期为几天到一月的行星波、24 h 周期及其高阶谐波的潮汐波、几分钟到 10 多个小时的大气重力波、更短时间尺

度的大气湍流以及某些其他具有随机特性因素引起的大气扰动。当前国际上常用的包含临近空间大气密度的经验模式, 包括美国标准大气(US76)模式、CIRA 系列模式、MSIS 系列模式等, 可输出大气密度的气候平均值, 用于研究大气的气候变化特性。例如, 凌超和陈泽宇^[7]基于 NRLMSISE-00 分析了中国上空过渡流区大气温度和大气密度的月平均状态, 但这些模式缺少对大气扰动的表征。美国宇航局/马歇尔空间飞行中心针对飞行器设计使用研发了大气模式 GRAM 系列, 包括了大气气候态和大气扰动态, 并随着数据源的逐步完善而不断地升级版本, 目前的最新版本是 GRAM-2010。俄罗斯科学院应用数学所在早些年制定了偏差大气模型并得到了实际应用^[8]。

中国目前飞行器设计可以使用 GJB 365.1—87^[9](等同于国际标准 ISO 2533—1975)和 GJB 366.1—87^[10](等同于国际标准 ISO 5878—1982), 高度范围只到 80 km。而事实上, 真实大

收稿日期: 2016-09-13; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2016-12-20 12:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161220.1200.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0501503)

* 通讯作者: E-mail: xiaocy@nssc.ac.cn

引用格式: 肖存英, 胡雄, 杨钧烽, 等. 临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1757-1765. XIAO C Y, HU X, YANG J F, et al. Characteristics of atmospheric density at 38°N in near space and its modeling technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1757-1765 (in Chinese).

气密度可能与这 2 个标准存在较大偏差,该偏差对于飞行器的设计和指导飞行不能忽略,或者导致不必要的大余量。因此,基于实测数据建立高精度的大气模型是非常有意义的,开展基于大量实测数据的建模技术研究是有必要的。中国现阶段已累计获取了一定量的临近空间大气数据,其中一个很重要的应用需求是在已有的探测数据和在大气参量间已知的物理关系与某些假设的基础上,建立临近空间大气最“接近真实”的仿真模型,以在地面上仿真复杂多变的临近空间大气环境。

本文以临近空间大气密度的表征方法为牵引,针对 20 ~ 100 km 高度范围的临近空间大气密度,基于 TIMED 卫星上 SABER 探测器 11 年的大气密度数据,以 38°N 为例,统计分析临近空间大气密度的变化规律,探索建模的技术方法,并对该模型进行仿真测试,与地基激光雷达探测大气密度进行对比验证。

本文的创新点主要表现在:①首次基于长达 11 年的 TIMED/SABER 卫星数据统计分析得到了 38°N 临近空间大气密度的气候平均态和大气扰动态的定量变化特性;②明确提出了临近空间大气密度可表征为静态缓变气候平均量和动态瞬变大气扰动量之和,气候平均量可由基于大量实测数据的网格统计得到,大气扰动量可通过建立扰动模型(如自回归模型)得到。

1 数据来源与处理方法

SABER 是一个放置于 TIMED 卫星上的 10 通道宽带辐射计,在卫星沿轨道飞行过程中采用临边测量 CO₂ 的红外辐射信号,反演生成低平流层到低热层包括各种大气参量(温度、气压和密度等)的垂直廓线。TIMED/SABER 从 2002 年 1 月 22 日开始获取观测数据,至今仍在轨运行,在时间上具有非常好的连续性。该数据在纬度覆盖从一个半球的 53° 到另一个半球的 82°,大约每 60 d 变换一次;在经圈方向全部覆盖,分布较均匀;地方时覆盖每天集中在 2 个时间点上,每天迁移约 12 min,约 60 d 可覆盖 24 h。每个正常工作日约有 15 个轨道数据,每个轨道大约 96 个事件,SABER 每天可获取一千多根廓线数据,垂直分辨率约为 0.4 km。本文中选用 SABER 版本 V1.07 数据,该版本温度数据在 100 km 以下已经作过许多比较和验证^[11-12],并广泛应用于科学研究中^[13-18],数据可信。在中纬地区 30、60、80、90、

100 km, SABER 温度测量误差分别约为 0.8、1.6、2.3、5.4、8.4 K^[11]。万田等^[19]利用 SABER 大气密度数据分析评估了 100 km 附近大气密度模型的误差带和置信度。

本文主要采用全球网格化和数学统计计算的方法,即对大气密度数据作质量控制和野值剔除之后,在垂直方向、纬度方向、经度方向、时间上采用网格划分,在网格内作数学统计平均值和标准差,具体方法可参考文献[20]对大气温度的处理方法。

1) 在垂直方向,对于每个探测剖面,在 20 ~ 100 km 高度范围,密度参量采用对数线性插值,纬度、经度和地方时采用最近点插值的方法,插值间隔为 1 km。

2) 在纬度方向,以 38°N 为中心,查找半径为 2°。

3) 在经度方向,在经度范围为 0° ~ 360°,格距为 5°划分网格,查找半径为 2.5°。

4) 在时间上,不计年份,以月为单位作统计,统计网格内平均值和标准差。

由此,便可得到基于大量卫星观测数值的临近空间大气密度随经度、高度和月份变化的月平均和标准差统计值,平均值表征大气密度的静态缓变气候值,标准差表征动态瞬变大气扰动量(不含大气定常行星波)^[20]。

2 大气密度变化特性

基于 TIMED/SABER 2002 年 1 月至 2013 年 1 月共 11 年大气密度数据,统计计算得到了 38°N 临近空间大气密度气候平均值和标准差在经度 0° ~ 360°(分辨率为 5°)、高度 20 ~ 100 km(分辨率为 1 km)、1 ~ 12 月份(分辨率为 1 月)的定量值。基于该气候平均值和标准差数据集,本文将分析 38°N 临近空间大气密度的静态缓变气候平均态和动态瞬变大气扰动态的变化特性。

表 1 和表 2 分别给出了 38°N、90°E 在 1 月份和 8 月份随高度变化的大气平均密度、密度标准差以及平均密度相对美国 US76 的偏差百分比、密度标准差相对 US76 的百分比。

从结果可以看到,1 月份 38°N、90°E 的大气平均密度与 US76 相比偏小,偏差百分比幅度在 80 km 高度上达最大,可达 -28.02%,之后随高度逐渐减小;密度标准差相对 US76 的百分比随高度的增加总体呈现增大趋势,在 100 km 高度上可达 13.43%。在 8 月份,大气平均密度与 US76

表 1 38°N、90°E 大气密度在 1 月份的统计特征

Table 1 Statistical characteristics of atmospheric density at 38°N, 90°E in January				
高度/km	平均密度/(kg·m ⁻³)	密度标准差/(kg·m ⁻³)	平均密度相对 US76 偏差/%	密度标准差相对 US76 百分比
20	0.085 25	0.001 968	-4.118	2.214
25	0.038 1	0.000 926 5	-4.934	2.312
30	0.017 31	0.000 539 3	-5.967	2.93
35	0.008 003	0.000 293 1	-5.448	3.463
40	0.003 826	0.000 168 8	-4.247	4.224
45	0.001 921	8.461×10 ⁻⁵	-2.294	4.304
50	0.001 008	4.928×10 ⁻⁵	-1.874	4.799
55	0.000 543 3	3.343×10 ⁻⁵	-4.343	5.886
60	0.000 284 5	2.015×10 ⁻⁵	-8.115	6.508
65	0.000 141 4	1.059×10 ⁻⁵	-13.37	6.487
70	6.53×10 ⁻⁵	4.467×10 ⁻⁶	-21.16	5.393
75	2.935×10 ⁻⁵	2.663×10 ⁻⁶	-26.49	6.672
80	1.329×10 ⁻⁵	1.395×10 ⁻⁶	-28.02	7.557
85	5.984×10 ⁻⁶	6.546×10 ⁻⁷	-27.19	7.965
90	2.707×10 ⁻⁶	2.839×10 ⁻⁷	-20.63	8.325
95	1.249×10 ⁻⁶	1.361×10 ⁻⁷	-10.23	9.788
100	5.39×10 ⁻⁷	7.51×10 ⁻⁸	-3.652	13.43

表 2 38°N、90°E 大气密度在 8 月份的统计特征

Table 2 Statistical characteristics of atmospheric density at 38°N, 90°E in August				
高度/km	平均密度/(kg·m ⁻³)	密度标准差/(kg·m ⁻³)	平均密度相对 US76 偏差/%	密度标准差相对 US76 百分比
20	0.095 14	0.001 27	7.006	1.428
25	0.041 36	0.000 390 3	3.187	0.973 9
30	0.019 09	0.000 183 5	3.682	0.996 9
35	0.008 991	8.957×10 ⁻⁵	6.23	1.058
40	0.004 309	5.803×10 ⁻⁵	7.835	1.452
45	0.002 152	3.312×10 ⁻⁵	9.461	1.685
50	0.001 126	1.897×10 ⁻⁵	9.659	1.847
55	0.000 605 6	1.151×10 ⁻⁵	6.626	2.026
60	0.000 323 4	9.916×10 ⁻⁶	4.442	3.203
65	0.000 164 5	6.453×10 ⁻⁶	0.768 8	3.954
70	8.006×10 ⁻⁵	3.916×10 ⁻⁶	-3.329	4.728
75	3.724×10 ⁻⁵	1.984×10 ⁻⁶	-6.714	4.971
80	1.626×10 ⁻⁵	1.061×10 ⁻⁶	-11.93	5.746
85	6.64×10 ⁻⁶	6.488×10 ⁻⁷	-19.22	7.894
90	2.71×10 ⁻⁶	3.082×10 ⁻⁷	-20.52	9.038
95	1.156×10 ⁻⁶	1.457×10 ⁻⁷	-16.92	10.48
100	4.922×10 ⁻⁷	7.302×10 ⁻⁸	-12.01	13.05

相比,在 20~65 km 高度范围偏大,最大偏差幅度出现在 50 km,可达 9.659%,在 66~100 km 高度范围偏小,最大偏差幅度出现在 90 km,可达 -20.52%;密度标准差相对 US76 的百分比随高度也呈现增加趋势。与 1 月份的百分比相比,8 月份的标准差百分比值在 85 km 以下较小,尤其是在 55 km 高度上,8 月份为 2.026%,1 月份却高达 5.886%,在 85~100 km 高度范围,8 月份标准差百分比与 1 月份数值相当,在 100 km 高度上可达 13.05%。这些特征与引起临近空间大气扰动的波源特性一致,包括大气重力波、定常行星波、传播性行星波以及大气潮汐、湍流等过程,反映的是大气扰动的总体效果^[20]。

由大气密度的统计值可知,大气密度平均值和标准差除了随高度和季节变化外,沿水平方向(即经度)也是变化的,其变化特征在不同高度与

季节各异。图 1 给出了大气密度平均值和标准差在 20、50、90 km 高度上不同季节(1 月代表冬季、4 月代表春秋季节、8 月代表夏季)随经度的变化廓线。

从图 1 可以看到,在 20 km 高度上,大气平均密度在 8 月份最大,1 月份最小,4 月份居中,随经度都有变化,幅度相当;大气密度标准差在 8 月份最小,1 月份总体较大,4 月份居中,其中,4 月份随经度最为显著。在 50 km 高度上,大气平均密度和标准差在各个月份数值差别较大,变化范围没有交叠,大气平均密度在 8 月份最大,1 月份最小,4 月份居中,随经度变化较缓慢,尤其是在 8 月份,随经度基本不变;大气密度标准差在 8 月份最小,1 月份最大,4 月份居中,1 月份随经度显著。在 90 km 高度上,大气平均密度和标准差在各个月份随经度的变化变得复杂,总体而言,大气

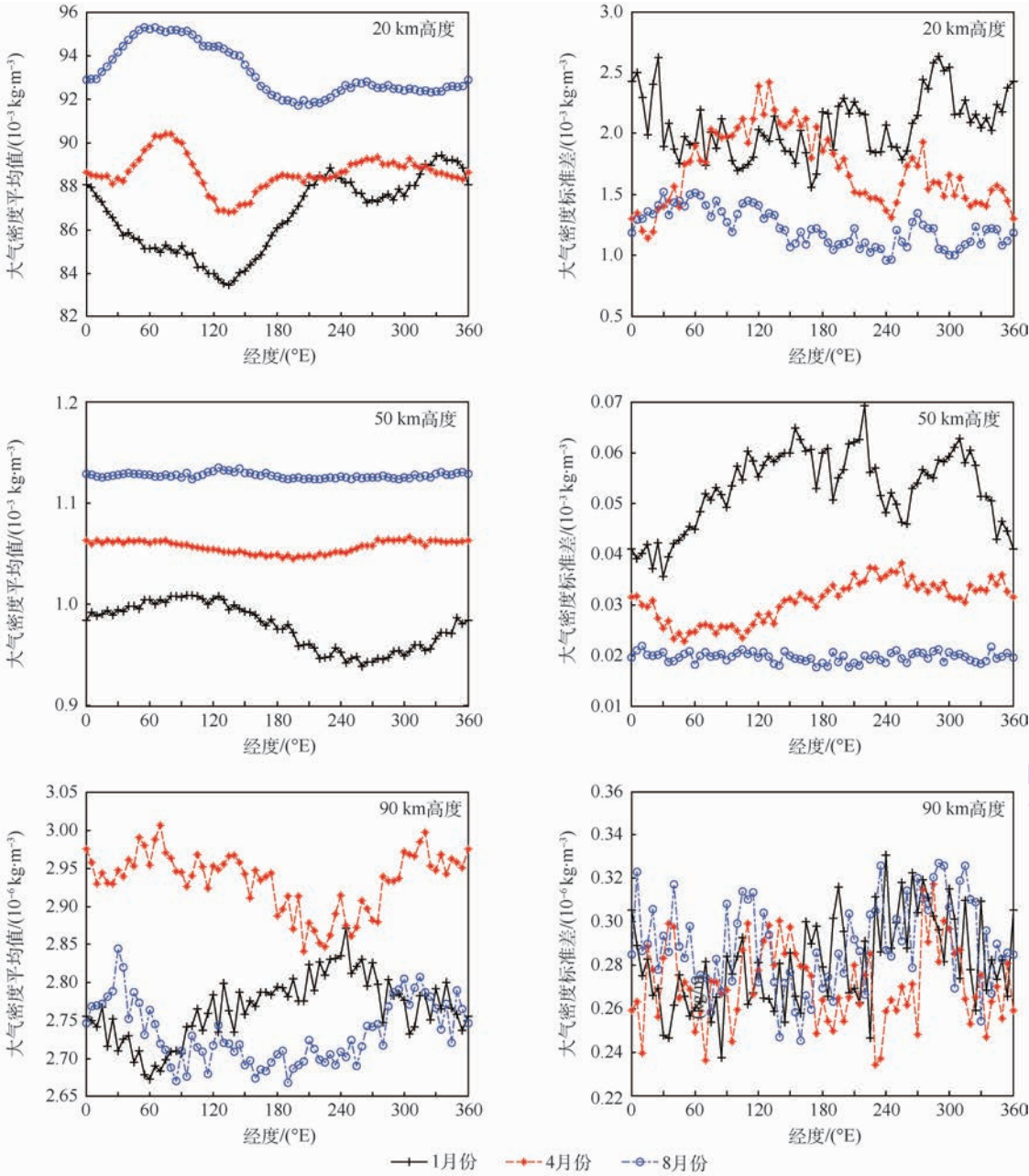


图1 38°N 大气密度平均值和标准差随经度的变化

Fig.1 Longitudinal variations of averages and standard deviations of atmospheric density at 38°N

平均密度在4月份最大,8月份最小,1月份居中,随经度变化都显著,幅度相当;大气密度标准差在各个月份数值相当,随经度变化非常复杂,呈现局地扰动特征。

3 建模技术和仿真试验

3.1 建模技术

根据本文中对大气密度变化规律的统计和分析,其物理状态与随纬度、经度、高度、季节变化的气候平均态有关,同时也与某些具有周期变化特性或者随机特性的大气扰动因素有关。因此,临近空间大气密度可表征为静态缓变气候平均分量

和动态瞬变大气扰动分量之和,即

$$\rho_{\text{sum}} = \bar{\rho} + \rho' \tag{1}$$

式中: ρ_{sum} 为总的大气密度值; $\bar{\rho}$ 为大气密度的气候平均分量; ρ' 为大气密度的扰动分量。气候平均分量可由基于大量实测数据的网格统计,加上一定的插值方法得到;扰动分量可通过建立扰动模型得到。

从数据的分布规律中可以看到,当统计样本数足够多时,相对于统计月平均值的随机偏差量基本满足具有统计标准差的高斯分布。在实际情况中,沿航迹或者廓线,连续轨迹点之间是存在相关性的。本文采用自回归模型描述实际大气的随

机扰动量,即从前一个相关联位置的扰动值计算新位置的小尺度扰动量。

假定 2 个连续轨迹点,记为位置 1 和位置 2,两者的水平距离为 Δx ,垂直距离为 Δz ,假设位置 1 的随机扰动量是已知的,则位置 2 的扰动量可用式(2)计算得到:

$$\frac{\rho_2'}{\rho_2} = A \frac{\rho_1'}{\rho_1} + B q_1 \tag{2}$$

式中: q_1 为平均值为 0、标准差为 1 的高斯分布随机数; A 和 B 为系数,由位置 1 和位置 2 的相关性决定。假设 σ_{ρ_1} 和 σ_{ρ_2} 分别表示 ρ_2'/ρ_2 与 ρ_1'/ρ_1 的标准差, r 表示它们之间的相关性,则

$$A = r \sigma_{\rho_2} / \sigma_{\rho_1} \tag{3}$$

$$B = \sigma_{\rho_2} (1 - r^2)^{1/2} \tag{4}$$

标准差 σ_{ρ_1} 和 σ_{ρ_2} 可由本文中大量数据统计得到,连续轨迹点间的自相关系数 r 可采用指数函数式(5)表示:

$$r(\Delta x, \Delta z) = \exp \left\{ - \left[\left(\frac{\Delta x}{L_h} \right)^2 + \left(\frac{\Delta z}{L_z} \right)^2 \right]^{1/2} \right\} \tag{5}$$

式中: L_h 和 L_z 分别为水平方向和垂直方向的尺度因子,由随机扰动产生源的尺度特征决定。这里采用随高度增加的线性关系,20 ~ 100 km 高度范围内垂直尺度因子 L_z 的变化范围为 6 ~ 10 km,水平尺度因子 L_h 的变化范围为 900 ~ 1 500 km^[21]。当式(5)中指数部分接近于 0 时,函数值会很大,因此须作修正。当 $\left[\left(\frac{\Delta x}{L_h} \right)^2 + \left(\frac{\Delta z}{L_z} \right)^2 \right]^{1/2} \leq 0.05$ 时,

$$r(\Delta x, \Delta z) = 1 - a \left[\left(\frac{\Delta x}{L_h} \right)^2 + \left(\frac{\Delta z}{L_z} \right)^2 \right]^{1/2} \tag{6}$$

式中: a 为修正系数,可根据经验设定,本文选取 $a = 19.5$ 。

当开始一次大气仿真时,初始位置大气密度的随机扰动值可从具有标准差 σ_ρ 的高斯分布中随机给定,也可以由观测数据计算得到符合实际大气观测的初值扰动量,再由式(2)即可得到下一个位置的扰动量,联合式(1)可计算得到实际大气的一次仿真密度。

3.2 仿真试验

根据式(1)~式(6),联合利用第 2 节的统计分析结果,开展 38°N 大气密度的仿真试验,包括单站廓线的仿真以及假定航迹的仿真。

图 2 给出了 38°N、90°E 大气密度分别在 1 月份和 8 月份的 100 个仿真实例,图中画出的是大气密度相对于月平均值的扰动量,粗黑色实线表示 3 倍标准偏差。可以看到,仿真值绝大部分都落在 3 倍标准差的包络线内。

图 3 给出了大气密度在 38°N、90°E 的单次仿真结果,大气密度偏差指的是大气密度相对于 US76 的偏差。仿真结果与中国科学院国家空间科学中心在 2014 年野外科考实验中的瑞利激光雷达(LIDAR)在该地的大气密度实际观测结果进行对比,闫召爱等^[22]介绍了该激光雷达的详细参数。图3还给出了激光雷达在2014年8月7日

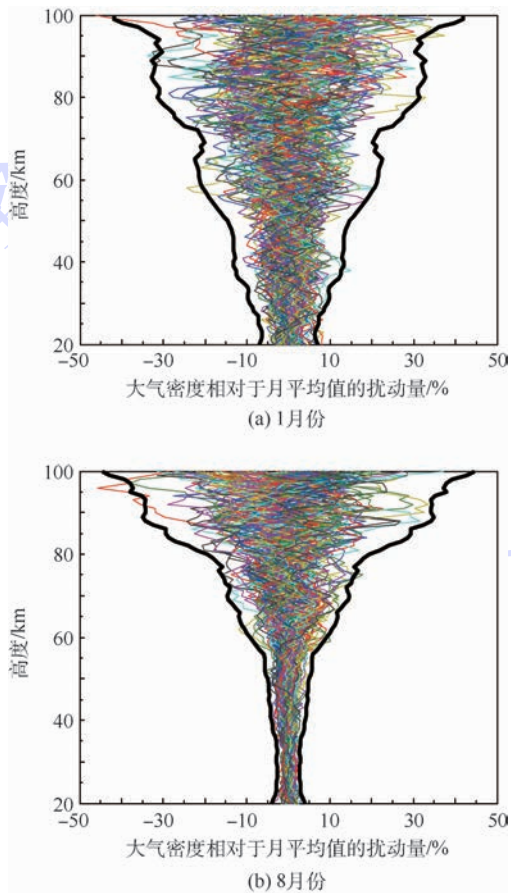


图 2 38°N、90°E 大气密度的 100 个仿真实例
Fig. 2 100 simulated examples of atmospheric density at 38°N, 90°E

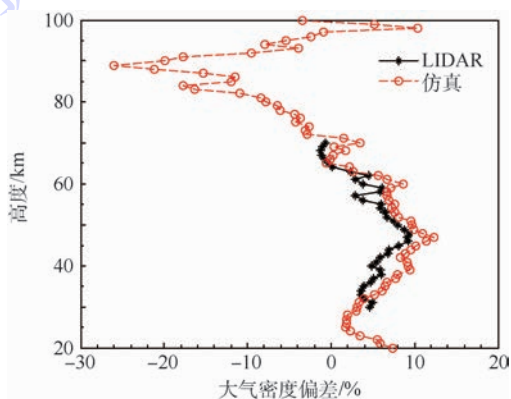


图 3 38°N、90°E 仿真大气密度与激光雷达实测大气密度的比较

Fig. 3 Comparison of simulated atmospheric density with LIDAR-observed atmospheric density at 38°N, 90°E

05:40(北京时间)观测的大气密度相对于 US76 的偏差随高度的分布廓线。对比结果表明,模型仿真结果与实测大气的变化特性一致。在实际应用中,若借助蒙特卡罗方法通过足够多次的仿真试验可模拟实际大气的变化特性。

任意假定航迹如图 4(a)所示,在开始和降落区域作类似抛物线运动,形式为 $y = ax^2 + b$,在中

间段作水平运动,采用式(2)扰动模型,仿真大气密度的扰动量,加上航迹上大气密度的平均值,由式(1)可计算得到航迹上的大气密度。图 4(b)给出了 8 月份某次仿真的结果,图中显示大气密度与 US76 偏差,具体数值可在表 3 中查询。仿真试验结果表明,该仿真模型可以结合实际需要使用,建模方法可行,可推广到别的纬度。

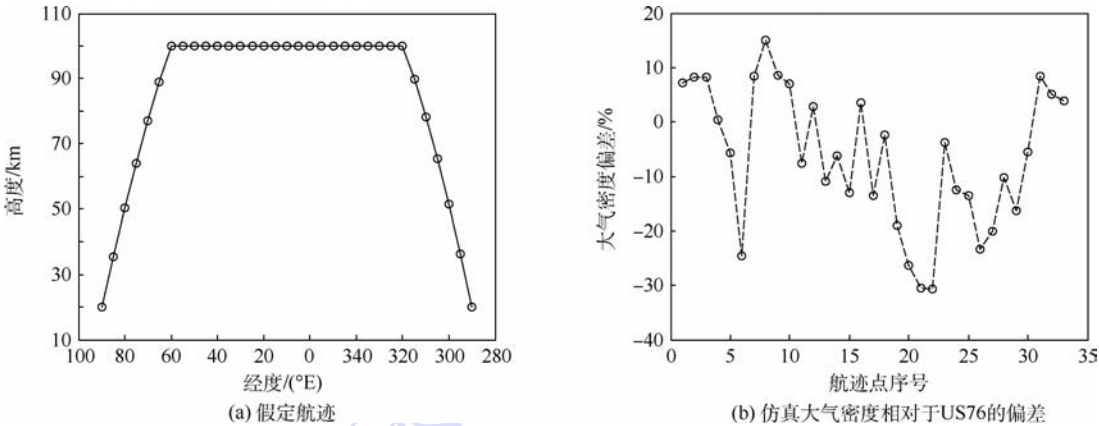


图 4 沿假定航迹的仿真个例

Fig.4 A simulation example along supposed flight trace

表 3 38°N 假定航迹 8 月份某次大气密度的仿真数据

Table 3 Simulation data of atmospheric density along supposed flight trace at 38°N in August

序号	经度/ (°E)	高度/km	平均密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	密度标准差/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	仿真密度扰动量/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	仿真密度总和/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	US76 标准密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	大气密度 偏差/%
1	90	20	0.095 14	0.00127	0.000 194 6	0.095 33	0.088 91	7.225
2	85	35.56	0.008 304	8.674×10^{-5}	0.000 125	0.008 429	0.007 794	8.151
3	80	50.22	0.001 096	1.941×10^{-5}	-1.411×10^{-5}	0.001 082	0.001	8.207
4	75	64	0.000 188 4	6.354×10^{-6}	-1.692×10^{-6}	0.000 186 7	0.000 18 6	0.373
5	70	76.89	2.717×10^{-5}	1.615×10^{-6}	1.123×10^{-6}	2.829×10^{-5}	2.999×10^{-5}	-5.661
6	65	88.89	3.344×10^{-6}	3.336×10^{-7}	-2.023×10^{-7}	3.141×10^{-6}	4.162×10^{-6}	-24.53
7	60	100	4.997×10^{-7}	7.820×10^{-8}	1.066×10^{-7}	6.064×10^{-7}	5.594×10^{-7}	8.397
8	55	100	5.058×10^{-7}	7.763×10^{-8}	1.373×10^{-7}	6.432×10^{-7}	5.594×10^{-7}	14.97
9	50	100	5.028×10^{-7}	7.943×10^{-8}	1.045×10^{-7}	6.073×10^{-7}	5.594×10^{-7}	8.557
10	45	100	4.943×10^{-7}	7.739×10^{-8}	1.044×10^{-7}	5.987×10^{-7}	5.594×10^{-7}	7.032
11	40	100	5.019×10^{-7}	8.076×10^{-8}	1.450×10^{-8}	5.164×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-7.684
12	35	100	5.012×10^{-7}	7.309×10^{-8}	7.436×10^{-8}	5.756×10^{-7}	5.594×10^{-7}	2.898
13	30	100	4.936×10^{-7}	8.246×10^{-8}	4.283×10^{-9}	4.979×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-11
14	25	100	4.927×10^{-7}	6.966×10^{-8}	3.191×10^{-8}	5.246×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-6.215
15	20	100	4.864×10^{-7}	7.377×10^{-8}	4.104×10^{-10}	4.868×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-12.98
16	15	100	4.889×10^{-7}	7.340×10^{-8}	9.052×10^{-8}	5.794×10^{-7}	5.594×10^{-7}	3.583
17	10	100	4.864×10^{-7}	6.865×10^{-8}	-3.041×10^{-9}	4.834×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-13.59
18	5	100	4.910×10^{-7}	7.274×10^{-8}	5.459×10^{-8}	5.456×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-2.464
19	0	100	4.884×10^{-7}	7.715×10^{-8}	-3.546×10^{-8}	4.529×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-19.03
20	355	100	4.874×10^{-7}	7.358×10^{-8}	-7.477×10^{-8}	4.126×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-26.24
21	350	100	4.839×10^{-7}	8.645×10^{-8}	-9.498×10^{-8}	3.889×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-30.48
22	345	100	4.853×10^{-7}	8.262×10^{-8}	-9.750×10^{-8}	3.878×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-30.68
23	340	100	4.899×10^{-7}	8.115×10^{-8}	4.824×10^{-8}	5.381×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-3.8
24	335	100	4.880×10^{-7}	8.184×10^{-8}	1.240×10^{-9}	4.892×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-12.54
25	330	100	5.026×10^{-7}	8.033×10^{-8}	-1.913×10^{-8}	4.835×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-13.57
26	325	100	4.969×10^{-7}	7.662×10^{-8}	-6.842×10^{-8}	4.285×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-23.4
27	320	100	4.883×10^{-7}	7.899×10^{-8}	-4.075×10^{-8}	4.475×10^{-7}	5.594×10^{-7}	-20
28	315	89.7	2.973×10^{-6}	3.369×10^{-7}	2.661×10^{-7}	3.239×10^{-6}	3.611×10^{-6}	-10.31
29	310	78.18	2.239×10^{-5}	1.412×10^{-6}	-1.841×10^{-6}	2.055×10^{-5}	2.458×10^{-5}	-16.41
30	305	65.45	0.000 155 1	6.633×10^{-6}	-9.634×10^{-6}	0.000 145 4	0.000 154	-5.547
31	300	51.52	0.000 929 1	1.755×10^{-5}	-3.237×10^{-6}	0.000 925 8	0.000 854 7	8.327
32	295	36.36	0.007 313	7.660×10^{-5}	-7.940×10^{-5}	0.007 233	0.006 886	5.037
33	290	20	0.092 51	0.001 049	-0.000 174 2	0.092 33	0.088 91	3.851

4 结 论

本文基于 TIMED/SABER 2002 年 1 月至 2013 年 1 月共 11 年的密度数据,分析了 38°N 大气密度的变化规律,探索了临近空间大气建模的方法。

1) 通过网格化和数学统计得到了 38°N 大气密度的平均值和标准差在经度 0°~360°(分辨率为 5°)、高度 20~100 km(分辨率为 1 km)、1~12 月份(分辨率为 1 月)的定量数值,用于表征大气密度的静态缓变气候平均态以及动态瞬变大气扰动态。

2) 通过分析 38°N 大气密度的变化规律,结果表明,大气平均密度随高度、季节变化显著,在水平方向(即经度方向)反映了定常行星波的变化特性;大气密度扰动随高度的增加而迅速增大,在 80 km 以上变化特征非常复杂,在各个季节扰动量都比较大,反映了临近空间复杂多种来源波动和过程的综合作用。

3) 提出了临近空间大气密度可表征为气候平均量和大气扰动量之和的建模方法。基于统计气候平均量和大气扰动量的统计结果,建立了自回归扰动模型,并开展了仿真及与观测数据的比较试验。结果表明,该建模方法可用于初步仿真实际大气,对于别的纬度带可作一定的推广。

本文中 TIMED/SABER 数据来源虽然长达 11 年,但是由于探测技术本身的制约,网格统计量所能表征的物理含义仍受到一定的限制,即使该数据源时间范围再长,也无法突破这一问题,主要表现在 2 个方面:①由于 SABER 探测器采用与 TIMED 卫星运动方向以夹角 90°作临边扫描,沿视线方向积分的方式,可探测的最小水平波长受到技术限制,只可探测到水平尺度大于 100~200 km 的波动^[23]。因此,网格内大气密度标准差参量不包含小尺度重力波以及湍流等其他小尺度过程的贡献,而主要是由大气重力波、传播性行星波以及大气潮汐引起的波扰动引起的偏离平均量。大气定常行星波的影响包含于网格内密度平均量^[16],网格内统计标准差对大气扰动总量略有低估,主要是未包含水平尺度小于 100~200 km 的大气扰动。②受设计的约束,SABER 探测数据在地方时分布上的正午附近 2~3 h 内无探测,这对网格统计参量的表征范围会有一定的影响。地方时分布不均主要影响大气潮汐波的特征,也会影响别的扰动量的提取。文献[15]采用模拟仿真的方法估计了 SABER 采用在地方时和经度上

的不均匀性对提取定常行星波成分的影响,结果表明,波动的提取效率大于 96%。因此,初步估计本文中 SABER 在地方时分布的不均匀性对网格内大气密度平均量和标准差的统计影响程度不大,定量的估计需要后续更多的仿真工作。

此外,本文中建立了一阶的自回归模型表征临近空间的大气扰动量,该模型简单,主要用于模拟大气随机扰动量。然而,临近空间大气扰动除了随机扰动之外,有些扰动源,例如来自于大气重力波、定常行星波、传播性行星波以及大气潮汐波等的扰动是有物理过程和周期、规律的,后续可根据这些物理扰动源的统计特征改进大气密度扰动模型。对于其他大气参量(大气温度、压强、风场),需发展互相关模型,约束各参量间的物理关系,解决其中的关键技术问题,发展全套的临近空间大气环境仿真模型,在实际应用中借助蒙特卡罗方法,就可在地面仿真实际复杂变化的临近空间大气。该建模的方法和结果可在实际应用中加以对比验证,再反馈修正模型,最终建立更符合实际观测的更适合应用部门需求的临近空间大气模型。

致谢 感谢 TIMED/SABER 工作组提供的探测数据(http://saber.gats-inc.com/data_services.php)。

参考文献 (References)

- [1] TSIENTS H S. Superaerodynamics, mechanics of rarefied gases [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1946, 13 (12): 653-664.
- [2] 姚伟,李勇,王文集,等. 平流层飞艇热力学模型和上升过程仿真分析[J]. 宇航学报, 2007, 28 (3): 603-607.
YAO W, LI Y, WANG W J, et al. Thermodynamic model and numerical simulation of a stratospheric airship take-off process [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28 (3): 603-607 (in Chinese).
- [3] 刘强,武哲,祝明,等. 平流层气球热动力学仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (12): 1578-1583.
LIU Q, WU Z, ZHU M, et al. Thermal-dynamic simulation of stratospheric balloon [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (12): 1578-1583 (in Chinese).
- [4] 张智超,高振勋,蒋崇文,等. 高超声速气动热数值计算壁面网格准则[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (4): 594-600.
ZHANG Z C, GAO Z X, JIANG C W, et al. Grid generation criteria in hypersonic aeroheating computations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (4): 594-600 (in Chinese).

- [5] 黄飞,张亮,程晓丽,等.连续流失效对近空间飞行器气动特性的影响[J].空气动力学学报,2013,31(5):623-628.
HUANG F, ZHANG L, CHENG X L, et al. Effects of continuum breakdown on aerodynamics of near space vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5):623-628 (in Chinese).
- [6] 邓帆,焦子涵,付秋军,等.面向总体性能的高速飞行器布局优化研究[J].北京航空航天大学学报,2016,42(12):2587-2595.
DENG F, JIAO Z H, FU Q J, et al. Research of hypersonic vehicle shape optimal design based on overall performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12):2587-2595 (in Chinese).
- [7] 凌超,陈泽宇.中国上空过渡流区大气月平均状态的模拟结果[J].航天器环境工程,2015,32(3):236-242.
LING C, CHEN Z Y. Monthly averaged atmospheric conditions in the transition flow region of China based on the NRLMSISE-00 model[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(3):236-242 (in Chinese).
- [8] 季蓉芬.地球扰动大气模型[J].航天返回与遥感,1995,16(1):66-81.
JI R F. The disturbed atmospheric model of the earth[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 1995, 16(1):66-81 (in Chinese).
- [9] 陈昭.北半球标准大气(-2~80公里):GJB 365.1—87[S].北京:国防科学技术工业委员会,1987.
CHEN Z. Standard atmosphere in northern hemisphere (-2-80 km):GJB 365.1—87[S]. Beijing: Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 1987 (in Chinese).
- [10] 陈昭.航空与航天用参考大气(0~80公里):GJB 366.1—87[S].北京:国防科学技术工业委员会,1987.
CHEN Z. Reference atmosphere for aerospace use (0-80 km):GJB 366.1—87[S]. Beijing: Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 1987 (in Chinese).
- [11] REMSBERG E E, MARSHALL B T, GARCIA-COMAS M, et al. Assessment of the quality of the version 1.07 temperature-versus-pressure profiles of the middle atmosphere from TIMED/SABER[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2008, 113(D17):D17101.
- [12] GARCIA-COMAS M, LOPEZ-PUERTAS M, MARSHALL B T, et al. Errors in sounding of the atmosphere using broadband emission radiometry (SABER) kinetic temperature caused by non-local-thermodynamic-equilibrium model parameters[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2008, 113(D24):D24106.
- [13] CHEN Z Y, LU D R. Global structures of the DE3 tide[J]. Chinese Science Bulletin, 2009, 54(6):1073-1079.
- [14] XU J, SMITH A K, LIU H L, et al. Seasonal and quasi-biennial variations in the migrating diurnal tide observed by thermosphere, ionosphere, mesosphere, energetics and dynamics (TIMED)[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2009, 114(D13):D13107.
- [15] XIAO C Y, HU X, TIAN J H. Global temperature stationary planetary waves extending from 20 to 120 km observed by TIMED/SABER[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2009, 114(D17):D17101.
- [16] 张云,熊建刚,万卫星.中层大气重力波的全球分布特征[J].地球物理学报,2011,54(4):427-435.
ZHANG Y, XIONG J G, WAN W X. Analysis on the global morphology of middle atmospheric gravity waves[J]. Chinese Journal Geophysics, 2011, 54(4):427-435 (in Chinese).
- [17] HUANG Y Y, ZHANG S D, YI F, et al. Global climatological variability of quasi-two-day waves revealed by TIMED/SABER observations[J]. Annales Geophysicae, 2013, 31(6):1061-1075.
- [18] PANCHEVA D, MUKHTAROV P, SMITH A K. Climatology of the migrating terdiurnal tide (TW3) in SABER/TIMED temperatures[J]. Journal of Geophysical Research, 2013, 118(4):1755-1767.
- [19] 万田,刘洪伟,樊菁.100 km 附近大气密度模型的误差带和置信度[J].中国科学:物理学 力学 天文学,2015,45(12):124706.
WAN T, LIU H W, FAN J. Error band and confidence coefficient of atmospheric density models around altitude 100 km[J]. Scientia Sinica-Physica, Mechanica & Astronomica, 2015, 45(12):124706 (in Chinese).
- [20] 肖存英,胡雄,王博,等.临近空间大气扰动变化特性的定量研究[J].地球物理学报,2016,59(4):1211-1221.
XIAO C Y, HU X, WANG B, et al. Quantitative studies on the variations of near space atmospheric fluctuation[J]. Chinese Journal Geophysics, 2016, 59(4):1211-1221 (in Chinese).
- [21] JUSTUS C G, WOODRUM A W, ROPER R G, et al. Four-D global reference atmosphere technical description. Part 1: NASA-TM-X-64871[R]. Huntsville: George C. Marshall Space Flight Center, 1974:54-60.
- [22] YAN Z A, HU X, GUO W J, et al. Development of a mobile Doppler lidar system for wind and temperature measurements at 30-70 km[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2017, 188:52-59.
- [23] PREUSSE P, ECKERMANN S D, ERN M. Transparency of the atmosphere to short horizontal wavelength gravity waves[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2008, 113(D24):D24104.

作者简介:

肖存英 女,博士,研究员,硕士生导师。主要研究方向:临近空间大气环境。

胡雄 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:临近空间大气环境。

Characteristics of atmospheric density at 38°N in near space and its modeling technique

XIAO Cunying^{1,*}, HU Xiong¹, YANG Junfeng¹, YAN Zhaoai^{1,2}, LIU Tao^{1,2}, CHENG Xuan^{1,2}

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The environment of near space atmosphere is very complex. Its spatial and temporal changes are hard to be characterized and modeled. With 11 years of TIMED/SABER atmospheric density data, the climate means and standard deviations at 38°N in 20 – 100 km were obtained by the method of global gridding and mathematical statistics. Quantitative results were used to represent and analyze the characteristics of static slow climate changes and dynamic transient atmospheric disturbances. The results show that the atmospheric density at 38°N varies remarkably with altitude, seasons and longitude. A modeling method was set up, where the atmospheric density in near space can be represented as the sum of the climate means and atmospheric disturbances. A self-regression model was established for the atmospheric random disturbances. Model simulations were taken and compared with the lidar-observed density data, showing that the modeling method is feasible.

Keywords: near space; atmospheric density; aircraft; simulation; modeling

Received: 2016-09-13; **Accepted:** 2016-12-09; **Published online:** 2016-12-20 12:00

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161220.1200.001.html

Foundation item: National Key R&D Program of China (2016YFB0501503)

* **Corresponding author.** E-mail: xiaocy@nssc.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0744

低能 Ar^+ 、 Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射模型

张建华*, 夏勇, 丁利, 商圣飞

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)



摘 要: 为了得到在低能条件下更为精确的 Ar^+ 和 Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射模型, 对已有化合物溅射模型进行调研分析, 总结了 3 种溅射模型, 分别为 Pencil 模型、Bach 模型和 Seah 模型, 并对其不足之处加以分析。在 Seah 模型基础上, 对溅射阈值采用新的计算方法, 并利用等效原子法改进溅射参数和表面键能的计算方法, 形成改进后的新模型。结合已有的关于 Ar^+ 和 Xe^+ 法向轰击 SiO_2 的实验数据, 对 4 种模型的计算结果进行对比分析。对于 Ar^+ 和 Xe^+ 法向轰击 SiO_2 , 改进后的溅射模型的均方根误差最小, 拟合优度最高, 均优于其他 3 种模型。说明在低能状态下, 采用改进后的模型可以更为精确地计算 Ar^+ 和 Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射率。

关 键 词: 氩离子; 氙离子; 二氧化硅; 溅射; 改进

中图分类号: V439⁺.1; V45; TB321

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)09-1766-07

载能离子轰击固体表面时, 其表面以及近表面的中性原子被打出去, 使得表面腐蚀, 这种现象称为溅射。在电推进系统中, 推力器喷出的高能粒子轰击到航天器表面, 就会产生溅射。溅射会导致材料的热学、光学、电学等性质发生变化, 而且溅射出的物质也会污染其他航天器敏感表面。所以, 研究电推力器羽流撞击航天器敏感表面所造成的溅射污染是很有必要的。

目前, 研究者们对于单质的溅射研究比较透彻, 做了很多实验和理论研究。Sigmund^[1]对大量的实验数据作了总结, 并在 Linhard 和 Thompson 等的研究基础上, 根据迁移理论给出了用分析法处理溅射现象的理论描述。同时, 通过解线性化的 Boltzmann 传输方程分析得到了计算单质的溅射率公式, 适用于不同入射离子在不同能量下轰击各种单质靶材的溅射率计算。目前, 基于解 Boltzmann 传输方程的 Sigmund 溅射理论已经是

实验研究的参考标准, 被广泛地使用。

但是, Sigmund 溅射理论无法直接应用于航天器的羽流溅射污染。第一, Sigmund 溅射理论只能用于单元素靶材的溅射率计算, 对于化合物的溅射并未涉及; 第二, 理论中的模型仅仅适用于 keV 以上的入射离子能量范围, 对于低能离子的溅射计算值与实验偏差较大。而航天器上有很多十分重要的化合物材料, 比如 SiO_2 , 作为太阳能帆板和相机视窗的材料之一, 对于航天任务至关重要。而且, 目前在轨的电推力器羽流中仍有大量低能离子溅射现象的存在。

相对单质溅射来说, 对于化合物的溅射研究发展较晚, 其理论研究也较少^[2]。目前关于化合物溅射的理论模型大多都是研究者根据 Sigmund 溅射理论推导出的一些半经验性质的理论模型。Boyd 和 Falk^[3]分析总结了 2 种关于低能离子轰击 SiO_2 的理论模型, Seah 和 Nunney^[4]也提出了

收稿日期: 2016-09-18; 录用日期: 2016-10-28; 网络出版时间: 2016-11-09 10:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1046.001.html

* 通讯作者: E-mail: zjh@buaa.edu.cn

引用格式: 张建华, 夏勇, 丁利, 等. 低能 Ar^+ 、 Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1766-1772.

ZHANG J H, XIA Y, DING L, et al. Sputtering model of SiO_2 for low energy Ar^+ and Xe^+ bombardment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1766-1772 (in Chinese).

二元化合物的溅射模型。本文主要根据这些溅射模型对低能离子轰击 SiO₂ 的溅射率进行研究,并利用等效原子法对 Seah 模型进行了改进。根据已有的 Ar⁺ 和 Xe⁺ 轰击 SiO₂ 的实验数据,对所有模型进行对比分析,得出不同模型的拟合精度,从而为 Ar⁺ 和 Xe⁺ 轰击 SiO₂ 的溅射率计算提供更为精确的理论依据。

1 溅射模型

1.1 溅射率

目前的溅射机理研究认为固体靶材表面的溅射其实是入射离子和靶材表面的原子发生一系列的级联碰撞导致的。一个入射离子通过弹性碰撞将能量转移给靶材表面的原子核,倘若转移的这部分能量高于原子的晶格束缚能,靶原子就会发生反冲,形成具有较高能量的初级反冲原子,初级反冲原子再与其他靶材原子发生级联碰撞将能量转移给其他靶材原子。如果转移给表面层靶原子的能量使表面层的靶原子具有指向靶材表面法向外的动量,并且靶原子的能量高于靶材的表面束缚能,那么表面层的靶原子就会被溅射出去。

可以发现,溅射过程与入射离子的能量,角度和离子种类等都有很大的关系。为了对溅射过程进行定量描述,研究者们定义了溅射率,即每个入射离子使靶材表面溅射出原子的平均数,其表达式为

$$Y = \frac{\text{溅射出的原子数}}{\text{入射离子数}}$$

式中:Y 为溅射率,单位为 atoms/ion。在实验和理论研究的过程中,研究者也都是围绕溅射率,对影响溅射的不同因素展开研究的。

1.2 Pencil 模型

Bohdansky 等^[5] 在研究单质元素的溅射率过程中,搜集了大量的实验数据,发现若将法向溅射率表达成入射离子能量的函数,绘制成图,并将横纵坐标都按照对数形式分布,则不同离子对不同单质元素的法向溅射率分布具有相似的形式。若将这些曲线归一化,那么在低能区域(大约 2 keV 以内),这些曲线基本重合。同时,Kelly 和 Lam^[6] 对于多种氧化物的溅射率进行了研究,并给出了部分元素以及对应氧化物的溅射率比值。

由于 Pencil 等^[7] 在研究 SiO₂ 的溅射率时并没有对应的 Xe 对 SiO₂ 的低能溅射率实验数据,于是,Pencil 结合了上述研究者的成果,先通过实验数据给出单原子硅的溅射率拟合公式,再乘以相应系数,得出了 Xe 对 SiO₂ 的离子法向轰击单

质的溅射率的半经验公式:

$$Y = aS_0E^{0.25}(1 - S_1/E)^{3.5} \quad (1)$$

式中:E 为入射离子能量,eV;a 为 SiO₂ 与单原子硅的溅射率比值;S₀ 和 S₁ 为通过单原子硅的溅射数据得到的拟合系数。

根据 Yamamura 和 Tawara^[8] 采集到的大量离子法向轰击单元素硅靶材的溅射数据,以及 Rosenberg 和 Wehner^[9] 通过实验得到的 Xe⁺ 的溅射率数据,Pencil 给出了式(1)中的拟合系数如下:a=0.57,S₀=0.183 97,S₁=92.125。其中,S₁ 的物理意义可以理解为溅射阈值,即当能量低于 S₁ 不发生溅射,从式(1)中也可以看出,当 E<S₁ 时,公式无实数解。对于不同材料的化合物,拟合参数需要根据对应的大量实验数据给出。

1.3 Bach 模型

Bach^[10] 提供了一种法向轰击 SiO₂ 的计算模型,在 Bach 模型中,Y 为

$$Y = \frac{K \sum_i c_i \alpha_i S_{ni}}{U_a/Z} \quad (2)$$

式中:K=4.2 nm⁻²;c_i 为原子分数;α_i 为与入射离子和靶材元素相关的系数;S_{ni} 为核阻止截面,计算公式由式(3)给出;U_a 为原子化能;Z 为分子的原子数目。

$$S_{ni} = \frac{84.62Z_pZ_iM_p s_n(\varepsilon)}{(M_p + M_i)(Z_p^{0.23} + Z_i^{0.23})} \quad (3)$$

其中:Z_p 为入射离子的原子序数;Z_i 为靶材元素 i 的原子序数;M_p 为入射离子的摩尔质量;M_i 为靶材元素 i 的摩尔质量;s_n(ε) 为核阻止截面的中间系数。文献[10]给出了 α_i 和 s_n(ε) 的计算公式。对于 SiO₂ 来说,U_a=18.8 eV,Z=3。

在 Bach 模型中,并未考虑溅射阈值的存在,所以,在低能离子轰击时,无法判断模型的有效范围,即没有给出当入射离子能量低于何值时,计算值应当舍去,而取溅射率为零。

1.4 Seah 模型

Seah 和 Nunnery^[4] 在已有的单质溅射率公式基础上进一步研究,结合化合物溅射实验数据,给出了化合物溅射的相关模型。

首先,根据 Sigmund 溅射理论得到离子法向轰击单质的溅射率 Y 的公式为

$$Y = \frac{CQ}{U_0} \cdot \frac{\alpha S_n(E)}{1 + A s_e(\varepsilon)} \left[1 - \left(\frac{E_{th}}{E} \right)^{1/2} \right]^{2.8} \quad (4)$$

式中:C=4.2 nm⁻²;U₀ 为原子的表面键能,等于原子的升华能^[11];A=0.35U₀;E_{th} 为溅射阈值;S_n(E) 为核阻止截面,eV·(0.1 nm)/atom,表达

式如式(5)所示; $s_e(\varepsilon)$ 为电子阻止截面,如式(6)所示。

$$S_n(E) = \frac{84.78Z_1Z_2}{(Z_1^{2/3} + Z_2^{2/3})^{1/2}} \cdot \frac{M_1}{M_1 + M_2}s_n(\varepsilon) \tag{5}$$

$$s_e(\varepsilon) = k\varepsilon^{1/2} \tag{6}$$

其中: Z_1 和 M_1 分别为入射离子的原子序数和摩尔质量; Z_2 和 M_2 分别为靶材元素的原子序数和摩尔质量; k 、 ε 和 $s_n(\varepsilon)$ 的具体表达形式可以查阅文献[4]。

Seah和Nunney^[4]参考了Matsunami等^[12]关于 α 和 E_{th} 的计算方法,给出如下表达式:

$$\alpha = 0.08 + 0.164\left(\frac{M_2}{M_1}\right)^{0.4} + 0.0145\left(\frac{M_2}{M_1}\right)^{1.29} \tag{7}$$

$$\frac{E_{th}}{U_0} = 1.9 + 3.8\left(\frac{M_2}{M_1}\right) + 0.134\left(\frac{M_2}{M_1}\right)^{1.24} \tag{8}$$

Seah^[13]同时对于 Q 也提出了相应的计算公式,如下:

$$Qr^3 = a\left\{\exp\left[-\frac{(M_2 - b)^2}{2c^2}\right]\right\} + d\left\{1 - \exp\left[-\frac{(M_2 - e)^2}{f^2}\right]\right\} \tag{9}$$

式中: r 为平均原子间距,即原子半径,可以通过式(10)计算得出,单位为nm;系数 a 、 b 、 c 、 d 、 e 、 f 的计算方法可以查阅文献[13]。对于 Ar^+ 和 Xe^+ ,式(9)中的相关系数参见表1。

$$r^3 = \frac{10^{24}M_2}{\rho N_a} \tag{10}$$

其中: ρ 为溅射靶材的密度, kg/m^3 ; N_a 为阿伏伽德罗常数。

在此理论上,Seah和Nunney^[4]研究发现化合物的溅射率可以由不同组分元素的溅射率线性组合得到。对于上述模型中的主要参数,先利用化合物的组分元素分别单独求出,再利用化合物中组分元素的原子分数对这些参数进行线性叠加,最后代入式(4)中,求出化合物的溅射率。

以二元化合物为例,假设化合物的组分为 A 和 B 的2种元素, X_A 和 X_B 分别是化合物中组分 A 和 B 的原子分数, Z_A 和 Z_B 分别是 A 和 B 的原子序数, M_A 和 M_B 分别是 A 和 B 的原子质量, r_A 和 r_B 分别是 A 和 B 的原子半径。

表1 Seah模型中计算Q的相关系数
Table 1 Correlation coefficients for calculation of Q in Seah model

离子	a	b	c	d	e	f
Ar ⁺	0.020 6	15.483	19.83	0.022 1	16	50
Xe ⁺	0.029 6	9.729	29.52	0.018 8	30	50

首先,将式(5)~式(8)中的 Z_2 、 M_2 、 r ,分别用 A 和 B 2种元素对应的参数代替,得出主要参数,这些参数包括 α 、 $S_n(E)$ 、 ε 、 E_{th} 。然后,利用 X_A 和 X_B 分别与 A 和 B 对应参数相乘求和,得出化合物的溅射参数。最后,代入式(4)中即可求出对应化合物的溅射率。

以参数 α 为例,用 M_A 和 M_B 分别代替式(7)中的 M_2 ,可得 α_A 和 α_B ,继续求解 $\alpha = X_A\alpha_A + X_B\alpha_B$,最后代入式(4)即可。

但是,在上述模型的溅射参数中,化合物的平均原子间距 r 仍需要根据化合物的密度计算求得,不是通过线性叠加。关于参数 Q 的计算,则是通过将式(9)中的 M_2 替换成 M_A 和 M_B ,得到 $Q_Ar_A^3$ 和 $Q_Br_B^3$,再利用 $Qr^3 = X_A(Q_Ar_A^3) + X_B(Q_Br_B^3)$,代入实际化合物的 r 计算得出。

此外,Seah和Nunney^[4]对于 U_0 的计算方法也做出了修正。由于化合物形成不是单纯的原子组合,考虑到化合反应中放热,因此加入了混合热 H_{AB} ,来计算 U_0 ,公式如下:

$$U_0 = X_AU_A + X_BU_B + xH_{AB} \tag{11}$$

式中: U_A 和 U_B 分别为组分 A 和 B 的升华能,即硅(Si)和氧(O)的升华能; H_{AB} 为化合物的混合热; x 为更好地拟合数据而增加的系数, $0 \leq x \leq 1$ 。

对于 SiO_2 来说, $U_A = 4.7$, $U_B = 2$, $H_{AB} = 3.12$,单位均为eV/atom。

由于上述参数 x 的存在,实际上根据Seah模型计算出来的不同能量下的溅射率是一个区间,对于 x 的选择只能通过拟合数据与实验值的比对确定。当 x 从0到1变化时,溅射率的计算值相应地越来越小,以 Ar^+ 轰击 SiO_2 为例,代入相关参数,分别取 $x = 0, 0.25, 0.5, 1$,得出溅射率变化如图1所示,选取 Xe^+ 轰击 SiO_2 也具有相同的趋势。

1.5 对Seah模型的改进

本文关于Seah模型的改进,仍然以Sigmund的单质溅射模型为基础,在对化合物溅射的应用过程中,采用新的方法计算化合物的溅射参数。

首先,关于 E_{th} 的计算方法,本文拟采用Yamamura^[14]提出的计算公式:

$$\frac{E_{th}}{U_0} = \frac{4}{\gamma} \tag{12}$$

$$\gamma = \frac{4M_1M_2}{(M_1 + M_2)^2} \tag{13}$$

其次,对于模型中其他溅射参数将不采用组分元素的线性叠加的方式,而是参考Malherbe^[15]提出的等效原子法进行计算。等效原子法就是不

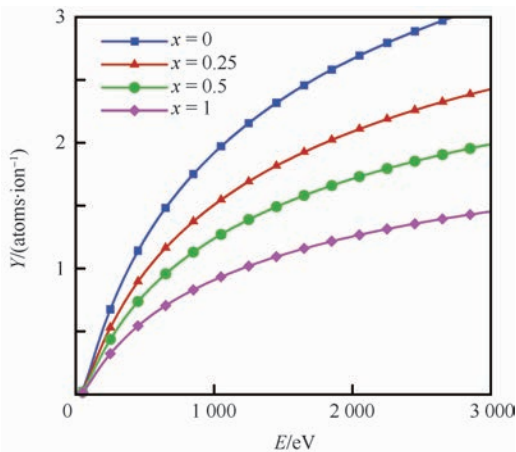


图 1 Seah 模型中当 $x=0,0.25,0.5,1$ 时溅射率变化
Fig.1 Variation of sputtering yields when $x=0,0.25,0.5,1$ in Seah model

再将化合物看成不同组分的组合,而是将其当作一种新的单组分物质,新组分的原子序数 Z_2 和摩尔质量 M_2 根据式(14)进行等效计算:

$$\begin{cases} Z_2 = X_A Z_A + X_B Z_B \\ M_2 = X_A M_A + X_B M_B \end{cases} \quad (14)$$

将等效之后的 Z_2 和 M_2 代入式(4)~式(10),即可求得 SiO₂ 的溅射率。

由于采用等效原子法,式(4)中的 U_0 将不再利用式(11)进行计算,而是直接采用 Si—O 的键能,为 4.73 eV。这样做的另一个好处就是同时规避了 Seah 模型中的不确定变量 x ,使模型预测值更加确定唯一。

需要说明的是,在之前 3 个模型中,得到的溅射率 Y 的计算单位都是 units/ion。对于 SiO₂ 来说可以理解为 molecules/ion,一个 SiO₂ 分子有 3 个原子,所以换算成定义单位 atoms/ion 的话,应将计算值乘以 3 倍。而本文改进的模型中,由于采用等效原子,所以,units/ion 和 atoms/ion 的单位是等效的。

2 SiO₂ 溅射模型的对比及分析

在早期实验中,研究者都会根据材料的质量、密度等性质将溅射量转化为原子数,从而与模型单位统一,进行对比。但是,在后来的实验中,研究者发现对于多元素组成的化合物来说,存在择优溅射的现象,即每种元素的溅射量并不同,这会导致表面成分会发生变化。以 SiO₂ 为例,溅射出来的粒子可能是 Si、O 或者 Si_xO_y,这样无法确定溅射出来的总原子数,用 atoms/ion 表示并不适宜。因此,采用新的溅射率单位 mm³/C,即每库仑的入射离子溅射出的靶材体积。

为了将模型与实验数据进行对比,本文将单位进行统一。因此,需将 atoms/ion 转换成 mm³/C,转换关系可以通过式(15)得到:

$$Y = Y_0 \frac{M}{N \rho N_a q} \quad (15)$$

式中: Y 的单位为 mm³/C; Y_0 的单位为 atoms/ion; M 为摩尔质量; q 为电子的电荷量; N 为单个分子的原子数目。

Davidse^[16]、Jorgenson^[17]、Cantagrel^[18] 和 Tu^[19] 等通过实验得到不同能量 Ar⁺ 法向轰击 SiO₂ 的溅射率,文献[16-19]中的单位多为 atoms/ion 或者 molecules/ion,需要通过式(15)转换单位来进行比较;Seah^[4]、Mogi^[20]、Tartz^[21]、Yalin^[22-23] 和 Tondur^[24] 等通过实验得到 Xe⁺ 法向轰击 SiO₂ 的溅射率,文献[4,20-24]中的单位均为 mm³/C。由于不同研究者采用的测量方法不同,造成实验数据也具有一定的离散性。

本文通过上述 4 种溅射模型同时计算得出 Ar⁺ 和 Xe⁺ 法向轰击 SiO₂ 的溅射数据,并与实验数据进行对比,如图 2 和图 3 中所示,分别展示了在垂直入射的条件下,不同能量的 Ar⁺ 和 Xe⁺ 轰击 SiO₂ 的溅射率的实验值和计算值对比。

由图 2 可以看出,在 Ar⁺ 法向轰击 SiO₂ 的条件下,Bach 模型的计算值要明显高于实验数据,另外,由于其模型中并未提及溅射阈值,模型仍有不足之处,有待改进。在其他 3 个模型中,可以发现 3 条曲线都十分接近。其中,Seah 和 Nunney^[4] 在利用模型计算后与实验值进行对比,发现当 x

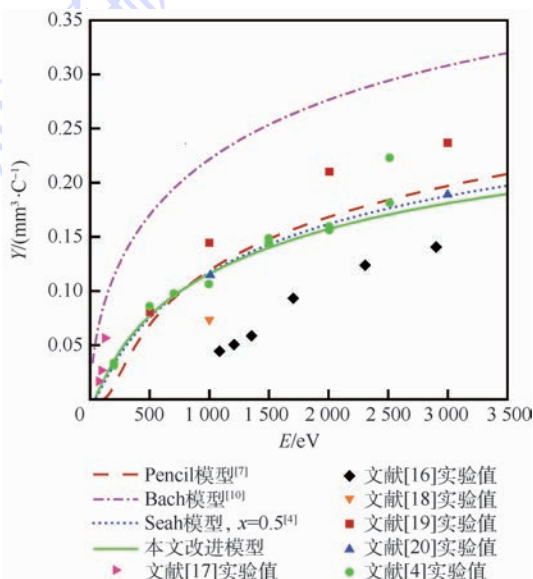


图 2 不同能量 Ar⁺ 法向轰击 SiO₂ 的溅射率
Fig.2 Energy dependence of sputtering yields of SiO₂ for bombardment at normal incidence with Ar⁺

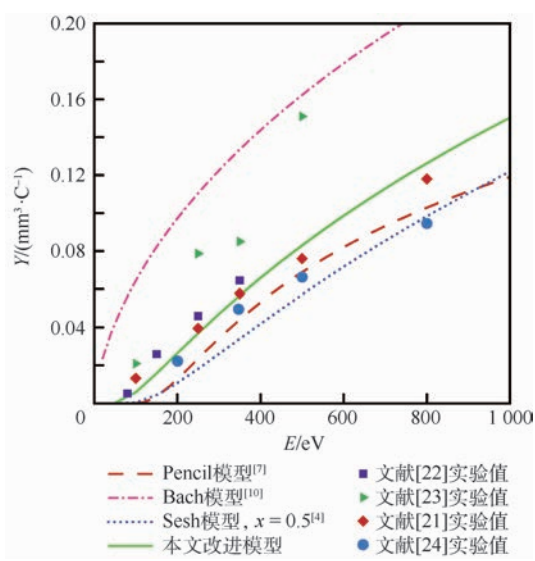


图3 不同能量Xe⁺法向轰击SiO₂的溅射率
Fig.3 Energy dependence of sputtering yields of SiO₂ for bombardment at normal incidence with Xe⁺

取0的时候计算值比实验值偏高,需要整体乘以一个系数,或者改变 x 的取值,这里为了与Seah的实验数据吻合, x 选取0.5,得出图2中曲线。

为进一步比较分析,利用3种模型对实验数据进行拟合,分别得出均方根误差(RMSE)和拟合优度(R),如表2所示。

从表2可以看出,本文改进模型的均方根误差最小,拟合优度最高。因此,本文的改进模型仍然稍优于其他2种模型。

在图3中Xe⁺法向轰击SiO₂的数据中,可以很明显看出Bach模型的计算值依然全部偏高于实验值,而Pencil模型的计算值则比大多数实验数据要低。对于Seah模型来说,由于在文献[4]中并未对Xe⁺法向轰击SiO₂的实验数据进行分析,为考察其模型的通用性,仍取 x 的值为0.5,从图中可以发现此时Seah模型的计算值要明显偏低。

同样,利用3种模型对实验数据进行拟合,得出的回归参数如表3所示。

从表3可以看出,本文改进模型无论是从均方根误差还是拟合优度来说,都优于其他模型,尤其是与Seah模型对比,拟合优度高出接近一倍。从Ar⁺和Xe⁺2组不同数据对比可以看出,

表2 不同模型对于Ar⁺法向轰击SiO₂实验数据的拟合
Table 2 Fitting of experimental data of SiO₂ bombarded at normal incidence by Ar⁺ using different models

拟合结果	Pencil 模型	Seah 模型	本文改进模型
RMSE	0.040 0	0.037 3	0.036 9
R	0.764 3	0.798 7	0.803 7

表3 不同模型对于Xe⁺法向轰击SiO₂实验数据的拟合
Table 3 Fitting of experimental data of SiO₂ bombarded at normal incidence by Xe⁺ using different models

拟合结果	Pencil 模型	Seah 模型	本文改进模型
RMSE	0.029 1	0.034 3	0.023 2
R	0.635 5	0.410 9	0.788 2

Seah模型中 x 的取值对实验数据的依赖性较强。

由于在Ar⁺实验数据中, x 选取了合适的值,使Seah模型与本文改进模型几乎一致,所以,本文同样探究在Xe⁺实验数据中是否也存在这样一个取值,为此,在Seah模型中选取不同的 x 取值,与本文改进模型对比,结果如图4所示。

从图4中可以看出,无论 x 取值如何,Seah模型的计算值整体都偏低,尤其是在低能阶段。即使在 x 已经取为零,Seah模型处于最大值时,低于400 eV能量下的计算值仍低于改进模型,而此处实验数据基本都更接近改进后的模型。因此,对于Xe⁺法向轰击SiO₂来说,本文的改进模型明显更优。

通过上述2组数据对比可以看出,已有模型对于不同离子法向入射SiO₂溅射率的拟合程度具有差异性,而本文模型对于不同离子都可以与实验数据很好地吻合,而且对不同离子的拟合都优于已有3种模型。

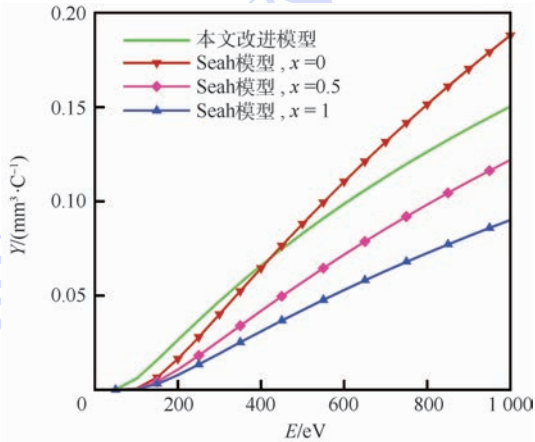


图4 不同 x 取值下的Seah模型与本文改进模型对比
Fig.4 Contrast of advanced model and Seah model at different values of x

3 结 论

本文通过等效原子法改进了Seah模型,并结合已有实验数据,将其与Pencil^[7]、Bach^[10]和Seah^[4]等提出的低能离子法向轰击SiO₂的理论模型相比较。结果表明:

1) Pencil 模型对不同离子轰击 SiO_2 的实验值拟合程度较好,对于不同离子的适用性也不错,但是整体效果相比本文改进模型稍差一些。同时,由于 Pencil 模型为纯经验模型,其中的拟合参数随着不同溅射对象的不同而改变,对于其他化合物的溅射率计算需要大量对应的实验数据进行参数拟合。

2) Bach 模型相对于 Ar^+ 和 Xe^+ 的实验数据都偏高,而且其模型溅射阈值为 0,与实际溅射不符,说明 Bach 模型还存在问题,需要进一步完善。

3) Seah 模型的计算值落在一个范围内,针对不同的实验数据,选取合适的变量值,可以获得较好的溅射率预测值,但是对于实验数据依赖性较大,针对不同离子轰击的适应性较差。

4) 本文针对 Seah 模型改进后得到的模型计算值与实验数据吻合得很好,且对于不同的离子轰击,计算结果相比于其他模型都是最优。采用等效原子法,消除了 Seah 模型中的变量,使计算结果确定,针对不同离子的适用性更强。因此,本文通过等效原子法改进的 Seah 模型可以更精确地计算 Ar^+ 和 Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射率。

参考文献 (References)

- [1] SIGMUND P. Theory of sputtering. I: Sputtering yield of amorphous and polycrystalline targets[J]. Physical Review, 1969, 184(2): 383-416.
- [2] 计京津. 稀薄等离子体羽流的溅射效应研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011: 3-9.
JI J J. Study of rarefied plasma plume sputtering effect[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011: 3-9 (in Chinese).
- [3] BOYD I D, FALK M L. A review of spacecraft material sputtering by Hall thruster plumes; AIAA-2001-3353 [R]. Reston: AIAA, 2001.
- [4] SEAH M P, NUNNEY T S. Sputtering yields of compounds using argon ions[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2010, 43(25): 253001.
- [5] BOHDANSKY J, ROTH J, BAY H L. An analytical formula and important parameters for low-energy ion sputtering[J]. Journal of Applied Physics, 1980, 51(5): 2861-2865.
- [6] KELLY R, LAM N Q. The sputtering of oxides. Part I: A survey of the experimental results[J]. Radiation Effects, 1973, 19(1): 39-48.
- [7] PENCIL E J, RANDOLPH T, MANZELLA D H. End-of-life stationary plasma thruster far-field plume characterization; AIAA-1996-2709 [R]. Reston: AIAA, 1996.
- [8] YAMAMURA Y, TAWARA H. Energy dependence of ion-induced sputtering yields from monatomic solids at normal incidence[J]. Atomic Data and Nuclear Data Tables, 1996, 62(2): 149-253.
- [9] ROSENBERG D, WEHNER G K. Sputtering yields for low energy He^+ , Kr^+ , and Xe^+ ion bombardment[J]. Journal of Applied Physics, 1962, 33(5): 1842-1845.
- [10] BACH H. Ion beam sputtering of silicate glasses and oxides[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 1988, 102(1): 36-42.
- [11] SEAH M P, CLIFFORD C A, GREEN F M, et al. An accurate semi-empirical equation for sputtering yields. I: For argon ions[J]. Surface and Interface Analysis, 2005, 37(5): 444-458.
- [12] MATSUNAMI N, YAMAMURA Y, ITIKAWA Y, et al. Energy dependence of the ion-induced sputtering yields of monatomic solids[J]. Atomic Data and Nuclear Data Tables, 1984, 31(1): 1-80.
- [13] SEAH M P. An accurate semi-empirical equation for sputtering yields. II: For neon, argon and xenon ions[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms, 2005, 229(3): 348-358.
- [14] YAMAMURA Y. Contribution of anisotropic velocity distribution of recoil atoms to sputtering yields and angular distributions of sputtered atoms[J]. Radiation Effects, 1981, 55(1-2): 49-55.
- [15] MALHERBE J B. Sputtering of compound semiconductor surfaces. I. Ion-solid interactions and sputtering yields[J]. Critical Reviews in Solid State and Material Sciences, 1994, 19(2): 55-127.
- [16] DAVIDSE P D, MAISSEL L I. Equivalent dc sputtering yields of insulators[J]. Journal of Vacuum Science and Technology, 1967, 4(1): 33-36.
- [17] JORGENSEN G V, WEHNER G K. Sputtering studies of insulators by means of Langmuir probes[J]. Journal of Applied Physics, 1965, 36(9): 2672-2674.
- [18] CANTAGREL M, MARCHAL M. Argon ion etching in a reactive gas[J]. Journal of Materials Science, 1973, 8(12): 1711-1716.
- [19] TU Y Y, CHUANG T J, WINTERS H F. Chemical sputtering of fluorinated silicon[J]. Physical Review B, 1981, 23(2): 823-835.
- [20] MOGI K, OGIWARA T, SUZUKI M. Sputter etching rate ratio of Si to SiO_2 using Mesh-Replica method[J]. Journal of Surface Analysis, 2002, 9(4): 514-523.
- [21] TARTZ M, HEYN T, BUNDESMANN C, et al. Measuring sputter yields of ceramic materials[C] // Proceedings of the 31st International Electric Propulsion Conference. Fairview Park; ERPS, 2009: IEPC-2009-240.
- [22] YALIN A P, SURLA V, FARNELL C, et al. Sputtering studies of multi-component materials by weight loss and cavity ring-down spectroscopy; AIAA-2006-4338 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [23] YALIN A P, RUBIN B, DOMINGUE S R, et al. Differential sputter yields of boron nitride, quartz, and kapton due to low energy Xe bombardment; AIAA-2007-5314 [J]. Reston: AIAA, 2007.
- [24] TONDU T, CHARDON J P, ZURBACH S. Sputtering yield of potential ceramics for Hall effect thruster discharge channel [C] // Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference. Fairview Park; ERPS, 2011: IEPC-2011-106.

作者简介:

张建华 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 航空宇航推进理论与技术、稀薄气体动力学、火箭发动机流场计算及测试。

Sputtering model of SiO₂ for low energy Ar⁺ and Xe⁺ bombardment

ZHANG Jianhua^{*}, XIA Yong, DING Li, SHANG Shengfei

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

Abstract: In order to obtain the more accurate sputtering model of SiO₂ for bombardment with low energy Ar⁺ and Xe⁺, three existing models, Pencil model, Bach model and Seah model, were investigated and the deficiencies were analyzed. On the basis of Seah model, the sputtering parameters and surface binding energy were calculated by equivalent atomic method. Meanwhile, a new calculation method of sputtering threshold was applied to form a new advanced model. Combined with the experimental data of SiO₂ for bombardment at normal incidence with Ar⁺ and Xe⁺, the calculation results of the four models were contrastively analyzed. The results show that, for both Ar⁺ and Xe⁺ bombardment, the root mean square error of the new advanced model is the smallest and the goodness of fit is the largest, which means the new advanced model is better than other three models. Under the low energy condition, the new advanced model can calculate the sputtering yield of SiO₂ bombarded by Ar⁺ and Xe⁺ more accurately.

Keywords: argon ion; xenon ion; silicon dioxide; sputtering; improvement

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0661

基于随机森林的航天器电信号多分类识别方法

兰巍¹, 贾素玲¹, 宋世民², 李可^{3,*}

(1. 北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100194;

3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对航天器电特性信号数据存在数据量大、特征维数高、计算复杂度大和识别率低等问题,提出基于主成分分析(PCA)的特征提取方法和随机森林(RF)算法,对原始数据进行降维,提高计算效率和识别率,实现对航天器电信号数据的快速、准确识别分类。随机森林算法在处理高维数据上具有优越的性能,但是考虑到时间复杂度问题,利用主成分分析方法对数据进行压缩和降维,在保证准确率的同时提高了计算效率。实验结果表明:与其他算法相比,针对航天器电特性信号数据,本文方法在准确率、计算效率和稳定性等方面均显示出优异的性能。

关 键 词: 航天器; 电信号识别; 主成分分析(PCA); 多分类; 随机森林(RF)

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1773-06

航天器进入轨道飞行阶段以后,完全工作在高真空、冷黑和太阳辐照强烈的环境中,航天器一次发射以后,在目前的技术水平上,不可能进行在轨维修,因此需要对可能出现的故障进行诊断和预测^[1]。由于航天器电子负载系统内部元器件非线性化的高度耦合,且是一种开放性时变系统,使得其有着不确定且较为复杂的整体构造,导致经常出现内部负载信号的突变。当系统出现事故时,由于引起事故的原因各种各样,在没有准确的解析方式及可靠的信息情报时,仅靠推理和假设,很难对故障的起因做出准确的判断^[2-3]。在识别故障的信号时,由于航天器电子负载系统过于复杂,仍然有很大的挑战。在诊断航天器故障信号方面,中国主要依靠专家的知识 and 经验,相同的故障通常不同领域的专家会给出不同的答案,因此航天器故障检测的实时性很难得到满足。利用模式识别算法,以知识库的方式记忆不同专家的经

验,从而增强航天器电子负载系统故障判断的高效性和实时性^[4]。

在识别过程中,航天器电特性检测系统仍然存在很多问题需要解决,这些问题主要有识别率比较低、特征维数较高、测试数据量大、计算较为复杂等。在之前的研究中,如 Liu 等^[5-7]采用基于离线模糊聚类(FCM)和在线支持向量机(SVM)分类的方法对航天器电信号数据进行识别,还采用了加权近似支持向量机(WPSVM)的方法对电特性信号进行分类识别,在识别过程中也采用了主成分分析(PCA)的特征提取方法对数据进行降维,都得到了较好的分类识别结果。但是在电信号识别过程中,所用到的电信号样本集类别少,数据量小,分类精度一般。当实际诊断中输入过多电特性数据时,会极大地提高过拟合度和训练复杂度。对于复杂高维特征系统,数据量过大使得样本分类和训练效率以及识别准确率下降,怎么

收稿日期: 2016-08-15; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2017-05-31 09:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170531.0920.001.html

基金项目: 航空科学基金(2012XX1043); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-16-HKXY-017); 国家自然科学基金(61773039)

* 通讯作者: E-mail: like@buaa.edu.cn

引用格式: 兰巍, 贾素玲, 宋世民, 等. 基于随机森林的航天器电信号多分类识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1773-1778. LAN W, JIA S L, SONG S M, et al. Multi-classification spacecraft electrical signal identification method based on random forest[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1773-1778 (in Chinese).

从高维状态特征中得到敏感特征是电特性信号快速准确识别的瓶颈之一^[8-9]。

本文应用 PCA 与随机森林 (Random Forest, RF) 相结合的航天器电特性信号的识别诊断方式。PCA 方法用来对采样样本进行分析, RF 算法再作出分类识别。RF 算法在当前的很多数据集上, 相对其他算法有着很大的优势, 这一算法对于非线性样本数据可以做到更好的分类和学习, 并且在处理大样本数据时, 有着非常棒的学习能力。PCA 方法是一种有效的数据分析和处理方法, 主要用于抽取局部特征, 有着计算简单、存储容量小等特点, 在图形处理、人类自然语言的处理研究中有广泛的应用^[10]。本文方法可以解决

航天器电特性数据高维特征选取困难和计算效率低的问题, 改善分类器识别效果, 实验表明, 该方法在航天器电特性信号的识别判断中具有优越的性能。

1 系统流程

本文算法设计流程包括数据采集、特征提取和信号识别 3 部分。在对数据进行采集以及预处理之后, 采用 PCA 方法分别对训练集和测试集进行特征提取得到特征向量, 然后采用 RF 算法针对训练集建立模型, 再通过导入测试集, 来对信号进行识别和分类, 以此算出分类的准确率。设计流程如图 1 所示。

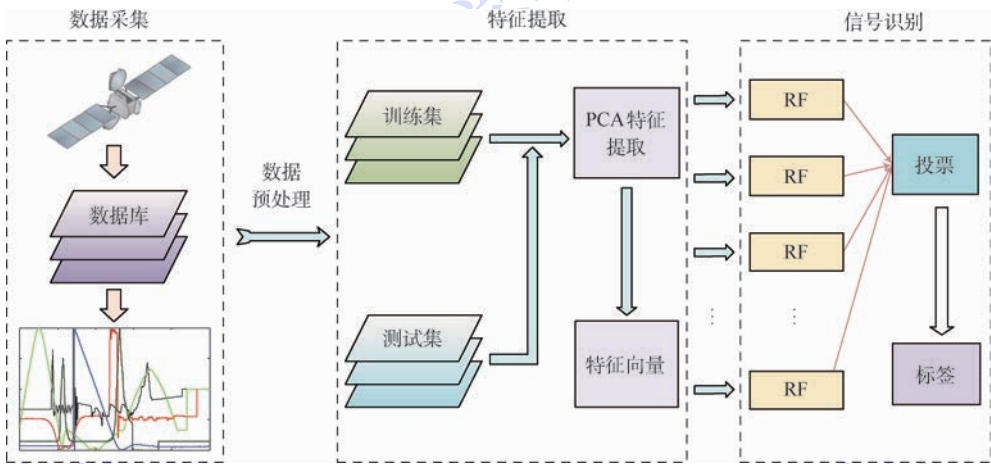


图 1 本文算法设计流程
Fig. 1 Design flowchart of proposed algorithm

2 算法设计

2.1 PCA 方法

PCA 方法是统计学中分析数据的一种方法, 作用是经过一个特别的向量矩阵, 将数据从原来的高维空间投影到一个低维的向量空间中, 经过降维后其数据的主要信息并没有损失, 从而使数据更易于处理^[11-12]。图 2 为本文提出的 PCA 方法流程。

将航天器电特性数据序列中的每一段电特性表示成向量的形式:

$$X = [X_1, X_2, \dots, X_n]$$
 (1)

式中: $X_k = (x_{k,1}, x_{k,2}, \dots, x_{k,r})$ ($1 \leq k \leq n$) 为第 k 个样本, 该样本的采样点数为 r , 总样本个数为 n 。可以得出其协方差阵为

$$S = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (X_k - \bar{X})(X_k - \bar{X})^T$$

s. t.
$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n X_k$$
 (2)



图 2 PCA 方法流程
Fig. 2 Flowchart of PCA method

式中: $\bar{X}$ 为均值向量; S 为 $r \times r$ 的矩阵。计算 S 的特征值 $[\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n]$ ($\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_n$) 以及对应的特征向量 $T = [u_1, u_2, \dots, u_n]$, 航天器电特性数据的正交基即为以上特征向量, 若想增大特征向量重构时的贡献, 只需增大特征向量对应的特征值即可, 通过归一化计算方法得出贡献度的值, 量化特征值 λ_k 所对应的特征向量的贡献度 P_k 后得到:

$$P_k = \lambda_k \left(\sum_{i=1}^n \lambda_i \right)^{-1} \tag{3}$$

所以, 可以舍弃那些小特征值的特征向量。为了重建模型, 可以使用前 d 个主分量, 在此设定阈值为 P , 使得前 d 个分量的贡献度之和比 P 大, 即 $\sum_{i=1}^d P_i \geq P$, 因此, 电特性数据矩阵经过重构后的 $\hat{X}$ 为

$$\hat{X} = \sum_{i=1}^d u_i^T X u_i \tag{4}$$

式中: u_i 为特征值 λ_i 对应的特征向量。

2.2 RF 算法

RF 算法最初由 Breiman 和 Cutler 提出, 其是一种统计学习理论的、自然的非线性建模工具, 训练多个树状的分类器, 组合多棵决策树的预测, 最终通过投票得出预测结果。RF 算法流程如图 3 所示。

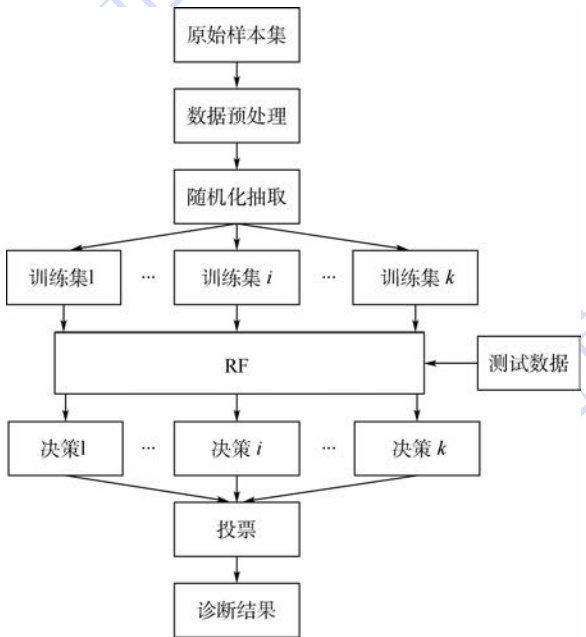


图 3 RF 算法流程

Fig. 3 Flowchart of RF algorithm

2.3 决策树的生成

使用 RF 算法完成整个决策树分类器时, 采用自助法重采样技术。单个决策树的生成过程如

下: 从最初的样本数据中抽取随机样本, 使用有放回的抽样方法, 反复 k (树的数目 n_{tree} 值为 k) 次得到一个新的训练数据集, 从而得到一颗分类树。

单个自助样本集生长为单棵分类树, 单棵分类树的所有训练数据就是自助样本集。假设有 N 个输入特征, 则在树的每个节点处, 从 N 个特征中随机挑选 m 个特征, 遵照节点不纯度最小的原则从这 m 个特征中选出一个特征进行分支生长, 之后构造各个分支通过分别递归调用上述过程, 直到使用过所有属性, 或训练集能够被这棵树准确地分类^[13-14]。

图 4 表示了决策树的 3 个部分, 分别为构成的分类、根源和终端节点, 起点分类由根节点代表, 而将数据分成 2 个不同部分的是分裂节点, 得到数据分类最终结果的是终端节点。图 4 中: A 为分裂节点; Y 为终端节点。

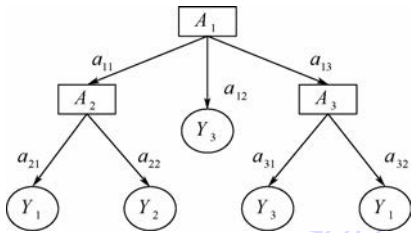


图 4 决策树结构

Fig. 4 Structure of decision tree

2.4 RF 生成步骤

RF 是一种分类器, 其集成了多个决策树, 假如把一个决策树当作分类任务中的一个专家, 那么 RF 就是多个专家共同对某种任务进行分类^[15-17]。生成 RF 的步骤如下:

- 1) 应用 bootstrap 方法从原始训练数据集中有放回地随机抽取 K 个新的自主样本集, 并由此构建 K 棵决策树, 每次未抽到的样本组成了 K 个袋外数据 (Out-of-Bag, OOB)。
- 2) 设有 N 个特征, 则在每一棵树的每个节点处随机抽取 m_{try} 个特征 ($m_{try} \leq N$), 通过计算每个特征蕴含的信息量, 在 m_{try} 个特征中选择一个最具有分类能力的特征进行节点分裂。
- 3) 每棵树最大限度地生长, 不做任何裁剪。
- 4) 将生成的多棵树组成 RF, 用 RF 对新的数据进行分类, 分类结果按树分类器的投票多少而定。

3 实验结果

3.1 训练数据获取

实验数据来源于航天器用电设备电子负载的

典型供电电压电特性数据,在航天器负载测试过程中,通过电特性监测平台对航天器电子负载母线进行监测,记录原始数据,从航天器 13 种飞行模式产生的数据中选取 19 个不同信号的数据,并手动添加样本标签,获得 22 800 个样本,每个样本包含 1 000 个特性,部分样本数据的物理意义如图 5 所示。

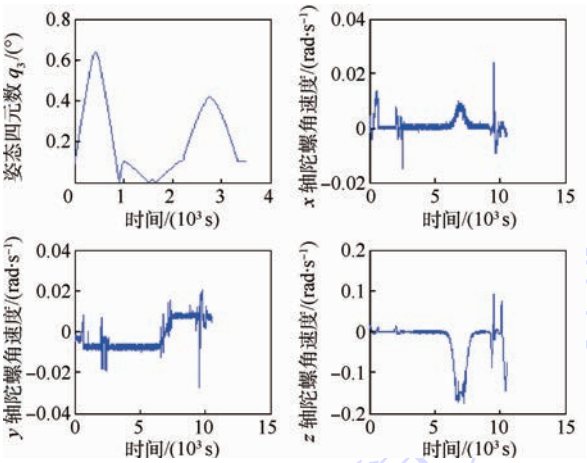


图 5 部分电特性数据的物理意义

Fig. 5 Physical meaning of some electrical characteristic data

3.2 决策树数目的选择

图 6 为决策树数目与分类误差率的关系。可以看出,分类误差率随着决策树数目的增加而减小,在达到 100 棵树之后分类误差趋于稳定(在 0.01 左右)。然而,模型训练时间会随着决策树数目的增加而增加,因此,考虑到时间复杂度问题,选取 100 棵决策树组成 RF 对此电信号样本集进行分类预测,既保证了分类准确率,又缩短了训练和分类所需要的时间。

3.3 算法比较

分类准确率和分类时间是评价算法优劣的重要标志。本文实验分别采用朴素贝叶斯(Naive Bayesian Model, NBM)、K 最近邻(K-Nearest Neighbor, KNN)、SVM 和 RF 等算法对航天器电信号数据进行分类预测,得到不同算法的分类结果。同时运用 PCA 方法对数据进行特征提取,使用降维后的数据采用以上算法对数据进行分类预测。比较不同算法在对数据进行特征提取前后的性能优劣。

表 1 为不同算法对本文多类数据的分裂结果。实验表明,在没有对数据进行 PCA 特征提取之前,RF 算法较其他算法具有更高的准确性。由于数据的复杂性以及算法的复杂性,NBM 算法和 KNN 算法训练所需时间较短,RF 算法所需训练时间稍长,由于类与类之间均要建立分类器,增加

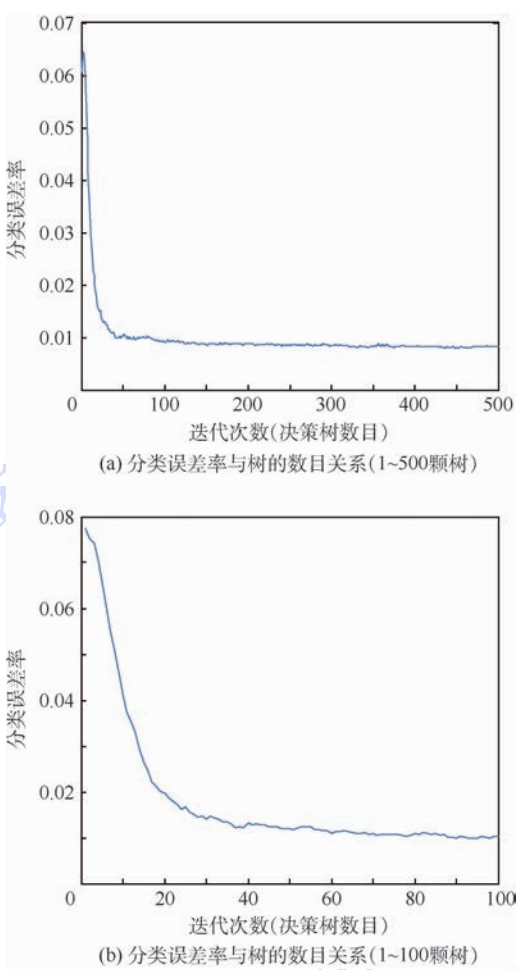


图 6 决策树数目与分类误差率曲线

Fig. 6 Curves for number of decision trees and classification error rate

表 1 训练时间和预测准确率对比

Table 1 Comparison of training time and prediction accuracy

算法	准确率/%	训练时间/s
NBM	79.02	
KNN	85.43	127.36
SVM	88.23	1 873.80
RF	98.90	189.93
PCA-NBM	81.41	
PCA-KNN	94.34	11.33
PCA-SVM	91.59	29.32
PCA-RF	98.33	36.40

了算法复杂度,所以 SVM 算法训练所需时间较长。在对数据进行 PCA 特征提取之后,减少了数据量,降低了数据维度,使得计算速度和准确率都有明显的提升,特征提取前后,RF 算法均表现出优异的分类性能,在提升了运行速度的同时,准确率也得到了保证。综合算法运行结果的数据表明,RF 算法具有较高的稳定性,在本文多类别电特性信号识别中具有最优的分类预测性能。

4 结 论

本文利用数理统计的方法,在电特性识别过程中利用主成分分析方法对原始数据的主要进行了提取,实现了对高维航天器电特性数据的降维。然后采用随机森林算法对航天器电特性数据进行识别。

1) 减少了计算所需的时间,进一步增强了分类器的性能,该算法是对某航天器的电信号测试采集数据进行的仿真实验,可以直接应用于航天器电信号数据的分类识别。

2) 通过多次实验,可以验证 PCA-RF 的识别方法具有比较好的识别效率以及较高的分类准确率。

3) 随机森林算法在对数据的处理上具有诸多优点,在处理具体规则模糊的数据上有很大的灵活性和自适应性。

针对本文算法模型,计算复杂度依然较大,在未来的研究中,可以尝试与其他降维方法相结合,进一步优化对不同数据集测试方法的有效性,以构造更高性能的分类器。

参考文献 (References)

[1] 魏传锋,贾阳,王淩. 航天器在轨自主热故障诊断专家系统研究[J]. 装备环境工程,2006,3(3):54-57.
WEI C F, JIA Y, WANG J. Research on in-orbit spacecraft thermal fault diagnosis expert system[J]. Equipment Environmental Engineering,2006,3(3):54-57(in Chinese).

[2] SHAW S R. System identification techniques and modeling for nonintrusive load diagnostics[D]. Cambridge:Massachusetts Institute of Technology,2000.

[3] 李可. 多参数环境模拟系统的智能控制方法与仿真研究[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(5):535-538.
LI K. System model simulation and control method used in environmental simulation chambers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(5):535-538(in Chinese).

[4] LUO R. Analysis of PHM technology for spacecraft[J]. Spacecraft Engineering,2013,22(4):95-102.

[5] LIU Y, LI K, HUANG Y. Spacecraft electrical characteristics identification study based on offline FCM clustering and online SVM classifier[C]// International Conference on Multisensor Fusion and Information Integration for Intelligent Systems (MFI). Piscataway, NJ:IEEE Press,2014:1-4.

[6] LI K, LIU Y, WANG Q. A spacecraft electrical characteristics multi-label classification method based on off-line FCM clustering and on-line WPSVM[J]. Plos One,2015,10(11):1413-1423.

[7] 李可,刘伟,杜少毅. 基于 PCA 和 WPSVM 的航天器电特性识别方法[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(7):

1177-1182.

LI K, LIU Y, DU S Y. Spacecraft electrical characteristics identification method based on PCA feature extraction and WPSVM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(7):1177-1182(in Chinese).

[8] 鄢仁武,叶轻舟,周理. 基于随机森林的电力电子电路故障诊断技术[J]. 武汉大学学报(工学版),2013,46(6):742-746.

YAN R W, YE Q Z, ZHOU L. Application of random forests algorithm to fault diagnosis of power electronic circuit[J]. Engineering Journal of Wuhan University,2013,46(6):742-746(in Chinese).

[9] 庄进发,罗键,彭彦卿,等. 基于改进随机森林的故障诊断方法研究[J]. 计算机集成制造系统,2009,15(4):777-785.

ZHUANG J F, LUO J, PENG Y Q, et al. Fault diagnosis method based on modified random forests[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2009,15(4):777-785(in Chinese).

[10] LI K, LIU W K, WANG J, et al. An intelligent control method for a large multi-parameter environmental simulation cabin[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(6):1360-1369.

[11] LI K, LIU W K, WANG J, et al. Multi-parameter decoupling and slope tracking control strategy of a large-scale high altitude environment simulation test cabin[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2014,27(6):1390-1400.

[12] LIU Y, LI K, SONG S M, et al. The research of spacecraft electrical characteristics identification and diagnosis using PCA feature extraction[C]// IEEE International Conference on Signal Processing. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2014:1413-1417.

[13] 刘小虎,李生. 决策树的优化算法[J]. 软件学报,1998,9(10):797-800.

LIU X H, LI S. Optimization algorithm of decision tree[J]. Journal of Software,1998,9(10):797-800(in Chinese).

[14] PATAKI B, TOTH N. Classification confidence weighted majority voting using decision tree classifiers[J]. International Journal of Intelligent Computing & Cybernetics,2008,1(2):169-192.

[15] PAL M. Random forest classifier for remote sensing classification[J]. International Journal of Remote Sensing,2005,26(1):217-222.

[16] DENG H, RUNGER G. Gene selection with guided regularized random forest[J]. Pattern Recognition,2013,46(12):3483-3489.

[17] KHAING H K T. Detection model for daniel-of-service attacks using random forest and k-nearest neighbors[J]. International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology,2013,2(5):1855-1860.

作者简介:

兰巍 女,博士研究生。主要研究方向:数据挖掘与机器学习。

贾素玲 女,教授。主要研究方向:信息系统。

宋世民 男,高级工程师。主要研究方向:卫星综合测试。

李可 男,高级实验师。主要研究方向:环境控制与计算机测试。

Multi-classification spacecraft electrical signal identification method based on random forest

LAN Wei¹, JIA Suling¹, SONG Shimin², LI Ke^{3,*}

(1. School of Economics and Management, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100194, China; 3. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The spacecraft electrical signal characteristic data have problems such as large amount, high-dimensional features, high computational complexity and low identification rate. The feature extraction method of principal component analysis (PCA) and random forest (RF) algorithm was proposed to reduce the dimensionality of the original data, improve the computational efficiency and identification rate, and achieve rapid and accurate identification of spacecraft electrical signal data. The random forest algorithm has superior performance in dealing with high-dimensional data. However, considering the time complexity, the method of PCA was used to compress the data and reduce the dimension in order to ensure the accuracy of the classification and improve the computational efficiency. The experimental results show that compared with other algorithms, the proposed method shows excellent performance in accuracy, computational efficiency, and stability when dealing with spacecraft electrical signal data.

Keywords: spacecraft; electrical signal identification; principal component analysis (PCA); multi-classification; random forest (RF)

Received: 2016-08-15; **Accepted:** 2016-12-09; **Published online:** 2017-05-31 09:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170531.0920.001.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (2012XX1043); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-16-HKXY-017); National Natural Science Foundation of China (61773039)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0754

液体姿控发动机 76 km 高空模拟试验系统性能仿真



卫强, 梁国柱*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘

要: 为研究液体姿控发动机 76 km 高空模拟试验系统的工作性能, 建立了考虑燃气相变的试验系统集中参数动态仿真模型。模型由真空抽气系统、冷凝管束和液氮外流程 3 个子模型组成。根据燃气、霜、液氮之间的传热和传质过程将各子模型耦合在一起。以四氧化二氮/甲基胍双组元姿控发动机为实例, 计算了稳态和脉冲点火试验时系统的工作参数, 分析了关键设计参数对其工作性能的影响。结果表明: 试验系统能够为最大流量 6.4 g/s (推力约 16.5 N) 的发动机提供脉冲和 6×10^4 s 长程稳态试验环境; 在长程稳态试验中, 冷凝管束霜层将依次饱和, 失去对二氧化碳和水蒸汽的抽吸能力, 导致真空舱压力逐渐升高; 在脉冲点火试验中, 真空舱压力将随发动机工作而脉冲波动, 15 ms 开关脉冲时的压力波动幅度约 70%。研究结果为液体姿控发动机高空模拟试验系统的设计与改进提供了参考。

关键词: 高空模拟试验; 试验系统; 液体姿控发动机; 系统仿真; 脉冲试验

中图分类号: V433.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1779-10

为了试验液体姿控发动机在推进剂三相点对应压力环境下的长程和脉冲工作性能, 要求创造 76 km (2.0 Pa) 的高真空环境, 广泛采用低温表面和机械泵联合构成的高空模拟试验设备来加以实现。使用液氮低温表面抽除水蒸汽和二氧化碳, 配合机械泵抽除氮气、一氧化碳和氢气等不凝气体, 即可满足高空点火和稳态试车的要求^[1]。目前, 国内外一些研究机构已经建造了低温表面-机械泵类型的液体火箭发动机高空模拟试验台, 其中具有代表性的是兰州空间技术物理研究所 76 km 高空模拟试验台^[2]、北京航空航天大学 120 km 羽流试验台^[3] 和美国 LeRC 研究中心的 76 km 高空模拟试验台^[4-6]。虽然关于高空模拟试验系统的设计方法已有一些研究^[7-11], 但针对这类系统的分析与仿真仍然较为少见。王文龙等^[12] 使用蒙特卡罗自由分子流模拟方法对 120 km 羽流

试验台使用的液氮真空泵的抽速进行了计算, 但其计算方法对处于连续介质流阶段的 76 km 高空模拟试验系统并不适用。李兆慈和徐烈^[13] 利用一维等熵流动理论分析和计算了 76 km 高空模拟试验系统中真空舱内燃气流动情况, 但未考虑燃气凝华等物理现象, 也未涉及液氮冷却系统的计算。

为准确预测高空模拟试验系统的工作性能, 本文针对 76 km 高空模拟试验系统建立考虑燃气相变的耦合模型, 计算双组元姿控发动机长程稳态和脉冲工作条件下试验系统的运行参数, 并分析试验系统关键设计参数对其工作性能的影响。

1 试验系统结构和工作过程

76 km 高空模拟试验系统主要由真空抽气系统和液氮外流程 2 部分组成, 1.1 节和 1.2 节介绍了其结构和功能。

收稿日期: 2016-09-21; 录用日期: 2016-10-14; 网络出版时间: 2016-11-17 17:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161117.1737.004.html

* 通讯作者: E-mail: lgz@buaa.edu.cn

引用格式: 卫强, 梁国柱. 液体姿控发动机 76 km 高空模拟试验系统性能仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1779-1788. WEI Q, LIANG G Z. Performance simulation of a 76 km simulated high-altitude test system for liquid attitude-control engines [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1779-1788 (in Chinese).

1.1 真空抽气系统

真空抽气系统由真空舱、抽气管路和冷凝管束组成,如图 1 所示。真空舱舱体为卧式圆柱结构,直径 3 m,长 10 m。真空舱封头具有抽气法兰和泵前管路,用于连接罗茨泵机组以抽除发动机产生的燃气,维持舱内动态真空度。舱体后部设置 5 排顺列冷凝管(从左向右依次记为 1[#]~5[#]管),用于将高温燃气冷却至罗茨泵机组允许的进口温度,并将其中的水蒸汽、二氧化碳和推进剂蒸汽冷凝,防止对机组造成腐蚀。其中前 2 排为圆管,后 3 排为肋片管。管内通入循环液氮,以降低冷凝管束表面的工作温度,保证其抽气能力。

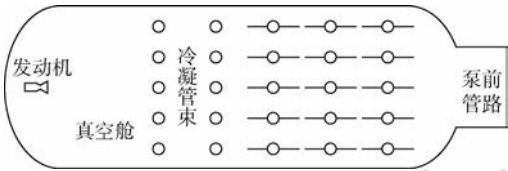


图 1 真空抽气系统
Fig.1 Vacuum pumping system

1.2 液氮外流程

液氮外流程为单相密闭循环系统,主要由文氏管、过冷器、液氮泵和管路阀门组成,如图 2 所示。过冷器用于冷却流程液氮,产生 3~10 K 的过冷度。形式上采用盘管式换热器,管内是压力较高的高温液氮,管外是常压的低温沸腾液氮,液氮外流程的热负荷全部由过冷器承担。液氮泵用于给液氮加压,克服流程内的流阻。文氏管喉部与过冷器底部相连,能够在液氮泵前建立必要的背压,从而抬高整个循环流程内的液氮压力,防止

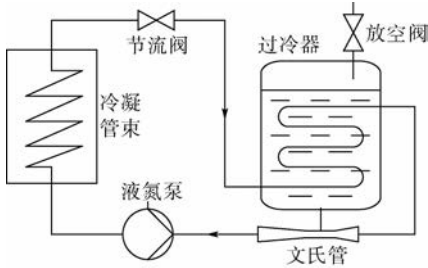


图 2 液氮外流程
Fig.2 Liquid nitrogen flow

其出现沸腾。
液氮系统工作时,热沉内温度较高的液氮进入过冷器,产生一定过冷度后经过离心泵提升压力。与热沉发生热交换后,液氮仍具有一定过冷度,并保持单相流动状态。

2 试验系统数学模型

为建立高空模拟试验系统的数学模型,将其分为真空抽气系统(气体)、液氮外流程(液体)和冷凝管束(固体)3 个子系统,如图 3 所示。真空抽气系统模型包括发动机、真空舱、冷凝管束间隙形成的多段燃气冷却通道、泵前管路和机械泵机组;液氮外流程模型包括过冷器和由冷凝管束形成的多段液氮管;冷凝管束模型包括金属结构及其表面的霜层。

本节采用集中参数法分别对各子系统进行建模,通过热量交换和质量交换描述各子系统间的耦合关系,建立计算高空模拟试验系统工作性能的控制方程组。

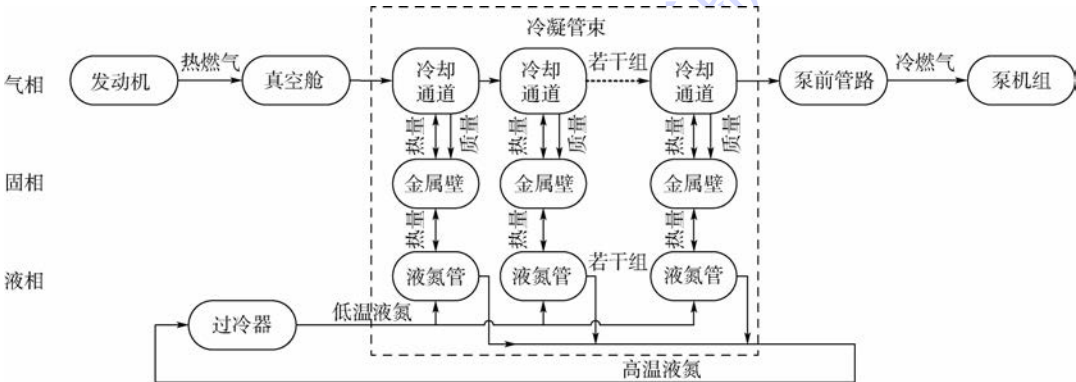


图 3 系统仿真模型
Fig.3 System simulation model

2.1 真空抽气系统模型

针对真空抽气系统建立集中参数的多组分气体管路模型,将其分为冷凝管束前的真空舱区域、冷凝管束区域和泵前管路区域 3 部分。其中,真空舱区域和泵前管路区域各作为一个集中参数的

计算单元,而冷凝管束区域内包含的每一排冷凝管形成的冷却通道则分别作为一个计算单元。假设冷凝管束区域共包含 n 排冷凝管,则抽气系统包含 $n+2$ 个计算单元。包含 m 组分燃气的单元控制方程如下^[14]。

质量方程:

$$\frac{d\rho_e}{dt}\Omega = \rho_1 V_1 A_1 - \rho_2 V_2 A_2 + \Phi_\rho \quad (1)$$

能量方程:

$$\frac{d\rho_e h_e}{dt}\Omega = \rho_1 V_1 A_1 h_1 - \rho_2 V_2 A_2 h_2 + \Phi_h \quad (2)$$

组分方程:

$$\frac{d\rho_e Y_{e,j}}{dt}\Omega = \rho_1 V_1 A_1 Y_{1,j} - \rho_2 V_2 A_2 Y_{2,j} + \Phi_{Y_j} \quad (3)$$

速度方程:

$$\Delta p_e = \xi \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4)$$

状态方程:

$$p_e = R \sum_{j=1}^m \frac{Y_{e,j}}{M_j} \rho_e T_e \quad (5)$$

式中: ρ 、 T 、 V 、 h 和 Y_j 分别为计算单元的密度、温度、速度、热焓、压强和第 j 组分的质量分数,下标“e”表示此变量代表计算单元的参数,下标“1”和“2”分别表示此变量代表计算单元进口和出口处的参数; A_1 和 A_2 分别为计算单元进口、出口流通面积; Ω 为计算单元体积; Φ_ρ 、 Φ_h 和 Φ_{Y_j} 分别为质量源项、热焓源项和组分源项; ξ 为单元的流阻系数; Δp_e 为相邻 2 个计算单元的压降; R 为通用气体常数; M_j 为第 j 组分的分子量。

能量方程中的热焓 h 由混合气体的温度和组分参数确定:

$$h = \sum_{j=1}^m Y_j f_j(T) \quad (6)$$

式中: $f_j(T)$ 为第 j 组分气体的热焓-温度关系函数。

因为没有对真空舱壁面和泵前管路壁面进行主动冷却,因此壁面与燃气之间的换热量较小,可以忽略燃气与真空舱及泵前管路间的热交换。圆管与燃气流之间的对流换热用气流横掠圆管的实验关联式计算,努赛数 Nu_g 为

$$Nu_g = 0.3 + \frac{0.62 Re_g^{0.5} Pr_g^{1/3}}{[1 + (0.4/Pr_g)^{2/3}]^{0.25}} \cdot \left[1 + \left(\frac{Re_g}{282000} \right)^{5/8} \right] \quad (7)$$

其特征长度为包含霜层厚度的圆管外径。肋片管与燃气流之间的换热用平板对流换热关联式计算,努赛数 Nu_g 为

$$Nu_g = 0.664 Re_g^{0.5} Pr_g^{1/3} \quad (8)$$

式中: Pr_g 和 Re_g 分别为燃气的普朗特数和以肋宽 L 为特征长度的流动雷诺数。

肋片根部焊接液氮管,温度较低,而端部温度

较高,考虑到表面温度不均匀,使用肋片效率 η 对肋片管换热系数理论值进行修正:

$$\eta = \frac{\tanh \theta}{\theta} \quad (9)$$

$$\theta = \frac{1}{L} \sqrt{\frac{h_l}{2\delta\lambda_g}} \quad (10)$$

式中: δ 为肋片厚度; h_l 为对流换热系数; λ_g 为气体热导率。

修正后的对流换热速率为

$$\Phi'_T = \eta h_l (T_w - T_e) S_g \quad (11)$$

式中: T_w 为冷凝管束霜层外表面温度; T_e 为气体温度; S_g 为单排冷凝管的换热表面积。

在气压较低时,气体分子在撞击低温表面后以一定的概率被低温表面捕获而凝华,由此产生低温表面对气体的抽速。冷凝管束对第 j 组分气体的单位面积抽速为^[15]

$$S_j = \alpha_j \sqrt{\frac{RT_e}{2\pi M_j}} \left(1 - \frac{p_{s,j}}{p_e} \sqrt{\frac{T_e}{T_w}} \right) \quad (12)$$

式中: α_j 为气体冷凝系数,表示冷凝的气体分子与碰撞在低温表面上的气体分子之比,对于水蒸汽为 0.9,二氧化碳为 0.6^[15]; $p_{s,j}$ 为冷凝板表面温度下第 j 组分气体的饱和蒸汽压。

气体组分源项可表示为

$$\Phi_{Y_j} = \eta S_j \rho_e Y_{e,j} S_g \quad (13)$$

包含气体冷凝在内的总热焓源项为

$$\Phi_h = \Phi'_T + \sum_{j=1}^m \Phi_{Y_j} h_{e,j} \quad (14)$$

气体冷凝造成的质量源项为

$$\Phi_\rho = \sum_{j=1}^m \Phi_{Y_j} \quad (15)$$

2.2 液氮外流程模型

利用不可压缩的集中参数液体管道模型,将过冷器作为一个计算单元,而每排冷凝管内的多根液氮管道组成一个计算单元,则液氮外流程共有 $n+1$ 个计算单元。单元的温度方程为

$$c_{p,L} \rho_L \frac{dT_{e,L}}{dt} \Omega = Q c_{p,L} (T_{1,L} - T_{2,L}) + \Phi_{T,L} \quad (16)$$

式中: $c_{p,L}$ 为液氮定压比热; ρ_L 为液氮密度; Q 为液氮质量流量; $T_{1,L}$ 和 $T_{2,L}$ 分别为计算单元进口和出口的液氮温度; $T_{e,L}$ 为计算单元的液氮温度; $\Phi_{T,L}$ 为对流换热引起的热量源项,由圆管内湍流换热实验关联式计算。

过冷器采用并联多根盘管换热器的形式,由于盘管外侧液氮处于沸腾传热状态,其换热系数比对流换热系数大几个数量级,因此可近似认为金属管壁温度均匀且恒定,与管外液氮沸点相同。

2.3 冷凝管束模型

在冷凝管束模型中,将每排冷凝管作为一个计算单元。燃气横掠肋片和液氮管,水蒸汽和二氧化碳冷凝在低温表面形成霜层。对于圆管,假设霜层厚度分布均匀,霜层内部和金属管壁内部均存在径向温度梯度、霜层外表面温度 T_w 、金属管壁内表面温度 T_s ,如图 4(a) 所示。对于肋片管,由于肋片面积远大于液氮管表面积,故忽略液氮管表面的结霜,肋片管横截面如图 4(b) 所示。沿肋片厚度方向和宽度方向均有热流传播,因此肋片和霜层内部均存在温度梯度,但由于冷凝管材料为不锈钢,其热导率远大于霜层,故认为金属结构内部温度近似均匀,为 T_s ,霜层厚度方向温度线性变化,其外表面温度为 T_w ,霜层厚度为 Δ 。金属结构和霜层的总热焐 H 为

$$H = M c_{ps} T_s + \frac{1}{2} (T_w + T_s) \sum_{j=1}^m m_j c_{p,j} \quad (17)$$

式中: M 为金属结构质量; c_{ps} 为不锈钢比热; m_j 为第 j 组分霜层的质量; $c_{p,j}$ 为第 j 组分霜层的比热。

由于结霜引起的霜层质量变化率为

$$\frac{dm_j}{dt} = -\Phi_{Y_j} \quad (18)$$

考虑燃气对霜层的传热和金属结构对液氮的

传热,冷凝板总热焐的变化率为

$$\frac{dH}{dt} = -(\Phi_h + \Phi_L + \Phi_T) \quad (19)$$

式中: Φ_L 为燃气结霜的相变潜热。

以稳态导热的温度关系近似霜层的温度分布,燃气对霜层的换热与霜层温度之间存在如下关系:

$$T_w - T_s = -\frac{\Phi_h}{2\pi l} \left(\frac{1}{\lambda_s} \ln \frac{D}{d} + \frac{1}{\lambda_w} \ln \frac{D+2\Delta}{D} \right) \quad (20)$$

$$T_w - T_s = -\frac{\Phi_h \Delta}{\lambda_w S_g} \quad (21)$$

式中: λ_w 为霜层热导率; λ_s 为不锈钢热导率; d 和 D 分别为液氮管内径和外径; l 为液氮管长度。式(20)适用于圆管,式(21)适用于肋片管。式(17)~式(21)组成了冷凝管束模型计算单元的控制方程组。

3 模型求解

3.1 数值算法

系统模型的控制方程组为常微分方程组。其中,真空抽气系统模型的控制方程组可整理为

$$\frac{d\varphi}{dt} = f(\varphi) + s(\varphi) \quad (22)$$

式中: $f(\varphi)$ 为对流项; $s(\varphi)$ 为源项。

待求解的变量为

$$\varphi = (\rho_e, \rho_e h_e, \rho_e Y_{e,j}) \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (23)$$

由于变量之间具有耦合关系,因此对方程组(22)采用一阶隐式欧拉法进行积分。液氮外流程模型和冷凝管束模型的控制方程形式与方程组(22)相同,其求解变量分别只有液氮温度 $T_{e,L}$ 和霜层温度 T_w ,故采用一阶显式欧拉法进行积分。单元界面参数通过迎风插值计算,以确保计算稳定。

计算流程的输入参数包括试验系统的结构尺寸参数、机械泵抽速、发动机喷管出口处燃气流量、温度和组分。系统初始值包括初始时刻的液氮温度、热沉温度、真空舱内气体温度、压力、组分等参数。如图 5 所示,计算从初始时刻开始,按时间层推进。每一时间层内迭代求解真空抽气系统模型、液氮外流程模型和冷凝管束模型。由于各子模型之间存在耦合,为保证数值稳定,在求解过程中进行了 2 个层次的亚松弛迭代。首先,各子模型分别求解,对子模型之间的质量、热量交换源项进行松弛,并将其作为当前时间层收敛的指标。然后,对燃气流速进行松弛,将其作为真空抽气系统模型求解收敛的指标。在当前时间层收敛后,

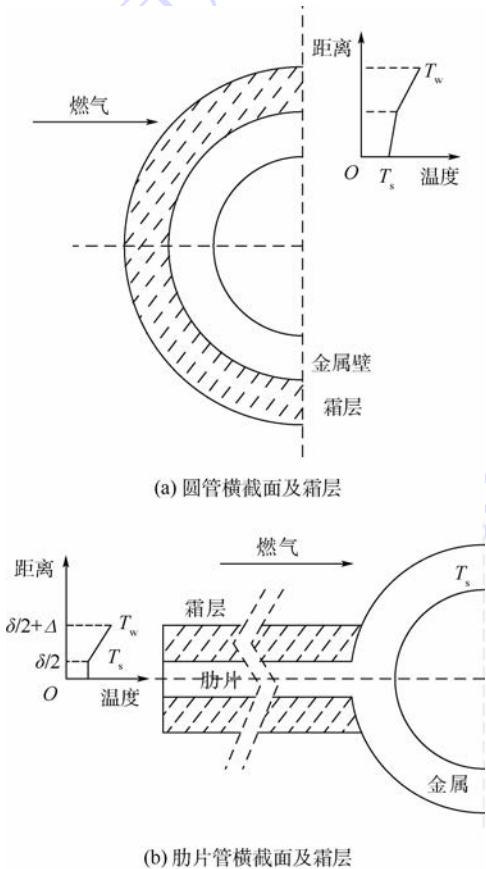


图 4 冷凝管束模型

Fig. 4 Condensing pipes model

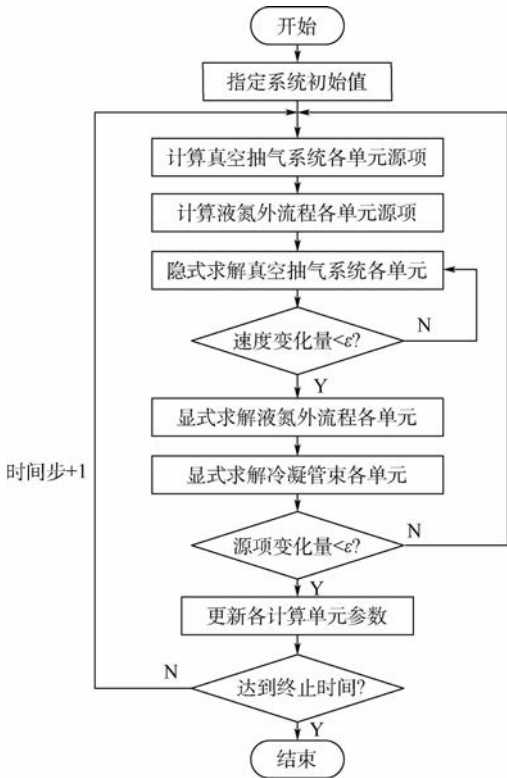


图 5 数值算法流程

Fig. 5 Flow of numerical algorithm

更新各计算单元的参数,转向下一时间层的计算,达到设定时间后结束并输出数据。为保证 15 ms 开关脉冲试验过程的求解精度,时间步长取为 10 μs。

3.2 真空舱单元源项

将发动机排气作为真空舱计算单元的源项进行处理。推进剂总流量 $\dot{m}$ 、燃气组分 Y_j^0 、绝热燃烧温度 T_c 的发动机等效源项为

$$\Phi_p = \dot{m} \tag{24}$$

$$\Phi_{Y_j} = Y_j^0 \dot{m} \tag{25}$$

$$\Phi_h = \sum_{j=1}^m f_j(T_c) \Phi_{Y_j} \tag{26}$$

此外,真空抽气系统内管接头、焊缝等位置均会产生一定程度的泄漏,使真空舱外的空气进入真空抽气系统内。同发动机燃气一样,将这些泄漏空气也作为真空舱计算单元的源项处理,其强度近似为发动机流量的 0.1%,成分为氮气,温度为 300 K。

3.3 真空抽气系统边界条件

在真空抽气系统模型中,将真空机组处理为出口处的速度边界条件。机械泵真空机组的实际抽速与被抽系统的真空度有关,本文中使用的三级罗茨泵机组的极限真空度约 0.1 Pa,当真空舱压力大于 1 Pa 时,机组可以达到最大抽速并近似

保持不变,而在 1 Pa 以下时,机组抽速逐渐衰减至零。抽速 S 与真空舱压力 P 之间的关系为

$$S = S_0 [1 - e^{5.0(P_0 - P)}] \tag{27}$$

式中: S_0 为机组的最大抽速; $P_0 = 0.1$ Pa 为机组的极限真空度。当 $P \leq P_0$ 时,机组的抽速为 0。

3.4 高空模拟试验系统与典型发动机主要参数

参照文献[2]中所述 76 km 高空模拟试验台,选取本文研究的试验系统主要设计参数如表 1 所示。针对以四氧化二氮/甲基肼为推进剂、混合比 1.65、室压 1 MPa、喷管面积比 20 的典型武器系统姿控发动机工况,假设发动机推力为 15 N,根据发动机热力计算确定绝热燃烧温度和喷管出口的主要燃气组分,如表 2 所示。

表 1 试验系统主要设计参数

Table 1 Main design parameters of test system

参数	数值
真空舱直径/m	3
真空舱长度/m	10
机械泵抽速/($\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$)	150
液氮流量/($\text{L} \cdot \text{s}^{-1}$)	15
圆管排数	2
肋片管排数	3
每排管数	35
肋片宽度/cm	15
肋片厚度/mm	5

表 2 发动机及喷管出口燃气主要参数

Table 2 Main parameters of engine and exhaust at nozzle outlet

参数	数值
总流量/($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	5.8
真空推力/N	15
真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	2 587.5
绝热燃烧温度/K	3 053
氮气质量分数/%	42
水蒸汽质量分数/%	26
二氧化碳质量分数/%	19
一氧化碳质量分数/%	11
氢气质量分数/%	2

4 计算结果与分析

4.1 长程稳态试车工作特性

发动机 10^5 s 和 10^4 s 长程稳态试车时高空模拟试验系统工作参数分别如图 6(a)、(b) 所示,其中显示了真空舱工作压力、1#管和 2#管霜层外表面温度、水蒸汽和二氧化碳的比抽速曲线。第 5 s 时发动机点火工作,真空舱压力在发动机点火后迅速上升至 1.72 Pa,在试验过程中逐渐上升,至 $t = 6 \times 10^4$ s 时达到 2.0 Pa,此后不再满足

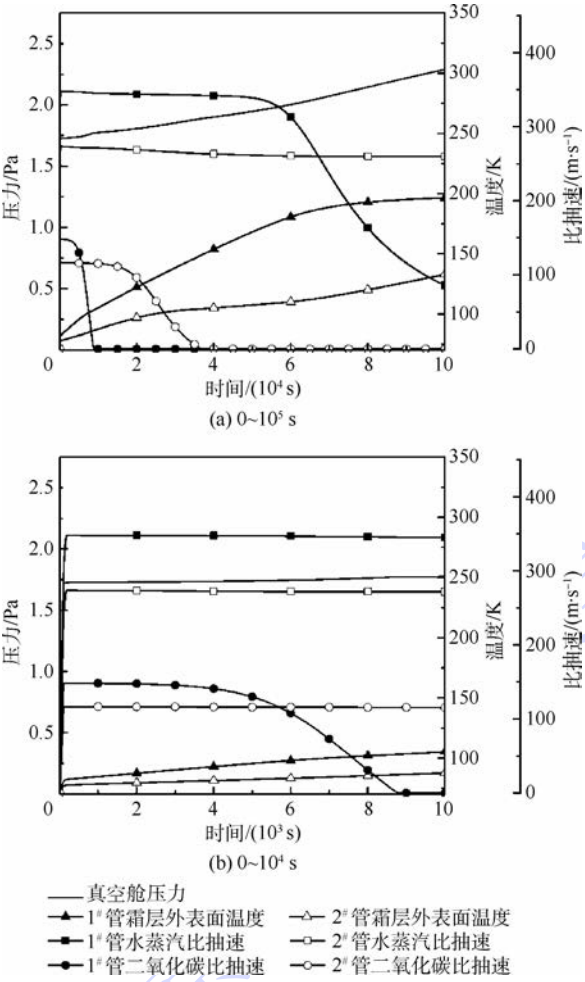


图6 长程稳态试车工作曲线

Fig. 6 Working curves during long-term steady test

76 km 试验的压力 (≤ 2.0 Pa) 要求。

在试验过程中,随着水蒸汽和二氧化碳的凝华,管壁外侧的霜层变厚,霜层外表面温度升高,其对水蒸汽和二氧化碳的抽吸能力逐渐减弱。当 $t = 8773$ s 时,1#管霜层外表面温度升高至 103 K,对二氧化碳的比抽速降为 0,即失去对二氧化碳的抽吸能力。水蒸汽的饱和蒸汽压比二氧化碳低得多,因此 1#管继续抽吸水蒸汽,导致霜层持续增长,霜层外表面温度逐渐升高。在 $t = 6 \times 10^4$ s 时,对水蒸汽抽速开始下降,霜层外表面温度达到平衡,约 200 K。2#管霜层外表面温度上升缓慢,在 $t = 36700$ s 时也失去了对二氧化碳的抽吸能力。

图 7 为 $t = 10^4$ s 时各冷凝管处的液氮温度、燃气温度和组分的数值。可知,在流动方向上,燃气温度降低量逐渐减小,真空舱出口处的燃气温度降至 145 K,与文献[2]描述一致。1#管出口液氮温度最高,其余管温度逐渐降低。因此,1#管内部的液氮流动状态是决定整个液氮流程平稳运行的关键,系统设计参数的选取应保证 1#管

内处于单相换热状态。沿流动方向上,水蒸汽和二氧化碳的质量分数均迅速减小。在 5#肋片管之后,可凝气体的质量分数已经下降至 0.01% 以下。剩余燃气均为不可凝气体,包括 76.4% 的氮气、20% 的一氧化碳和 3.6% 的氢气(质量分数),占发动机排出燃气总质量的 55%。这些不可凝气体由机械泵抽除。

图 8 为试验结束时各冷凝管上霜层质量占总质量的百分比及各冷凝管热载荷占总热载荷的百分比。可知,水蒸汽主要凝华在前 3 根冷凝管上,沿流动方向水蒸汽分压逐渐降低,冷凝管对其的抽速也逐渐降低,因此最终凝华的水蒸汽质量依次减少。由于 1#管霜层外表面温度迅速达到二氧化碳饱和温度,失去对二氧化碳的抽吸作用,因此二氧化碳主要被 2#管和 3#肋片管捕集。5#肋片管处可凝气体的分压已经很低,因此几乎没有霜层产生。所有冷凝管上的霜层质量之和为 260.7 kg,占发动机排出的可凝气体总质量的 99.94%。此外,从各冷凝管所受热载荷功率分布

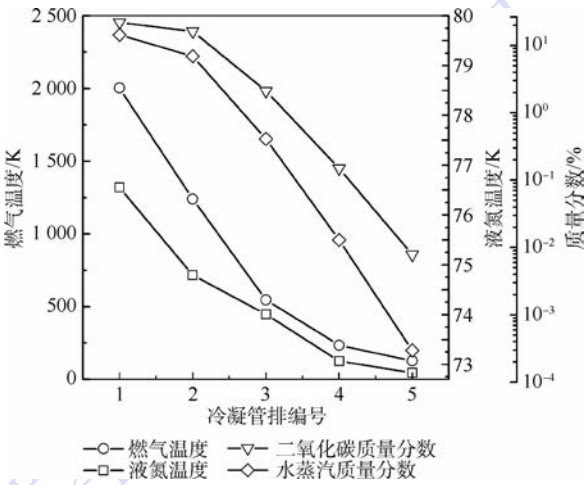


图7 真空舱内沿轴向参数分布

Fig. 7 Axial parameter distribution in vacuum tank

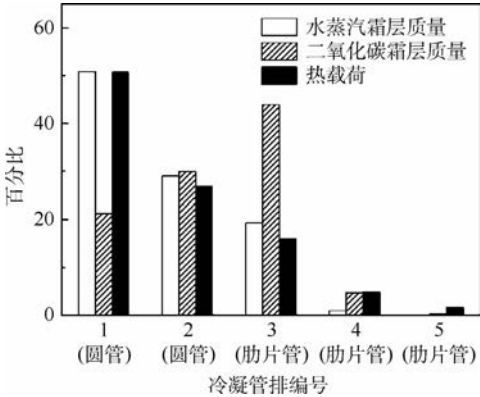


图8 冷凝管霜层质量和热载荷分布

Fig. 8 Frost mass and head load distribution of condensing pipes

可以看出,沿流动方向上热载荷逐渐减小,1#管吸收了发动机 50.6% 的热功率,其工作状态最为恶劣,因此,在试验系统设计中应尽可能增加 1#管中的液氮流量。

4.2 设计参数对稳态工作性能的影响

为分析高空模拟试验系统结构参数对真空舱工作压力的影响,对比计算了不同结构参数下试验系统在 $t=200\text{ s}$ 时的工作性能。关键性能参数有 2 个,即真空舱工作压力和液氮外流程最高温度。在发动机试车过程中,真空舱压力应保持在 76 km 压力以下,液氮系统最高温度应低于液氮沸点,即确保各冷凝管处于单相稳定工作状态。

图 9 为真空舱工作压力随冷凝管肋片宽度和厚度变化的曲线。可知,随着肋片宽度增加,真空舱工作压力逐渐下降,这主要是冷凝管对可凝气体的抽吸面积增加引起的。肋片的效率随其宽度增加而减小,因此肋片宽度较大时,其宽度增加引起的工作压力变化逐渐减小。厚肋片比薄肋片效率更高,因此增加肋片厚度可以使工作压力进一步降低。

图 10 为冷凝管每排管数和冷凝管总排数与真空舱工作压力及液氮外流程最高温度的关系曲线。可知,增加冷凝管排数可以降低工作压力,排数为 5 时,工作压力为 1.72 Pa,增加 1 排肋片管后,工作压力降低为 1.45 Pa。由于 5 排冷凝管已经几乎将可凝气体全部吸收,因此工作压力的降低是由冷凝管对燃气的冷却作用导致的。当排数大于 7 时,工作压力的降低已经很微弱,故针对当前的高空模拟试验系统,其冷凝管排数应不超过 7 排。从冷凝管每排管数的关系曲线可以看出,存在一个最优的管数使得工作压力最低。增加管数一方面将直接导致冷凝管对可凝气体的抽

吸面积增加,而另一方面,由于冷凝管直径和液氮外流程总流量固定,增加管数会降低管内液氮流速,削弱液氮对冷凝管的冷却效果,导致霜层表面温度升高,减弱对可凝气体的抽吸及冷却作用。此外,稠密的管束还会引起燃气流通的压降增加,从而导致真空舱工作压力升高。对于本文研究的高空模拟试验系统,最优的管数为 40。从图 10 中还可以看出,随着管数的增加,液氮系统最高温度逐渐升高,这是由 1#管热负荷增加且其分支液氮流量降低所致。

图 11 为试验发动机流量与试验系统工作参数之间的关系。计算中,发动机混合比、室压和喷管面积比同前所述,即发动机比冲保持不变,推力与流量成正比例。流量范围为 $1\sim7.5\text{ g/s}$,对应发动机推力范围为 $2\sim18\text{ N}$ 。泵入口燃气温度随推力近似线性增长,而真空舱工作压力增长为超越线性。图 11 中还画出了当前试验系统为满足不同流量发动机 76 km 试验时所需的最小机

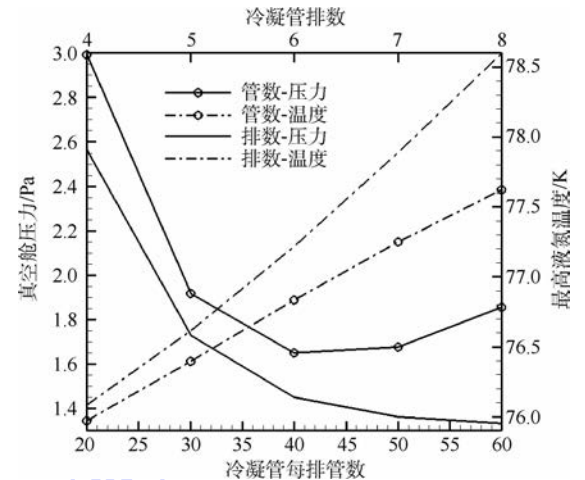


图 10 冷凝管管数和排数与工作参数的关系
Fig. 10 Relationship between number and rows of condensing pipes and working parameters

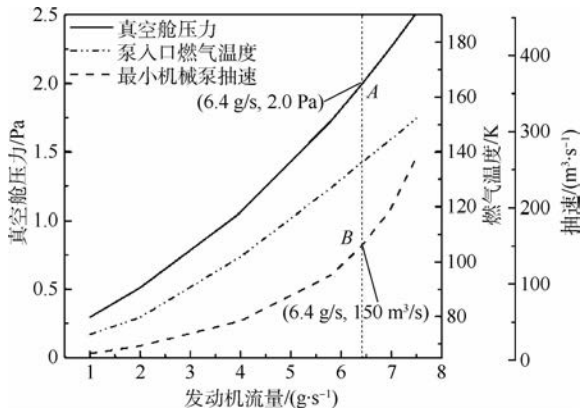


图 11 不同推力发动机时的试验系统工作性能
Fig. 11 Test system working performance under engines with different thrust

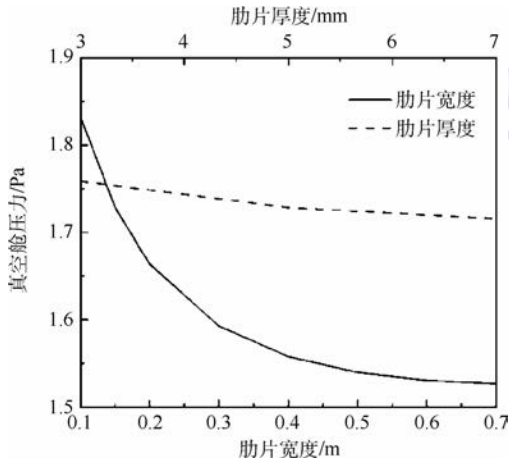


图 9 肋片参数与真空舱工作压力的关系
Fig. 9 Relationship between fin parameters and vacuum tank working pressure

械泵抽速,此抽速随流量增加以近似 2 次方规律增长。1 g/s 发动机试验时,所需泵抽速为 8.8 m³/s,此时可以关闭大部分机械泵机组以减小损耗;7.5 g/s 发动机试验时,所需泵抽速为 270 m³/s,远高于当前试验系统抽速(150 m³/s),此时冷凝能力不足导致泵入口处燃气温度升高、气体比容增加,使得抽气负荷迅速上升。因此,在试验系统进行能力升级改造时,不仅要增加机械泵抽速,同时还要增加冷凝管的排数以降低泵入口燃气温度。此外,进一步的计算表明,当发动机流量大于 8 g/s 时,由于燃气通过冷凝管束产生的压降过大,无论怎样增加机械泵抽速,都不能满足 76 km 试验的真空度要求。

图 11 标出了能在当前系统进行试验的最大发动机流量,即图中 A、B 点。此最大流量为 6.4 g/s,发动机流量大于 6.4 g/s 时,真空舱压力将不能满足 76 km 试验要求。

4.3 设计参数对脉冲工作性能的影响

为分析发动机脉冲工作条件下真空舱内压力的变化特性,对典型的 15 ms 开/15 ms 关脉冲工况进行了计算,结果如图 12 所示,发动机流量上升与下降时间均为 5 ms。可知,脉冲工况下,真空舱最高压力小于 1.1 Pa,仍然满足 76 km 高空模拟试验的要求,然而真空舱压力跟随发动机脉冲上下波动,其周期与脉冲周期相同,波动幅值为 0.7 Pa。真空舱压力的波动将引起发动机推力的测量误差,因此应尽量减小压力波动。

为确定压力波动值的主要影响因素,计算了不同结构参数下的真空舱工作压力曲线,结果如图 13 所示。增加肋片宽度和冷凝管排数均有助于减小压力波动,然而真空舱压力波动值的主要影响因素是真空舱长度和冷凝管每排管数。更大的真空舱容积有助于获得平稳的工作压力,而增

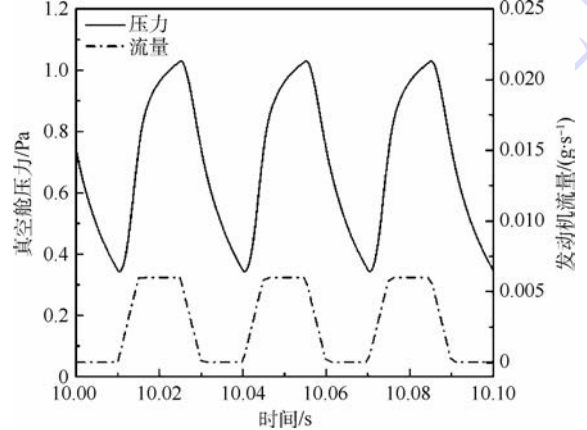


图 12 脉冲工况下真空舱压力曲线

Fig. 12 Vacuum tank pressure curves during pulse ignition test

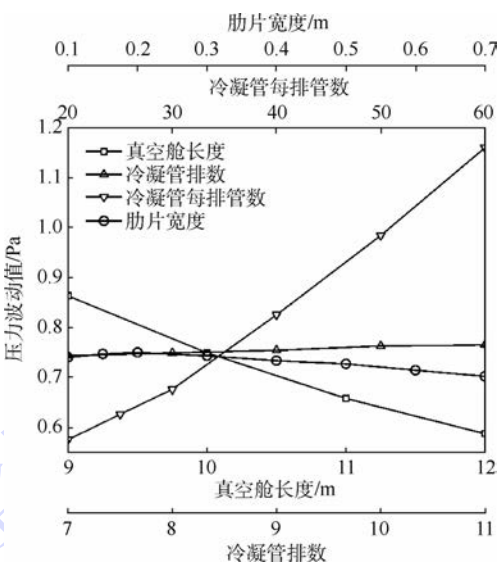


图 13 结构参数与压力波动的关系

Fig. 13 Relationship between structural parameter and pressure fluctuation

加冷凝管每排管数却会使压力波动值增加。因此,在试验系统设计中,冷凝管束不宜过于稠密。

5 结 论

本文建立了考虑燃气相变的高空模拟试验系统动态计算模型,对发动机稳态和脉冲工况下的试验系统工作特性进行了仿真研究,与文献[2]的结果对比验证了计算方法的正确性,并得出了以下结论:

- 1) 当前试验系统能为流量 6.4 g/s (推力约 16.5 N) 以下的四氧化二氮/甲基肼双组元姿控发动机提供 76 km 脉冲及 6×10^4 s 稳态试车环境。
- 2) 发动机长程稳态试车试验中,随着霜层饱和,冷凝管将逐个失去对二氧化碳、水蒸汽的抽吸能力,由此造成真空舱压力的升高。
- 3) 发动机脉冲工况下,真空舱压力将跟随发动机流量波动,15 ms 开关脉冲时的波动幅度约 70%。增加真空舱尺寸和减少冷凝管每排管数均有利于减小压力波动。
- 4) 1[#]管吸收了发动机燃气约 50% 的热功率,是试验系统平稳运行的关键。存在最优的单排管数,使得真空舱压力最低。管数过少则对燃气冷凝不足,管数过多则会增加燃气流动压降。此外,增加肋片宽度和冷凝管排数均有利于降低真空舱压力。
- 5) 系统设计参数一定时,真空舱压力随发动机流量的增加以超线性方式增长。为满足更大流量发动机试验需求,应同时增加机械泵抽速和冷凝管排数。

参考文献 (References)

- [1] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:中国宇航出版社, 2005:319-320.
GUO X F. Liquid rocket engine test[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005:319-320 (in Chinese).
- [2] 李殿东. 76 km 高空环境模拟试验舱的研制[J]. 真空, 2002(5):41-45.
LI D D. Design of 76 km high-altitude space simulation test module[J]. Vacuum, 2002(5):41-45 (in Chinese).
- [3] 凌桂龙, 蔡国飙, 张建华. 基于真空羽流试验的洁净真空系统设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5):1173-1179.
LING G L, CAI G B, ZHANG J H. Oil-free vacuum system design based on vacuum plume experiment[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5):1173-1179 (in Chinese).
- [4] ROBERT C F, ARTHUR D H, THOMAS A K. Space environment facility for electric propulsion systems research: NASA TN D-2774[R]. Washington, D. C.: NASA, 1965.
- [5] JOHN M S, JOHN A H, THOMAS W H. Performance evaluation of the Russian SPT-100 Thruster at NASA LeRC: NASA-TM-106401[R]. Washington, D. C.: NASA, 1993.
- [6] JAMES E. A mission profile life test facility[C]//Proceeding of 13th International Electric Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1978:1-9.
- [7] 韩战秀, 李艳霞, 王海峰. 模拟空间环境试验真空获得技术研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(增刊):38-40.
HAN Z X, LI Y X, WANG H F. Vacuum technology of space simulation test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(s1):38-40 (in Chinese).
- [8] 王文龙, 凌桂龙, 蔡国飙. 大型容器单轴双铰链式大门机构设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(4):399-404.
WANG W L, LING G L, CAI G B. Design and analysis of single-axis-double-pin hinged door for large-scale container[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4):399-404 (in Chinese).
- [9] 张莘艾, 汤海滨, 施陈波, 等. 低功率 N_2H_4 电弧加热发动机高空模拟试验系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8):977-995.
ZHANG X A, TANG H B, SHI C B, et al. High altitude simulation experiment system for low power hydrazine arcjet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8):977-995 (in Chinese).
- [10] 庞贺伟, 孟宪红, 张行. 热沉结构管接头的应力计算与实验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(1):70-73.
PANG H W, MENG X H, ZHANG X. Numerical calculation and experimental verification of stress at joint between two pipes of thermal shrouds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1):70-73 (in Chinese).
- [11] 姜传胜, 王浚. 大型空间环模器热沉设计研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3):305-308.
JIANG C S, WANG J. Quantitative thermal design of heat sinks in large space simulations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3):305-308 (in Chinese).
- [12] 王文龙, 周建平, 蔡国飙. 内置式深冷泵抽速计算及数值模拟研究[J]. 真空科学与技术学报, 2012, 32(5):442-446.
WANG W L, ZHOU J P, CAI G B. Direct simulation Monte Carlo study of pumping speed of internal cryogenic fins[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2012, 32(5):442-446 (in Chinese).
- [13] 李兆慈, 徐烈. 高空模拟试验舱中燃气流动过程的分析与计算[J]. 推进技术, 2000, 21(5):16-18.
LI Z C, XU L. Analysis and calculation for process of exhaust gas flowing in the outer space simulator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5):16-18 (in Chinese).
- [14] 张育林, 刘昆. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京:科学出版社, 2005:113-115.
ZHANG Y L, LIU K. Theory and application of liquid rocket engine dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2005:113-115 (in Chinese).
- [15] 达道安. 真空设计手册[M]. 北京:国防工业出版社, 2004:416-417.
DA D A. Vacuum design manual[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004:416-417 (in Chinese).

作者简介:

卫强 男, 博士研究生。主要研究方向:液体火箭发动机设计、仿真与试验。

梁国柱 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向:固体及液体火箭发动机设计、仿真与试验。

Performance simulation of a 76 km simulated high-altitude test system for liquid attitude-control engines

WEI Qiang, LIANG Guozhu *

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

Abstract: To study the performance of a 76 km high-altitude test system for attitude-control liquid rocket engines, a transient test system simulation model with lumped parameters was built, which considers the phase change of the exhaust. The system model consists of a vacuum pumping sub-model, a liquid nitrogen flow sub-model and a condensing pipe sub-model. The sub-models were coupled through the heat and mass transfer process between the gas, frost and liquid nitrogen. The system working parameters during the steady and the pulsed tests of a bipropellant nitrogen-tetroxide/mono-methylhydrazine attitude-control engine were calculated, and effects of the important system design parameters on working performance were explored. The results show that the current test system could provide environment for the engine pulse tests and 6×10^4 s steady tests with a maximum propellant flow rate of 6.4 g/s (thrust is about 16.5 N); in long-term test, the frost on the surface of condensing pipes will get saturated and lose the ability to absorb carbon dioxide and water vapor, leading to the gradually increase of the vacuum tank pressure; during the engine pulsed test, the vacuum tank pressure will fluctuate with the pulses, up to about 70% in the 15 ms pulse case. The conclusion of the study could be a guide in the design and upgrade of the high-altitude test system for the liquid attitude-control engines.

Keywords: simulated high-altitude test; test system; liquid attitude-control engine; system simulation; pulse test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0723

基于压缩感知的单脉冲雷达欺骗干扰机研究



王彩云*, 何志勇, 官俊

(南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘 要: 欺骗干扰是一种常用的雷达干扰技术,提出了一种对抗单脉冲雷达的欺骗干扰机设计新方法。在分析欺骗干扰信号特性基础上,基于压缩感知(CS)框架和数字射频存储(DRFM)技术,根据线性调频(LFM)信号在分数阶傅里叶域的能量聚集特性,设计了压缩感知框架下的DRFM以产生角度欺骗干扰信号;通过控制干扰信号强度产生角度拖引和闪烁干扰以实现对单脉冲雷达角度跟踪的有效干扰。仿真实验结果表明,干扰机能够产生良好的角度欺骗干扰信号,通过干扰信号强度控制能够产生稳定的角度拖引和闪烁干扰。

关 键 词: 欺骗干扰; 分数阶傅里叶变换; 数字射频存储(DRFM); 压缩感知(CS); 角度干扰

中图分类号: V243.2; TN972.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1789-09

在现代战场环境中,雷达电子对抗是一种非常重要的手段,能否掌握雷达战争的主动权关系到一场战役甚至一场战争的胜利。单脉冲雷达是一种精确测角雷达,具有数据速率高、抗干扰能力强的优点,广泛应用于各种雷达系统和主动雷达制导导弹中,因此单脉冲雷达电子对抗技术,特别是对单脉冲雷达进行角度干扰是电子对抗领域的一个重点问题^[1-3]。目前,国内关于单脉冲雷达欺骗干扰多是对单脉冲雷达角度欺骗干扰技术的理论性进行研究与分析。文献[4]对交叉眼的干扰效果进行了详细的分析,并推导了交叉干扰机在不同雷达照射角度下的干扰角度;文献[5]提出了一种四点源交叉眼干扰机的干扰模型,并分析了两队干扰机之间的夹角对雷达系统干扰角度的影响;文献[5-6]研究了文献[3-4]中干扰场景下不同雷达照射角度的容限分析结果。文献[7]研究了交叉眼干扰中两干扰源的干扰信号强度比与相位差对交叉眼干扰系统的影响。以上这些研

究都鲜少涉及到雷达干扰机的设计与实现。

本文在研究雷达角度欺骗干扰信号一般特性的基础上,根据线性调频(Linear Frequency Modulation, LFM)信号在分数阶傅里叶域的能量聚集特性,提出了一种压缩感知框架下的数字射频存储(Digital Radio Frequency Memory, DRFM)干扰机模型。干扰机通过对雷达信号压缩采样可在较低采样频率下获取欺骗干扰信号,在对单脉冲相干两点源干扰的研究基础上,通过控制干扰信号强度比,在实现角度拖引干扰基础上,考虑了闪烁干扰的实现问题,实现了对单脉冲雷达的有效角度欺骗干扰。仿真实验表明,本文提出的干扰机模型能够产生较好的欺骗干扰信号,同时干扰机具有产生稳定的角度拖引干扰和闪烁干扰能力。

1 理论基础

1.1 压缩感知基本理论

压缩感知(Compressed Sensing, CS)理论由

收稿日期: 2016-09-07; 录用日期: 2016-12-09; 网络出版时间: 2017-01-18 16:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170118.1607.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61301211); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

* 通讯作者: E-mail: wangcaiyn@nuaa.edu.cn

引用格式: 王彩云, 何志勇, 官俊. 基于压缩感知的单脉冲雷达欺骗干扰机研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1789-1797. WANG C Y, HE Z Y, GONG J. Research on deception jammer against monopulse radar based on compressed sensing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1789-1797 (in Chinese).

或相似。

2.2 DRFM 压缩感知角度欺骗干扰机

DRFM 是一种可以存储一定带宽范围内的射频信号并对其进行精确复制输出的电子战设备,其关键技术在于对信号的量化存储和重构。DRFM 一般有全脉冲存储转发、短脉冲存储循环转发和间歇采样存储转发 3 种工作方式。相比于后 2 种存储方式,全脉冲存储信号具有良好的相干性,处理复杂信号的能力较强^[10]。但是全脉冲存储时数据量较大,对存储器、采样器等都具有极高的要求。DRFM 技术的重点是实现信号的精确采样与恢复,因此,笔者设计了一种基于压缩感知框架的 DRFM 系统,在保留信号相干性的同时,降低 DRFM 系统对存储器、采样器等的需求。图 2 为本文所提出的 DRFM 压缩感知交叉眼干扰机模型。图中:DFRFT 为离散分数阶傅里叶变换。

图 2 中的干扰机模型主要包含变频模块、压缩感知模块、存储单元、滤波模块等。变频模块实

现对信号的上下变频;压缩感知模块包含 FRFT 阶数估计模块、测量模块、重构模块等,实现对信号的压缩采样与重构恢复。当雷达射频信号被接收并且传入 DRFM 信号处理单元时,通过下变频,低通滤波可以得到雷达中频信号;然后,FRFT 阶数估计模块用于获取 LFM 雷达信号的最优变换阶以及 LFM 信号在 FRFT 域的稀疏表示结果;之后,测量模块获取雷达信号的压缩采样结果,采样数据送入高速存储器中。另一方面,DFRFT 字典模块根据所获取的最优变换阶构建 DFRFT 正交基字典。在输出端,重构和恢复模块将存储器中存储的数据信息恢复得到源信号;再对恢复后信号进行一定干扰调制得到角度欺骗干扰信号;最后经过上变频,带通滤波后,通过移相器产生两路具有稳定相位关系的干扰射频信号;两路信号分别经由干扰发射机 1 和干扰发射机 2 中。干扰发射机对两路信号增益、放大后再转发给目标雷达,以实现对方雷达的角度欺骗干扰。

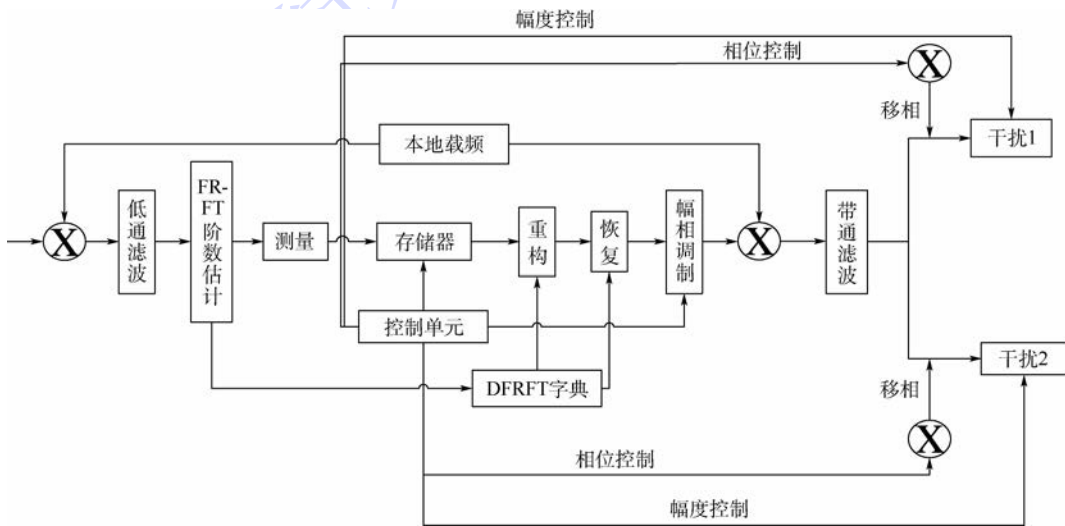


图 2 DRFM 压缩感知相干干扰机模型

Fig. 2 Model of CS-DRFM coherent jammer

2.2.1 欺骗干扰信号的构建方法

2.1 节中分析了角度欺骗干扰信号应具有的一般特性,为了能够得到较好的欺骗干扰信号,本文干扰机根据 LFM 信号在分数阶傅里叶域的能量聚集特性,采用压缩感知算法得到欺骗干扰信号,在精准重构信号的同时,可以降低 DRFM 对高速采样器和存储器的需求。根据 FRFT 理论可知,调频率相同的 LFM 信号所对应的最佳能量聚集阶次相同。

式(2)给出了 FRFT 变换的变换式,FRFT 的逆变换式为

$$x(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} X_p(\mu) K_{-p}(\mu, t) d\mu \tag{5}$$

则信号 $x(t)$ 可以看作是以逆变换核函数 $K_{-p}(\mu, t)$ 为基的函数空间上展开的,则 $x(t)$ 是以 $X_p(u)$ 为权系数的正交基函数 $K_{-p}(\mu, t)$ 所表征,即为所需的 FRFT 正交基字典。本文考虑使用离散化核矩阵作为 FRFT 正交基字典,选用 Pei 采样型 DFR-FT 算法^[11],具有最低的运算复杂度,文献[12]中给出了基于 Pei 采样型 DFRFT 算法的正反变换的矩阵表示形式。逆离散分数阶变换的矩阵表示形式为

$$\begin{cases} \mathbf{x} = \mathbf{F}_{-p} \mathbf{X}_p \\ \mathbf{X}_p = [X_p(0), X_p(1), \dots, X_p(N-1)]^T \\ \mathbf{x} = [x(0), x(1), \dots, x(N-1)]^T \end{cases} \tag{6}$$

式中: $\mathbf{x}$ 为原信号向量; $\mathbf{X}_p$ 为 p 阶分数阶变换后信号向量; $\mathbf{F}_{-p}$ 为一个 $N \times N$ 的离散分数阶变换核矩阵。变换矩阵中的元素为

$$\mathbf{F}_{-p}(m,n)=\begin{cases} A_p \rho_1^{-m^2} W^{-mn} \rho_2^{-n^2} & p \neq 2k \\ \mathbf{I}_{N \times N} & p = 4k \\ \mathbf{J}_{N \times N} & p = 4k + 2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\rho_1^{-m^2} = \exp\left(-j\frac{1}{2}(\Delta\mu)^2 m^2 \cot\alpha\right)$, $\Delta\mu = 2\pi \cdot |\sin\alpha|/(\Delta tN)$, Δt 和 $\Delta\mu$ 分别为时域采样间隔和 p 阶分数阶域采样间隔; $A_p = \sqrt{(\sin\alpha - j\cos\alpha)/N}$; $\rho_2^{-n^2} = \exp\left(-j\frac{1}{2}(\Delta\mu)^2 n^2 \cot\alpha\right)$; $W = \exp(-j2\pi/N)$; $m, n = 0, 1, \dots, N-1$; k 为整数; $\mathbf{I}_{N \times N}$ 和 $\mathbf{J}_{N \times N}$ 分别为维数为 N 的单位矩阵与互换矩阵。

Pei 采样型算法能够保证离散分数阶变换的正交性和可逆性。由于 LFM 信号在 FRFT 域的能量聚集特性, $\mathbf{X}_p$ 应为一个稀疏信号。对比式(4)与式(1),可以得到 $\mathbf{X}_p$ 是源信号 $\mathbf{x}$ 在分数阶傅里叶域的稀疏表示结果,则逆变换矩阵 $\mathbf{F}_{-p}$ 可以看作正交基字典。而压缩恢复算法可以根据正交基字典从压缩采样信号中得到恢复信号。

由上可知,干扰机产生欺骗干扰信号流程如下:当干扰机接收到敌方雷达发射的信号后,通过 FRFT 阶数估计模块获取雷达信号的变换阶数,以及 LFM 信号在分数阶傅里叶域的稀疏表示结果;然后,测量模块实现对信号的压缩采样,压缩采样信息存入高速存储设备;最后,信号重构与恢复模块通过压缩恢复算法以及 DFRFT 字典模块中的正交基字典实现对信号的重构与恢复,得到信号的精确恢复值,经过变频,相移得到两路具有稳定相位差的干扰射频信号。

2.2.2 干扰机工作方式

在利用 DRFM 干扰机实现相干干扰的基础上,本文研究了各干扰因素(如干扰信号强度比、干扰信号相位差等)对干扰性能的影响;通过控制两干扰源发射信号的强度,实现对单脉冲雷达的角度拖引干扰。采用 DRFM 干扰机进行角度拖引干扰的方法如下:当干扰机接收到信号时,DRFM 产生角度欺骗干扰信号;DRFM 控制模块控制干扰信号回波比不断增大,以使测角误差不断增大,诱使单脉冲雷达角跟踪系统沿着错误的角度轨迹跟踪目标,以达到角度拖引欺骗干扰的目的。在达到最大拖引角度后,通过干扰机控制强度比实现对目标雷达的闪烁干扰。

角度拖引欺骗干扰具有 3 个阶段:①捕获期,干扰机接收到雷达信号后,获取雷达信号信息,产

生欺骗干扰信号;②拖引期,欺骗干扰机通过控制干扰参数(如干扰信号幅度比、相位差、回波信号强度比),使角度欺骗干扰信号不断偏离目标信号,诱使单脉冲雷达角跟踪系统沿着错误的角跟踪轨迹跟踪假目标信号;③闪烁期,在达到预定最大的拖引干扰角度 $\Delta\theta$ 后,调整干扰机两干扰信号强度比,可以使误差角度接近 $-\Delta\theta$,通过周期性控制干扰信号强度比,可以使雷达跟踪天线在 $2\Delta\theta$ 角度范围内追摆,以达到对单脉冲雷达的角度欺骗干扰。

3 仿真实验与分析

3.1 LFM 压缩感知性能分析

接收机接收到的 LFM 雷达回波信号如下:
$$x_r(t) = A \exp[j\pi k(t - \tau)^2 + j2\pi f_0 t] \quad (8)$$
式中: A 为信号增益,与发射机增益、天线增益等有关; k 为 LFM 信号的调频率。

参考文献[13]对 LFM 信号参数进行设置,取载频 $f_0 = 0$,带宽 $B = 200$ MHz,脉冲宽度 $T = 2 \mu\text{s}$,采样频率 $f_s = 512$ MHz。采用二维峰值搜索算法对干扰机接收到的信号进行 FRFT 阶数估计。二维峰值搜索算法的基本思想是:以变换阶数 p 为变量,对回波信号进行 FRFT,得到信号在分数阶傅里叶域的二维分布,二维峰值对应的变换阶数即为信号的最优 FRFT 变换阶。本文的仿真实验中,设置阶数范围 $p \in [-1, 1]$,阶数步长为 0.01。图 3 为 LFM 源信号。图 4 为使用二维峰值搜索算法得到的 LFM 信号在 FRFT 域的二维分布。图 5 为 LFM 信号在 FRFT 域的稀疏表示结果。图 6 为使用压缩采样匹配追踪(Compressed Sampling Match Pursuit, CoSaMP)重构算法^[14]得到的稀疏重构结果。图 7 为压缩恢复信号。

根据图 3 ~ 图 7 可知,在低信噪比(Signal Noise Rate, SNR)情况下,基于 FRFT 的 LFM 压缩

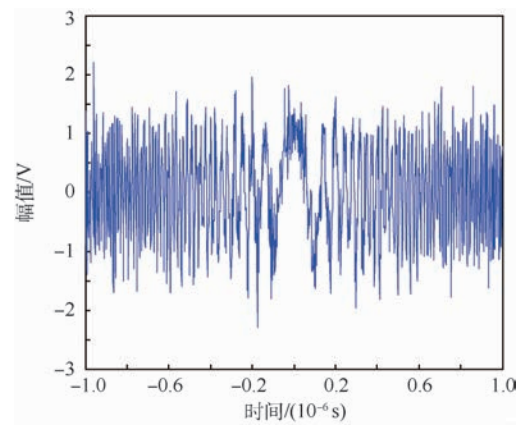


图 3 LFM 源信号(SNR = 5 dB)
Fig. 3 LFM source signal (SNR = 5 dB)

感知仍具有很好的恢复效果。同时,恢复信号中的噪声分量在压缩恢复过程中也得到了一定的消除,这是因为噪声信号在 FRFT 域不具备能量聚集特性。

为了描述信号的重构性能,本文定义损耗因子(Loss Factor, LF)为

$$LF = \frac{\|\hat{\theta} - \theta\|_2}{\|\theta\|_2} \tag{9}$$

式中: θ 为回波信号在 FRFT 域的稀疏表示; $\hat{\theta}$ 为 CoSaMP 重构算法重构出的稀疏系数重构结果。通过比较恢复后信号能量损耗来表示系统的恢复

性能。本文仿真了不同信噪比下的信号损耗因子。图 8 为损耗因子随信噪比变化的关系图。

由图 8 可知,随着信噪比的升高,损耗因子不断减小,表明压缩恢复后的信号保留了原信号更大部分的能量,则压缩恢复后的信号能够更精确地表示原信号。

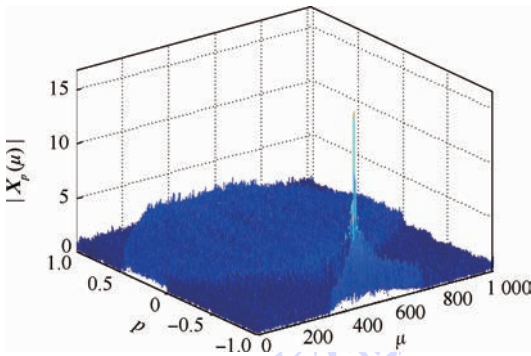


图 4 LFM 信号在 FRFT 域二维分布 (SNR = 5 dB)

Fig. 4 Two-dimensional distribution of LFM signal in FRFT domain (SNR = 5 dB)

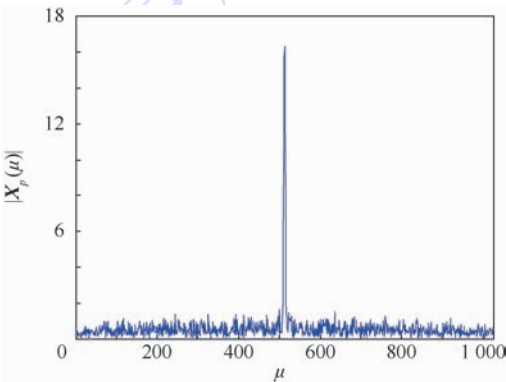


图 5 LFM 信号稀疏表示结果 (SNR = 5 dB)

Fig. 5 Sparse representation of LFM signal (SNR = 5 dB)

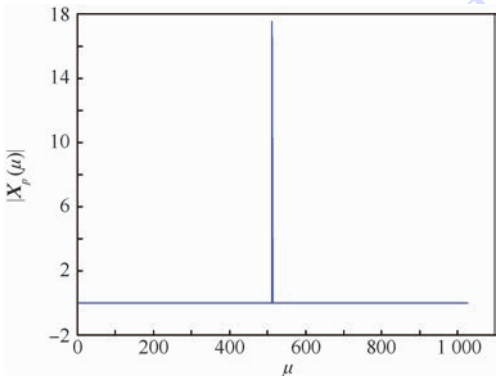


图 6 稀疏系数重构结果 (SNR = 5 dB)

Fig. 6 Reconstruction of sparse coefficient (SNR = 5 dB)

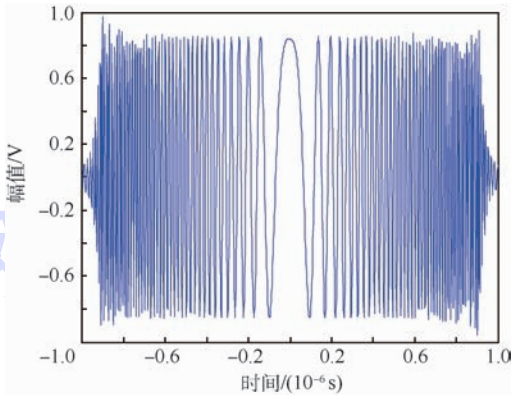


图 7 压缩恢复信号 (SNR = 5 dB)

Fig. 7 Compressive recovery signal (SNR = 5 dB)

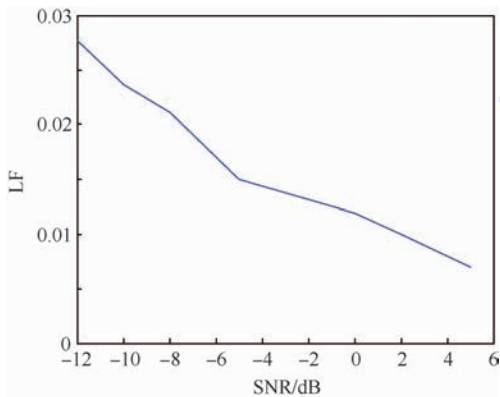


图 8 压缩感知损耗因子

Fig. 8 Loss factor of compressed sensing

3.2 干扰机干扰效果仿真

3.2.1 单脉冲雷达系统仿真模型

为了验证本文所提出的干扰机模型的干扰效果,根据文献[15-17]等构建了单脉冲雷达测角系统,通过建立的单脉冲雷达测角系统,验证干扰机对单脉冲测角所产生的影响。图 9 为单脉冲雷达测角系统的模型框图。

单脉冲雷达向目标发射 LFM 信号,当机载干扰机接收到雷达发射信号后,欺骗干扰机对干扰机接收信号进行处理并产生欺骗干扰信号,并通过干扰发射机发射出去。此时,单脉冲雷达接收机会接收到包含噪声、目标回波以及干扰信号的混合信号,经过雷达信号处理与数据处理最后得到角度信息。

表 1 为单脉冲雷达测角系统各主要模块所使用的模型。

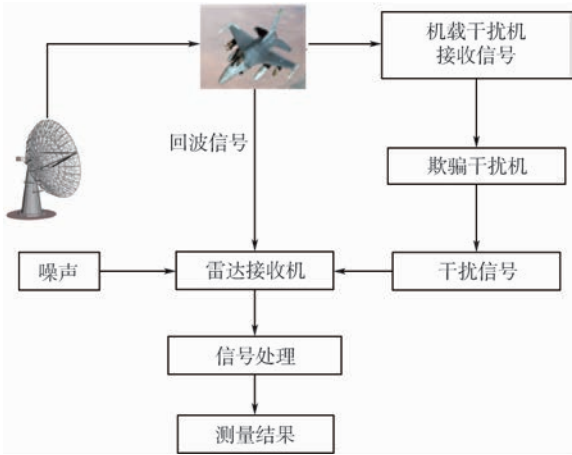


图9 单脉冲雷达测角系统框架

Fig.9 Framework of monopulse radar system

表 1 单脉冲雷达测角系统各模块模型

Table 1 Module models of monopulse radar system

系统模块	模块参数模型
天线模块	改进 sinc 函数模型
噪声模块	高斯白噪声
目标模块	点目标
信号模块	LFM 信号
测角模块	比幅测角

3.2.2 干扰机干扰性能仿真分析

对于相干干扰(交叉眼干扰),采用机载干扰机,2个干扰源一般设置于机翼两端,若两干扰源间距离为 d ,则两干扰源相对于雷达电轴的夹角为 $\Delta\theta = \arcsin(d/R)$

令两信号干扰源信号幅度比为 b ,回波信号与干扰信号的幅度比为 a ,如下:

$$\begin{cases} b^2 = A_{j_2}^2/A_{j_1}^2 \\ a^2 = A_r^2/A_{j_1}^2 \end{cases} \quad (11)$$

文献[12]中给出了相干干扰的理论干扰角度:

$$\theta' = \frac{\Delta\theta}{2}(1 - b^2 + a\cos\varphi_2 - ab\cos(\varphi_1 - \varphi_2))/(1 + b^2 + a^2 + 2b\cos\varphi_1 + 2a\cos\varphi_2 + 2ab\cos(\varphi_1 - \varphi_2)) \quad (12)$$

式中: θ' 为雷达跟踪的天线误差指向角。

本文采用点目标模型,按照3.2.1节所示构建仿真模型,参照F-16战机翼展9.45 m为例设置两干扰源,令点目标距离雷达10 km,则可计算得到两干扰源张角为0.000 945 rad,设置目标方位角0.5 rad(28.64°),目标俯仰角0.4 rad(22.92°),两干扰源产生的干扰信号相位差为 φ 。需要注意的是,下列1)~3)中的仿真未考虑噪声的影响。

1) 干扰信号强度比对干扰效果的影响

图10为不同干扰信号强度比下的单脉冲雷

达系统测角结果。令两干扰源间的相位差 $\varphi = \pi$,回波信号强度比 $a = 1/100$ 。图10中:红色星型线是采用式(11)的理论仿真结果,蓝色三角型线是采样压缩感知恢复信号构建的角度干扰信号进行相干干扰的角度欺骗干扰结果。可以看出,随着干扰信号强度比 b 不断趋向于1,干扰误差角度越来越大,且干扰机干扰效果基本可以达到理论仿真的最大角度。

2) 相位差对测角结果的影响

本文研究了两路干扰信号之间的相位差对于测角误差的影响。取两干扰源之间的干扰信号强度比为 $b = 0.99$,回波信号强度比 $a = 1/100$,仿真实验结果如图11所示。图中: φ 为相位差。

图11为不同相位差下的测角误差仿真结果。图中:红色星型线表示根据式(12)仿真所得到的理论测角误差结果,蓝色三角型线表示使用本文所提出的干扰机所得的测角误差结果。由图11可知,两干扰源相位差越接近 π ,仿真得到的测角误差越大,即欺骗干扰效果越好。同时,测角误差具有相对于 π 对称的效果,且在测角误差相位差较为接近 π 时,变化十分明显,相位差远离 π 时,几乎无影响,且干扰效果很弱。同时,从图中还可以看出,采用压缩感知恢复信号作为角度欺骗干扰信号时,角误差十分接近理论角误差仿真结果。

3) 回波信号强度比对测角结果的影响

本文研究了回波信号强度比对相干干扰的影响。图12为不同回波信号强度比下的单脉冲雷达系统测角结果。

图12中:红色星型线表示根据式(12)仿真所得到的理论测角误差结果,蓝色三角型线表示使用本文所提出的干扰机所得测角误差结果。取两干扰源间的强度比 $b = 0.99$,两干扰源间的相位差 $\varphi = \pi$ 。由图12可知,随着回波信号强度比

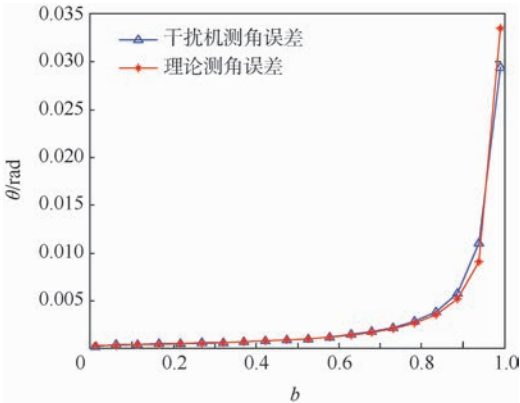


图10 不同干扰信号强度比下测角误差

Fig.10 Angle measurement error at different interference signal intensity ratios

a 不断增大,即回波信号强度不断增强,角度测量结果越来越接近目标角度,即角度干扰效果越来越弱。干扰机在回波信号强度较小时,可以达到理论测角误差,且当回波信号强度比 $a > 0.1$ 时,干扰误差就非常小了。

4) 噪声对交叉眼干扰的影响

图 13 为不同信噪比下的测角误差。两干扰源间的相位差 $\varphi = \pi$,两干扰源之间的干扰信号强度比为 $b = 0.99$,回波信号强度比 $a = 1/100$ 。由

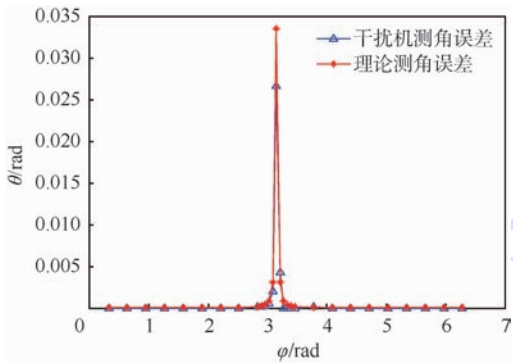


图 11 不同相位差下测角误差

Fig. 11 Angle measurement error under different phase offset

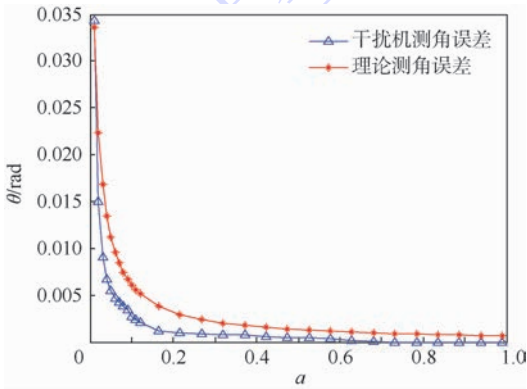


图 12 不同回波信号强度比下测角误差

Fig. 12 Angle measurement error under different echo signal intensity ratios

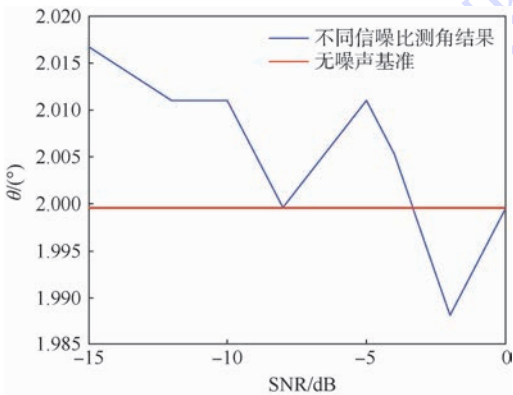


图 13 不同信噪比下测角误差

Fig. 13 Angle measurement error under different SNR

图 13 可知,噪声影响下的相干干扰,干扰误差角在无噪声基准误差角附近波动,同时波动值呈下降趋势。这是因为由于干扰机转发的信号在幅度上远远大于雷达目标的回波信号,相比回波信号,干扰信号不容易淹没在噪声中,而更容易被雷达接收机探测得到;另一方面,噪声是同时作用于雷达干扰信号与雷达目标信号的,因此噪声对干扰误差角的影响并没有那么敏感,而是会引起误差角度在误差基准角(无噪声情况)附近波动。

3.3 角度拖引和闪烁干扰分析

3.3.1 角度拖引干扰

图 14 为一种单脉冲拖引干扰示意图^[12]。这种方法通过将干扰机在一定范围依次排开,按照一定顺序轮流开关机,将雷达的指向角逐渐拖引开。

如图 14 所示,这种方法需要在空间投入多部干扰机才能实现较好的角度干扰,本文在研究图 10 ~ 图 12 中干扰信号、回波信号强度比等因素对角度干扰效果的影响的基础上,提出了一种基于回波信号强度比控制的单脉冲雷达角度拖引干扰。

由图 10 可知,误差角度随着干扰信号强度比增大而增大,且增长速度也越来越快。因此,为了实现近似匀速拖引,对干扰信号强度比进行分段处理,使误差角的增加速度在每一个干扰强度区间段内接近保持匀速增大。将干扰信号强度比的区间段范围设置为 $[0 \sim 0.6]$ 、 $[0.6 \sim 0.9]$ 、 $[0.9 \sim 0.99]$ 3 个区间段,每个区间段对应的拖引时间分别为 T_1 、 T_2 、 T_3 。在每个区间段内,令干扰信号强度比匀速增加。本文采用卡尔曼跟踪滤波器^[18]作为单脉冲雷达角度跟踪模型。设置 $T_1 = 1 \text{ s}$ 、 $T_2 = 3 \text{ s}$ 、 $T_3 = 2 \text{ s}$,所得的角度跟踪结果如图 15 所示。

图 15 中:蓝色三角型线为相干干扰的角度仿真结果,红色圆型线为卡尔曼跟踪滤波器的滤

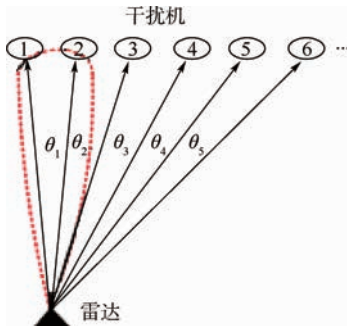


图 14 拖引干扰示意图^[12]

Fig. 14 Schematic diagram of pull-off jamming^[12]

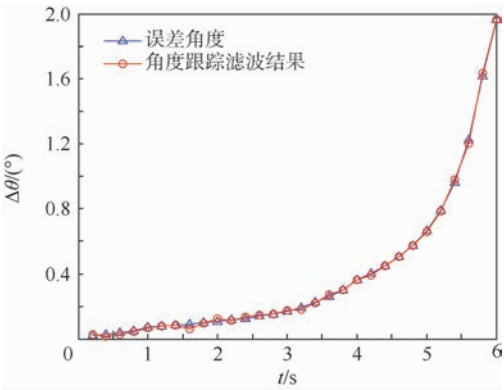


图 15 角度跟踪滤波仿真结果

Fig. 15 Simulation results of angle tracking filter

波输出。从图中可以看出,卡尔曼滤波器能够很好地跟随角度误差角稳步增大,可以拖引达到的最大角度为 1.97° ,拖引时间约为 6 s。

3.3.2 角度闪烁干扰

在 3.3.1 节角度拖引达到最大干扰角度时,进入闪烁干扰期,闪烁干扰方式是通过控制干扰信号强度比周期性的变化来实现的,令 b_1 为 3.2.2 节中干扰信号强度比 b 的倒数,则有 $b_1 = 1/b$,干扰信号强度比按周期 ΔT 来变化:

$$\begin{cases} b = 0.99 & n\Delta T \leq t \leq n\Delta T + \Delta T/2 \\ b_1 = 0.99 & n\Delta T + \Delta T/2 < t \leq (n+1)\Delta T \end{cases}$$

(13)

对于单脉冲雷达,闪烁周期 ΔT 一般为 $1 \sim 6\text{ s}$ ^[19]。文献[20]分析了选取不同闪烁频率对角跟踪回路的影响。

表 2 为角闪烁干扰仿真结果。干扰机强度为相对回波信号强度,设置回波信号强度为 1,根据文献[20]设置闪烁周期 $\Delta T = 2\text{ s}$,误差角度为正表示目标向干扰机 1 方向偏离,反之则表示目标向干扰机 2 方向偏离。由表 2 可知,目标的闪烁角度可以达到 4° 左右,相当于最大拖引角度的 2 倍。

表 2 角闪烁干扰仿真结果

Table 2 Simulation results of angle glint jamming

闪烁时间	干扰机 1 相对强度	干扰机 2 相对强度	干扰信号 强度比	误差角度/ ($^{\circ}$)
$n\Delta T \leq t \leq n\Delta T + \Delta T/2$	100	99	$b = 0.99$	1.97
$n\Delta T + \Delta T/2 < t \leq (n+1)\Delta T$	98	99	$b_1 = 0.99$	-2.03

3.4 干扰机性能分析

相比于多干扰机协同角度拖引方式,采用机载干扰机分布方式简单,无需在空间中投入多部干扰机,因此,干扰机的投入成本小,且本文在角度拖引干扰的基础上,控制干扰信号强度比,可以在拖引干扰完毕后直接引入闪烁干扰,相当于增

强了角度拖引的角度,提升了干扰机性能。另一方面,当目标朝着雷达运动时,随着距离接近,干扰机张角会随之增大,则干扰误差角会越来越大。同时,本文采用压缩感知框架对 DRFM 进行了优化,实现了欠采样条件下的干扰信号重构,提高了 DRFM 干扰机处理高频宽带信号的能力。

4 结 论

为了降低 DRFM 设备对于高速采样器与存储器的要求,本文根据 LFM 信号在 FRFT 域的能量聚集特性,设计了一种压缩感知框架下的 DRFM 单脉冲雷达欺骗干扰机模型,实现了对雷达信号压缩采样,同时,本文以相干干扰原理为基础,通过控制干扰信号强度比实现了稳定的角度拖引干扰以及闪烁干扰,然后设计单脉冲雷达系统,对欺骗干扰机的干扰性能进行了仿真实验。仿真实验结果表明,干扰机可以很好地产生欺骗干扰信号。通过干扰强度控制,能够实现对雷达的稳定拖引以及闪烁干扰。

参考文献 (References)

[1] SHERMAN S M. Monopulse principles and techniques[M]. Dedham: Artech House, 1985: 362-380.

[2] PAIK H, SASTRY N N, SANTIPRABHA I. Effectiveness of repeat jamming using LFM interference signal in monopulse receivers[J]. Procedia Computer Science, 2015, 57: 296-304.

[3] SHANG Z, BAI W, FU X. Analysis of cross-eye jamming[J]. International Proceedings of Computer Science & Information Tech, 2012, 55: 8-12.

[4] LIU S Y, DONG C, XU X J, et al. Analysis of rotating cross-eye jamming[J]. IEEE Antennas & Wireless Propagation Letters, 2015, 14: 939-942.

[5] 刘松杨,董春曦,朱颖童,等. 基于角度参数特定边界值的旋转交叉眼干扰容限研究[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(4): 906-912.

LIU S Y, DONG C X, ZHU Y T, et al. Tolerance analysis of rotating cross-eye jamming based on angle factor specific boundary value[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2016, 38(4): 906-912 (in Chinese).

[6] PLESSIS W P D, ODENDAAL J W, JOUBERT J. Tolerance analysis of cross-eye jamming systems[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2010, 47(1): 740-745.

[7] 张曦,王星,王红卫,等. 单脉冲雷达的相干干扰研究[J]. 现代雷达, 2013, 35(12): 21-26.

ZHANG X, WANG X, WANG H W, et al. A study on Monopulse radar coherent jamming[J]. Modern Radar, 2013, 35(12): 21-26 (in Chinese).

[8] CANDES E J, TAO T. Near-optimal signal recovery from random projections: Universal encoding strategies? [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(12): 5406-5425.

- [9] ALMSLMANY A, CAO Q, WANG C. A new airborne self-protection jammer for countering ground radars based on sub-Nyquist [J]. IEICE Electronics Express, 2015, 12(10): 2015-2091.
- [10] 董创业. 基于 DRFM 的雷达干扰技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2007: 5-10.
- DONG C Y. Researching on radar jamming technology based on DRFM [D]. Xi'an: Xidian University, 2007: 5-10 (in Chinese).
- [11] PEI S C, DING J J. Closed-form discrete fractional and affine Fourier transforms [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2000, 48(5): 1338-1353.
- [12] 陶然. 分数阶傅里叶变换及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 390-391.
- TAO R. Fractional Fourier transform and its application [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 390-391 (in Chinese).
- [13] 方标, 黄高明, 高俊, 等. FRFT 域 LFM 雷达回波信号的压缩采样模型[J]. 西安电子科技大学学报, 2015, 42(1): 200-206.
- FANG B, HUANG G M, GAO J, et al. Compressive sensing of LFM echo signals in FRFT domains [J]. Journals of Xidian University, 2015, 42(1): 200-206 (in Chinese).
- [14] FERREIRA J C, FLORES E L, CARRIJO G A. Quantization noise on image reconstruction using model-based compressive sensing [J]. IEEE Latin America Transactions, 2015, 13(4): 1167-1177.
- [15] MAHAFAZ B R. Radar systems analysis and design using MATLAB [M]. 2nd ed. Boca Raton: CRC Press, 2000.
- [16] 陈明嗣. 雷达系统仿真与角度干扰技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2011: 30-32.
- CHEN M S. Simulation of radar system and research on angle jamming technology [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011: 30-32 (in Chinese).
- [17] 徐喜安. 单脉冲雷达系统的建模与仿真研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2006: 26-28.
- XU X A. Modeling and simulation analysis of monopulse radar [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2006: 26-28 (in Chinese).
- [18] KULIKOV G Y, KULIKOVA M V. The accurate continuous-discrete extended Kalman filter for radar tracking [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2015, 64(4): 948-958.
- [19] 王国玉, 汪连栋, 王国良. 雷达电子战系统数学仿真与评估 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 295-298.
- WANG G Y, WANG L D, WANG G L. Mathematical simulation and evaluation of radar ew system [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004: 295-298 (in Chinese).
- [20] 闫晓鹏, 栗苹, 耿小明. 同步闪烁干扰中闪烁频率的选取 [J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(6): 553-556.
- YAN X P, LI P, GENG X M. Study on blinking frequency selection in non-coherent blinking jamming [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(6): 553-556 (in Chinese).

作者简介:

王彩云 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 雷达信号处理和雷达目标识别方法、电子对抗。

何志勇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 雷达电子对抗。

宫俊 男, 硕士研究生。主要研究方向: ISAR 雷达成像。

Research on deception jammer against monopulse radar based on compressed sensing

WANG Caiyun*, HE Zhiyong, GONG Jun

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Deceptive jamming is a common radar jamming technology. This paper presents a novel deception jammer against monopulse radar. First, the characteristics of angle deceptive signal is analyzed. Then, according to energy aggregation properties of the linear frequency modulation (LFM) signal in fractional domain, a digital radio frequency memory (DRFM) under compressed sensing (CS) framework is proposed in order to generate angle deceptive jamming signal. In order to achieve effective jamming against the monopulse radar tracking system, the angle pull-off jamming and glint jamming achieving method is considered by controlling the power of jamming signal. Simulation results show that origin signal can be recovered with the proposed method very well, and the jammer can achieve a stable angle pull-off and blink jamming.

Keywords: deceptive jamming; fractional Fourier transform; digital radio frequency memory (DRFM); compressed sensing (CS); angle jamming

Received: 2016-09-07; **Accepted:** 2016-12-09; **Published online:** 2017-01-18 16:07

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170118.1607.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61301211); A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author.** E-mail: wangcaiyun@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0672

无直流分量干扰的自适应锁频环同步优化方法



刘玉芝*, 张鑫宇, 卞建鹏, 胡立强

(石家庄铁道大学 电气与电子工程学院, 石家庄 050043)

摘 要: 电网同步是提高并网换流器故障穿越能力的关键技术之一。为实现电网不平衡下换流器快速准确的并网跟踪,提出一种改进的一阶广义积分器锁频环(FOGI-FLL)方法。建立并网换流器数学模型,分析了不平衡电网下的正负序分离原理,并给出了正负序基频分量分离简化结构,讨论了简化结构中一阶广义积分器核心模块的实现方法,在一阶广义积分器滤波结构上进行了改进,增加了可以消除直流分量干扰的积分补偿环节。仿真结果表明,本文所提方法在电网电压不平衡环境中可以实现高性能的同步跟踪效果。

关 键 词: 电网同步; 并网换流器; 一阶广义积分器; 锁频环; 直流分量

中图分类号: TP29; TM615

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1798-07

并网同步是新能源发电系统通过换流器允许接入电网的基本条件之一。同步即保证换流器输出电压与电网电压频率相同、相角相同和幅值相同。锁相环(Phase-Locked Loop, PLL)被广泛应用于并网同步方案中^[1-2]。

理想的PLL应该在电网电压扰动的情況下仍然能够准确和快速地跟踪到电网基波相位信号。三相电网与单相电网不同之处在于:三相电网存在电压不平衡情况,本质原因为存在负序扰动^[3-4]。因此,如何消除负序干扰、提高对电网正序分量的跟踪能力成为当前研究的热点。开环PLL常用过零检测原理,具有方法简单、实现容易特点,但是该方法需要计算反三角函数获得相位角,响应延迟长,且对谐波和负序分量干扰敏感,畸变电压下无法准确锁相^[5]。闭环PLL主要采用基于同步旋转坐标系的PLL实现同步跟踪。如文献[6]中提出基于双同步旋转坐标系的锁相环(Double Synchronous Rotating Frame-PLL, DSRF-

PLL)方法,通过坐标运算实现 dq 轴坐标解耦,可以准确地从畸变电压中分离出正负序分量,但由于解耦过程增加了坐标运算量和滤波结构,系统的动态响应速度仍未提高;文献[7]提出双二阶广义积分器-锁频环(Double Second-Order Generalized Integrator based on Frequency-Locked Loop, DSOGI-FLL),使得同步过程不再受电网畸变相位的干扰,FLL能够快速估计到电网基波频率,提高了电网电压正负序分离的相位/频率跟踪能力。为了简化DSOGI分离电压正负序分量的结构,文献[8-9]提出一种降阶的广义积分器(ROR),利用极性频率选择性特点,正负序分离结构输入、输出端的传递函数由实部二阶降为虚部一阶,简化的滤波环节明显提升了电压正负序分离速度,然而该方法利用PLL跟踪电网相位,对电网电压不平衡引起的相位跳变仍然很敏感,且一阶复数滤波环节无法消除电网存在的直流分量。

综合文献[7-9]各自的优势并考虑消除电网

收稿日期: 2016-08-17; 录用日期: 2016-09-09; 网络出版时间: 2016-11-14 09:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0904.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51307112); 河北省高等学校科学技术研究项目(ZD9201470919)

* 通讯作者: E-mail: lyz1997a@126.com

引用格式: 刘玉芝, 张鑫宇, 卞建鹏, 等. 无直流分量干扰的自适应锁频环同步优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1798-1804. LIU Y Z, ZHANG X Y, BIAN J P, et al. Synchronization optimization method of adaptive frequency-locked loop without DC component interference[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1798-1804 (in Chinese).

直流分量干扰,本文提出一种改进的一阶广义积分器锁频环(First-Order Generalized Integrator based on Frequency-Locked Loop, FOGI-FLL)方法。分析 FOGI 滤波环节的原理,在此基础上给出基于 FOGI 的 FLL 实现方法,改进之处在于在 FOGI 结构上引入积分环节,消除电网不平衡下的直流分量,并对本文所提方法的可行性进行了仿真验证。

1 电压不平衡状态对换流器的影响

三相电压源型逆变器的并网结构如图 1 所示^[10]。图中: V_{dc} 为直流母线电压; S_a 、 S_b 和 S_c 分别为逆变器三相桥臂开关符号; $u_a \sim u_c$ 、 $i_a \sim i_c$ 分

别为逆变器端口三相输出电压和电流; R 和 L 分别为滤波电阻和电感; U_c 和 U_f 分别为逆变器端口电压和电网电压。并网结构的前级 DC/DC 部分为 Boost 升压电路,主要为换流器提供最大功率点;后级 DC/AC 部分为三相全桥换流电路,通过正弦 PWM 调制将前级直流部分转换成交流送入电网;换流器输出接 LC 滤波器,消除入网电流的谐波分量;电网用三相理想电压源和电网阻抗(电感和电阻串联组成)等效代替。

当电网电压出现不平衡波动时,三相三线制输电线路中会出现负序分量,计及直流分量,根据对称分量原理,三相电压的数学表达式为

$$\begin{bmatrix} U_a & U_b & U_c \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} U_0 + U_m^+ \sin(\omega t + \theta^+) + U_m^- \sin(-\omega t + \theta^-) \\ U_0 + U_m^+ \sin(\omega t - 120^\circ + \theta^+) + U_m^- \sin(-\omega t - 120^\circ + \theta^-) \\ U_0 + U_m^+ \sin(\omega t + 120^\circ + \theta^+) + U_m^- \sin(-\omega t + 120^\circ + \theta^-) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: U_m^+ 、 ω 和 θ^+ 分别为正序电压幅值、角频率和相位角; U_m^- 、 $-\omega$ 和 θ^- 分别为负序电压幅值、角频率和相位角; U_0 为直流分量。

式(1)表明,负序分量与正序相比,大小不等、旋转角频率相反,而直流分量大小相等,相位相同。为了实现正负序分量的分离和独立控制,式(1)进行克拉克变换,得 $\alpha\beta$ 静止坐标系电压,如式(2)所示:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} U_\alpha \\ U_\beta \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_a \\ U_b \\ U_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_0 + U_\alpha^+ + U_\alpha^- \\ U_0 + U_\beta^+ + U_\beta^- \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} U_\alpha^+ \\ U_\beta^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_m^+ \sin(\omega t + \theta^+) \\ -U_m^+ \cos(\omega t + \theta^+) \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} U_\alpha^- \\ U_\beta^- \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_m^- \sin(-\omega t + \theta^-) \\ -U_m^- \cos(-\omega t + \theta^-) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

由式(2)可知,电网电压正负序分量的频率幅值相同,但方向相反,即极性相反,若采用谐振滤波方法提取正序分量,应满足谐振频率处幅值无穷大,相频为0,其他频率处幅值衰减为0。

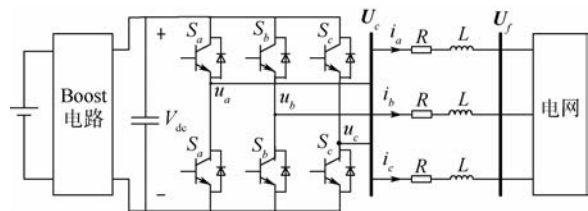


图1 PWM 调制的光伏逆变器并网主电路^[10]

Fig. 1 Main circuit of grid-connected photovoltaic inverter based on PWM modulation^[10]

2 电网同步方法

换流器主要通过 PLL 跟踪电网基频信号,但是在不平衡电网电压下,换流器中 PLL 的跟踪性能会降低甚至失效,导致并网输出电流出现严重畸变^[11]。为解决极端电网下的跟踪速度和精度问题,本文采用一种 FOGI 作为 FLL 的前置滤波环节,为其提供快速精确的电网电压基频正序信号。

2.1 一阶广义积分器

FOGI 是通过引入复数因子将比例积分器(Proportional Integrator, PI)的传递函数改为 2 个极性不同的一阶形式,此方法无需利用过多的旋转坐标转换,能在电网电压不平衡下准确地分离出电压正负序分量,其传递函数如下:

$$\begin{cases} \text{FOGI}^1(s) = \frac{k}{s - j\omega'} \\ \text{FOGI}^2(s) = \frac{k}{s + j\omega'} \end{cases} \quad (3)$$

式中: ω' 为 FOGI 的谐振频率; k 为增益系数, k 值越小,滤波效果越好,但是系统的动态响应速度会变慢,理论上 k 取 $\sqrt{2}$ 时滤波效果和响应速度最佳^[12]。

实现正负序基频分量分离的结构如图 2 所示。图中: U_{abc} 为电网输入电压; $U_{\alpha\beta}^+$ 和 $U_{\alpha\beta}^-$ 为输出基频分量。

FOGI 是正负序基频分量分离结构的核心模块,其实现结构如图 3 所示。

由图 3 可知,FOGI 中复数算子 j 通过 α 轴超前 β 轴 90° 的特性来实现,由于 FOGI 结构简单无

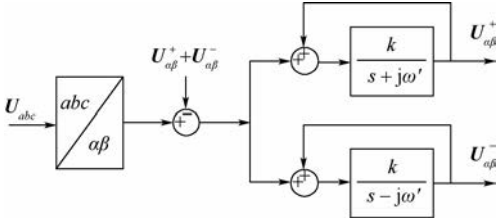


图 2 正负序基频分量分离结构
Fig. 2 Separation structure of fundamental positive and negative sequence components

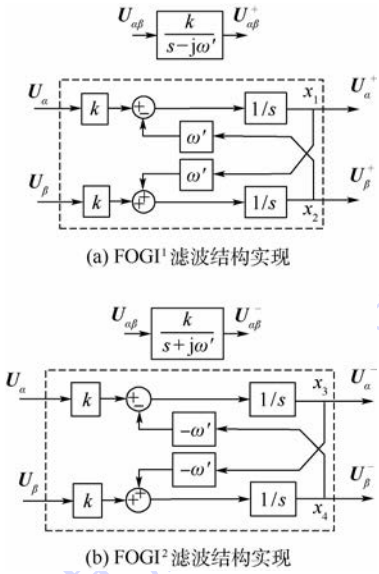


图 3 正负极性 FOGI 滤波结构实现
Fig. 3 Structure of positive and negative pole FOGI filter

三角函数和坐标运算,因此可以精确快速地分离出目标分量。由图 2 可以得出,正负序基频分量输出传递函数为

$$\begin{cases} U_{\alpha}^{+}(s) = \frac{k}{s - j\omega'}(U_{\alpha}(s) - U_{\alpha}^{-}(s)) \\ U_{\beta}^{+}(s) = \frac{k}{s - j\omega'}(U_{\beta}(s) - U_{\beta}^{-}(s)) \end{cases} \quad (4)$$

FOGI 既能对正负序分量直接进行分离,还增加了正负极性频率分离的功能。从图 4 的幅频特性曲线可以看出,当设定的谐振频率为 50 Hz 时,只有 +50 Hz 的输入极性频率才可以无衰减地通过 FOGI,而在 -50 Hz 输入极性频率被过滤掉,由于 FOGI 结构简单,对正负序分量和极性分量都可以进行分离,因此 FOGI 是逆变器并网暂态过程快速准确提取电网基波角频率的理想结构。

由图 4 可知,FOGI 在基波正序分量处增益频带很窄,即使电网频率在允许波动范围内,控制器也会作为频率突变情况进行动态调节。为了降低 FOGI 对允许运行频率的敏感度,解决办法是引入截止频率 ω_c ,增加 FOGI 控制器增益频带带宽。引入截止频率 ω_c 后的传递函数为

$$FOGI'(s) = \frac{k\omega_c}{s - j\omega' + \omega_c} \quad (5)$$

从图 5 可以看出, $\omega_c = 10 \text{ rad/s}$ 的增益频带明显比 $\omega_c = 0$ 的宽,FOGI 结构考虑了一定范围的电网允许频率,因此该结构可以为 FLL 提供不含负序分量的基本角频率。

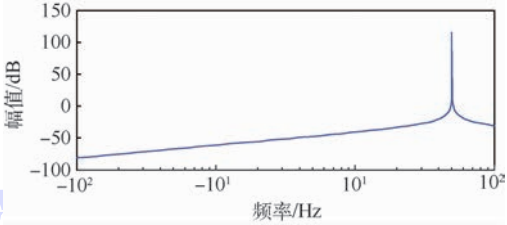


图 4 FOGI 分离 +50 Hz 幅频图
Fig. 4 Amplitude frequency diagram of separating +50 Hz based on FOGI

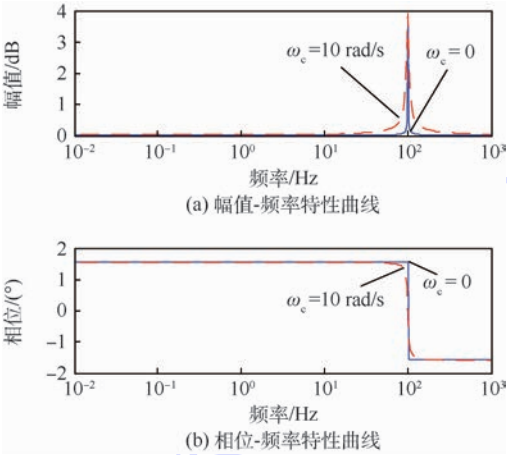


图 5 ω_c 为不同值时的 Bode 图
Fig. 5 Bode diagram of varying ω_c

2.2 锁频环

FOGI 是实现 FLL 结构的重要基础,FOGI 的误差信号 ε_v 与其输入信号 U_{α} 之间的传递函数为

$$E(s) = \frac{\varepsilon_v}{U_{\alpha}} = \frac{k(-s^2 + \omega_c^2 - \omega'^2)}{(s + \omega_c)^2 + \omega'^2} \quad (6)$$

根据式(6)做出误差信号 ε_v 、输出正交信号 U_{β}^{+} 对输入信号 U_{α} 的 Bode 图,如图 6 所示。可知,输入相位 ω 在 ω' 附近出现了 180° 突变,当输入信号频率 ω 小于谐振频率 ω' ,误差信号 ε_v 和输出正交信号 U_{β}^{+} 同相位,即为同相;当 ω 大于谐振频率 ω' 时, ε_v 和 U_{β}^{+} 相位相差 180° ,即为反相。为此引入变量偏差频率 ε_f 为 ε_v 和 U_{β}^{+} 的乘积,当 $\omega < \omega'$ 时, ε_v 和输出正交信号 U_{β}^{+} 同相,此时 $\varepsilon_f > 0$;当 $\omega > \omega'$ 时, ε_v 和 U_{β}^{+} 反相,此时 $\varepsilon_f < 0$;当 $\omega = \omega'$ 时,谐振频率 ω' 增益为 0,即 $\varepsilon_v = 0$,此时 $\varepsilon_f = 0$ 。FLL 实现了对电网基波信号的实时跟踪与控制,

由于反馈信息是角频率而非相位,故称为 FLL。FLL 积分器的增益取负增益系数 $-\gamma$,目的是通过自动调节谐振频率 ω' ,抵偿掉误差信号 ε_v ,实现频率自适应跟踪。频率偏差经过负比例积分后与额定频率 ω_0 相加,最终获得电网基波频率 ω' ,FLL 结构如图 7 所示。

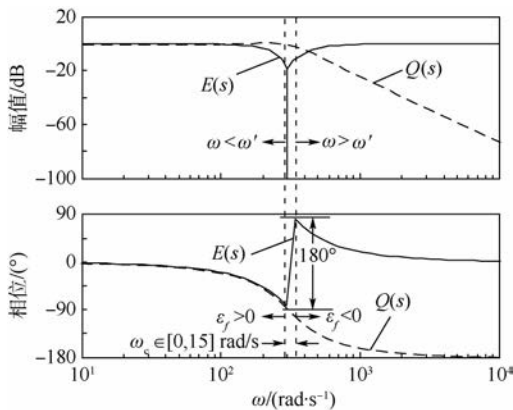


图 6 $E(s)$ 和 $Q(s)$ 的 Bode 图

Fig. 6 Bode diagram of $E(s)$ and $Q(s)$

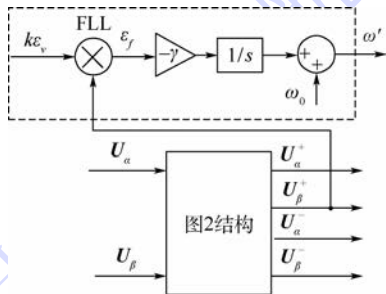


图 7 FLL 结构

Fig. 7 Configuration of FLL

3 FLL 优化方法

换流器在换流期间会不可避免地引入直流分量,其危害在于引起 FOGI 正交信号出现偏差,进而影响 FLL 跟踪精度,因此有必要考虑消除换流过程中直流分量对锁频的干扰^[13]。由于 FOGI 本身的低通滤波特性不能直接消除直流分量^[14],因此在此结构上引入积分补偿环节,其传递函数为

$$G(s) = \frac{k_0 \omega'}{s} \quad (7)$$

式中: k_0 为比例系数。通过对时间的积分,补偿环节能够可靠地消除直流分量。图 8 和图 9 分别为含直流分量抵偿的 FOGI-FLL 结构图和积分补偿环节阶跃响应比较图。

k_0 的大小影响系统的稳定性和响应速度^[15]。根据劳斯判据,若 $k_0 \geq 0$,锁频可以维持稳定,但是 k_0 过大易引起较大的超调量,因此, k_0 应有最

佳值。根据图 9 可以看出,当 $k_0 = 0.5$ 时的超调时间将超过 0.12 s,0.1 s 时响应速度缓慢,而 $k_0 = 0.3$ 动态响应效果较好。

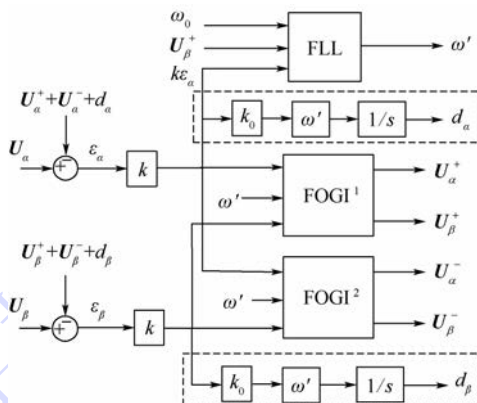


图 8 含直流分量抵偿的 FOGI-FLL 结构

Fig. 8 FOGI-FLL structure with free DC component

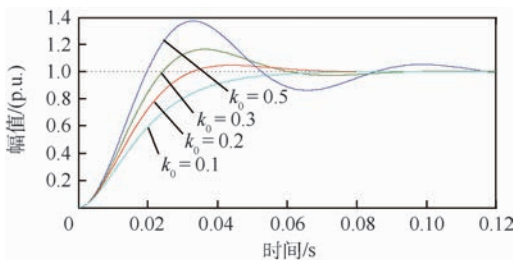


图 9 积分补偿环节阶跃响应比较

Fig. 9 Comparison of step response of integral compensation

为简化传递函数分析,不计对幅频和相频特性影响较小的截止频率 ω_c ,引入直流分量消除环节后的系统的传递函数改写为

$$D_r(s) = \frac{U_\alpha^+}{U_\alpha} = \frac{k\omega's(s + j\omega')}{s^3 + (2k + k_0)\omega's^2 + \omega'^2s + k_0\omega'^3} \quad (8)$$

$$Q_r(s) = \frac{U_\beta^+}{U_\beta} = \frac{k\omega's(-js + \omega')}{s^3 + (2k + k_0)\omega's^2 + \omega'^2s + k_0\omega'^3} \quad (9)$$

$$E_r(s) = \frac{\varepsilon_\alpha^+}{U_\alpha} = \frac{s^3 + \omega'^2s}{s^3 + (2k + k_0)\omega's^2 + \omega'^2s + k_0\omega'^3} \quad (10)$$

$$d_r(s) = \frac{d_\alpha(s)}{U_\alpha} = \frac{k_0\omega's^2 + k_0\omega'^3}{s^3 + (2k + k_0)\omega's^2 + \omega'^2s + k_0\omega'^3} \quad (11)$$

由式(8)~式(11)可知,当 $\omega = \omega'$ 时, $D_r(s)$ 幅频值为 1,相位角为 0, $D_r(j\omega)$ 相位角为 0, $Q_r(j\omega)$ 相位角为 -90° , $E_r(j\omega)$ 和 $d_r(j\omega)$ 幅频值为 0。对于 $\omega = 0$ 的直流输入分量,除 d_r 幅频值为 1,其他皆为 0,这表明积分补偿环节可以消除直流分量且不对基波正负序分离环节构成干扰。

4 仿真分析

为了验证本文方法对电网电压不平衡下的动态响应,进行了电网电压正负序分离仿真、相位跟踪仿真和频率自适应跟踪分析。换流器额定功率为 15 kW,电网近似于无穷大系统,稳态时电网相电压为 220 V,频率为 50 Hz,电压不平衡度为 0.7。为了便于参数的观察和比较,所有仿真参数进行标么值(p.u.)处理。 U_b 和 U_c 两相电压由 1.0 p.u. 跌落至 0.7 p.u.,不平衡运行时段为 0.3 ~ 0.4 s。图 10 为不平衡扰动量注入后的电网电压不平衡波动情况。

1) 正负序分离仿真

为了验证 FOGI 结构的正负序分量分离性能,本文首先将三相电压转换到 $\alpha\beta$ 坐标系下,然后观察电压正负序分量输出情况。对比图 11(a)、(b)可以看出,由于没有进行负序分量分离, $\alpha\beta$ 相电压幅值不相等,电压不平衡问题未解决,而 FOGI 结构可以快速精确地分离出不平衡电压的正负序分量,且正负序电压的 $\alpha\beta$ 轴分量相位一致,正负电压分离过程几乎不存在延时,满足动态响应要求。

2) 相位跟踪仿真

图12比较了采用经典DSRF-PLL估计电网相位

和 FOGI-FLL 估计电网相位情况。可以看出,二者都可以准确地估计到电网基波相位信息,而不受负序干扰,但是在检测速度上 DSRF-PLL 稍逊于 FOGI-FLL,这是由于较二阶滤波系统,FOGI 和 FLL 同时具有一阶频率自适应特性,相位响应缩短了 20 ms。检测出相位波形近似直角三角形,表明分离出的正序电压分量正弦度高,且 U_a^+ 滞后 U_b^+ 90°,与理论分析相吻合。

3) 频率自适应跟踪分析

图 13 比较了传统 DSRF-PLL 和本文提出的 FOGI-FLL 频率估计情况。可以看出,采用传统 DSRF-PLL 方法估计的电网相位暂态响应时间长,且频率跳变不稳定,而 FOGI-FLL 频率估计时间缩短到 20 ms,且频率波动小。对于实际的电网频率变化,该动态响应时间可以不计。

4) 直流分量变化

为验证 FOGI-FLL 与直流分量之间的关系,在 0.3 ~ 0.4 s 时,设置电网单相电压不平衡,且电

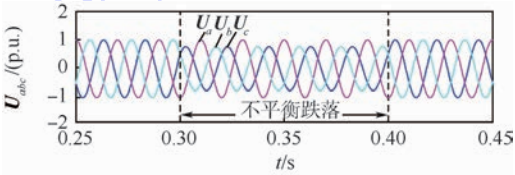


图 10 两相电网电压跌落波形
Fig. 10 Waveforms of two-phase grid voltage fall

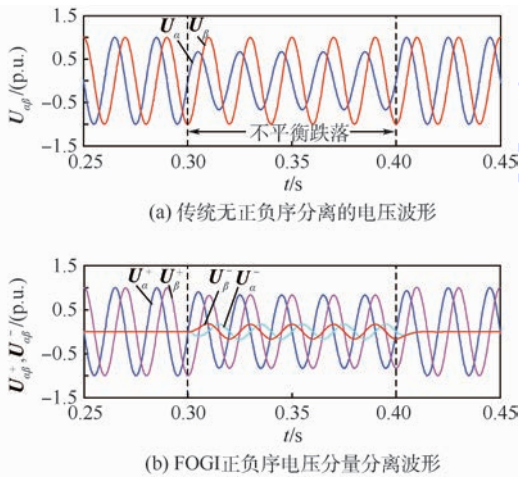


图 11 正负序电压分量分离波形
Fig. 11 Separation waveforms of positive and negative sequence voltage component

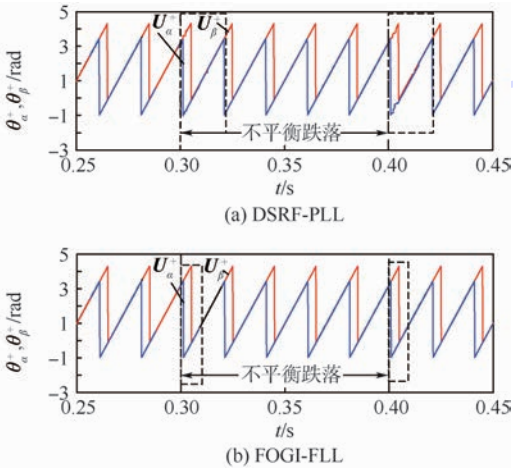


图 12 相位检测波形
Fig. 12 Waveforms of phase detection

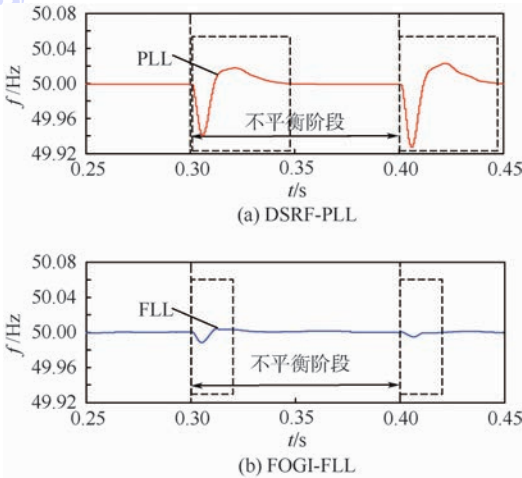


图 13 频率检测波形
Fig. 13 Waveforms of frequency detection

网注入直流电压分量为 0.1 p. u., 输出结果如图 14 所示。从图中虚线可以看出, 在含有不平衡直流分量的电网电压中, 经典的 DSRF-PLL 提取的 $U_{\alpha\beta}$ 未能消除直流分量, 且估计的频率中含有近似 50 Hz 的交流分量, 电网同步跟踪效率不理想; 本文的 FOGI-FLL 可以滤除直流分量, 且电网估计频率也不含交流分量, 在 30 ms 内恢复稳定, 同步跟踪性能良好。本测试表明了换流器同步跟踪信号中 FOGI-FLL 消除直流分量的必要性和可行性, 与理论分析情况相吻合。

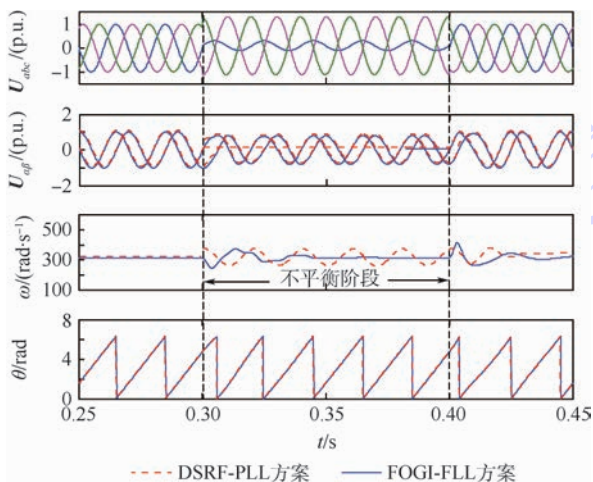


图 14 输出的电压、角频率和相位检测波形

Fig. 14 Waveforms of voltage, angular frequency and phase detection

5 结论

本文在不平衡电网电压下建立了含不平衡分量和直流分量的换流器并网数学模型, 提出了一种改进的 FOGI-FLL 频率自适应同步跟踪方法。

1) FOGI 省掉坐标运算环节实现了正负极性频率分离, 一阶滤波结构简单、动态响应快。

2) 利用 FOGI 输出正交信号和误差信号建立了 FLL 结构, 由于频率比相位更稳定, 所以 FLL 适用于变频场合。

3) 改进了 FOGI-FLL 结构, 给出了消除直流分量的 FLL 优化结构, 该模型依靠积分补偿环节增加了 FOGI 对直流分量的抗干扰能力, 因此换流器抗电网各种扰动能力增强。

本文所提方法对提高并网换流器同步跟踪能力具有一定的参考价值。

参考文献 (References)

[1] KARIMI G M, MOJIRI M, SAFAEE A, et al. A new phase-locked loop system for three-phase applications [J]. IEEE

Transactions on Power Electronics, 2013, 28(3): 1208-1218.

[2] ESCOBAR G, PETTERSSON S, HO C N M. Phase-locked loop for grid synchronization under unbalanced operation and harmonic distortion [C] // IECON 2011 - 37th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 675-680.

[3] REYES M, RODRIGUEZ P, VAZQUEZ S, et al. Enhanced decoupled double synchronous reference frame current controller for unbalanced grid-voltage conditions [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(9): 3934-3943.

[4] 黎金英, 艾欣, 邓玉辉. 微电网电压不平衡的分层补偿控制策略 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(3): 46-52.

LI J Y, AI X, DENG Y H. Hierarchical control strategy for voltage unbalance compensation in micro-grid [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(3): 46-52 (in Chinese).

[5] 丁稳房, 李志鹏, 余佳佳, 等. 基于光伏并网逆变器锁相环技术研究 [J]. 湖北工业大学学报, 2015, 30(1): 5-7.

DING W F, LI Z P, YU J J, et al. On the phase-locked loop technology based on photovoltaic grid inverters [J]. Journal of Hebei University of Technology, 2015, 30(1): 5-7 (in Chinese).

[6] RANI B I, ARAVIND C K, ILANGO G S, et al. A three phase PLL with a dynamic feed forward frequency estimator for synchronization of grid connected converters under wide frequency variations [J]. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, 2012, 41(1): 63-70.

[7] RODRIGUEZ P, LUNA A, MUNOZ R S, et al. A stationary reference frame grid synchronization system for three-phase grid-connected power converters under adverse grid conditions [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(1): 99-112.

[8] 赵新, 金新民, 周飞, 等. 采用降阶谐振调节器的并网逆变器锁频环技术 [J]. 中国电机工程学报, 2013, 33(15): 38-44.

ZHAO X, JIN X M, ZHOU F, et al. A frequency-locked loop technology of grid-connected inverters based on the reduced order resonant controller [J]. Proceedings of the CSEE, 2013, 33(15): 38-44 (in Chinese).

[9] GUO X, WU W, CHEN Z. Multiple-complex coefficient-filter-based phase-locked loop and synchronization technique for three-phase grid-interfaced converters in distributed utility networks [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(4): 1194-1204.

[10] 郭小强, 郭伟扬, 漆汉宏. 电网电压畸变不平衡情况下三相光伏并网逆变器控制策略 [J]. 中国电机工程学报, 2013, 33(3): 22-28.

GUO X Q, WU W Y, QI H H. Control strategies of three-phase PV grid-connected inverter under distorted and unbalanced voltage conditions [J]. Proceedings of the CSEE, 2013, 33(3): 22-28 (in Chinese).

[11] RODRIGUEZ P, LUNA A, MUÑOZ-AGUILAR R S, et al. A stationary reference frame grid synchronization system for three-phase grid-connected power converters under adverse grid conditions [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(1): 99-112.

[12] BUSADA C A, JORGE S G, LEON A E, et al. Current controller based on reduced order generalized integrators for distributed generation systems [J]. IEEE Transactions on Industrial Elec-

tronics,2012,59(7):2898-2909.

[13] 刘鸿鹏,王卫,吴辉. 光伏逆变器的调制方式分析与直流分量抑制[J]. 中国电机工程学报,2010,30(9):27-32.

LIU H P,WANG W,WU H. Modulation mode analysis and suppressing DC current of PV inverter[J]. Proceedings of the CSEE,2010,30(9):27-32(in Chinese).

[14] CIOBOTARU M,TEODORESCU R,AGELIDIS V G. Offset rejection for PLL based synchronization in grid-connected converters[C]// IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2008:1611-1617.

[15] KARIMI G M,KHAJEHODDIN S A,JAIN P K,et al. Addressing DC component in PLL and notch filter algorithms[J]. IEEE Transactions on Power Electronics,2012,27(1):78-86.

作者简介:

刘玉芝 女,博士,副教授。主要研究方向:故障诊断与监测技术、信号系统监测与自动控制。

张鑫宇 男,硕士研究生。主要研究方向:故障诊断与监测技术、电力系统及其自动化。

卞建鹏 男,博士,副教授。主要研究方向:故障诊断与监测技术、电力系统及其自动化。

胡立强 男,硕士,讲师。主要研究方向:故障诊断与监测技术、电力系统及其自动化。

Synchronization optimization method of adaptive frequency-locked loop without DC component interference

LIU Yuzhi*, ZHANG Xinyu, BIAN Jianpeng, HU Liqiang

(School of Electrical and Electronic Engineering, Shijiazhuang Tiedao University, Shijiazhuang 050043, China)

Abstract: Grid synchronization is one of the key technologies to improve the fault ride-through capability for grid-connected converter. To achieve fast and accurate phase or frequency tracking under unbalanced grid voltage, a kind of improved first-order generalized integrator based on frequency-locked loop (FOGI-FLL) method is put forward. A mathematical model of grid-connected converter is established. Its separation principle of positive and negative sequences under unbalanced grid is also analyzed. The separation structure of fundamental negative and positive sequence components is simplified. Its core module configuration of FOGI is discussed. Integral compensation function which can eliminate the interference of DC components for FLL tracking is parallelly added to the basic structure of FOGI filter. Finally, the proposed method is verified by contrast simulation under unbalanced grid voltage with DC components. Simulation results present that the proposed method is capable of achieving better performance for synchronization under unbalanced grid voltage.

Keywords: grid synchronization; grid-connected converter; first-order generalized integrator; frequency-locked loop; DC components

Received: 2016-08-17; Accepted: 2016-09-09; Published online: 2016-11-14 09:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0904.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51307112); the Fund for the Science and Technology Program of Higher Education Institutions of Hebei Province, China (ZD9201470919)

* Corresponding author. E-mail: lyz1997a@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0694

基于递推更新卡尔曼滤波的磁偶极子目标跟踪



吴垣甫, 孙跃*

(重庆大学 自动化学院, 重庆 400044)

摘 要: 针对磁性目标跟踪问题, 以磁偶极子等效场源模型为基础, 建立磁性目标跟踪的离散状态空间模型, 将磁偶极子目标实时跟踪问题转化为状态空间模型的滤波估值问题。针对磁性目标初始条件难以获得且现有卡尔曼类滤波算法在大初始误差条件下容易出现发散的问题, 提出一种递推观测更新的卡尔曼滤波算法, 将现有的一步观测更新描述为递推更新过程, 等效降低大初始误差带来的大非线性误差。仿真与实测数据测试结果表明, 本文算法具有良好的精度和收敛性, 能够有效抑制磁偶极子跟踪中由于大初始误差导致的滤波发散, 适于实际应用。

关 键 词: 磁偶极子; 跟踪; 非线性滤波; 线性化; 卡尔曼滤波器

中图分类号: TP202

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1805-08

磁偶极子跟踪问题主要有解析反演^[1-4]、离线寻优^[5]以及滤波估值^[6-7]3类求解方法。滤波算法由于能够从带噪观测数据中实时估计目标状态, 因此得到了较为广泛的研究。采用滤波算法进行磁偶极子跟踪的主要困难在于高维、强非线性条件下的滤波初始条件不易确定, 而初始条件恰是决定磁偶极子跟踪性能的关键因素^[8]。

对于磁偶极子跟踪这样的高维、强非线性和大初始误差的滤波估计问题, 粒子滤波^[9]虽然能够克服非线性问题, 但其所需的粒子数量仍然随着问题维数规模的扩大呈几何级增长^[10], 故基本的粒子滤波算法无法用于磁性目标实时定位问题。目前已有研究采用了卡尔曼滤波算法来建议分布抽样, 再进行重采样的解决方案, 但在实时应用时计算量仍过大, 且在权值计算中需要很高的数位精度, 这对于实际实现也是不利的^[11]。

相比粒子滤波, 在相同的初始条件下, 卡尔曼类滤波器, 如基于直接线性化的扩展卡尔曼滤

波器 (Extended Kalman Filter, EKF)^[12]、基于Sigma点近似方法的无迹卡尔曼滤波器 (Unscented Kalman Filter, UKF)^[13]和求容积卡尔曼滤波器 (Cubature Kalman Filter, CKF)^[14], 对于维数并不敏感, 且远远高于粒子滤波的计算效率。然而对于本文研究的磁性目标跟踪, 由于目标模型自身的高阶非线性, 使得现有卡尔曼类滤波算法中的高斯矩近似方法在大初始误差条件下精度严重下降^[15], 仅在给定精确初始条件下才能正常运行, 否则将出现滤波发散。而实际应用的初始值通常难以先验得知。

本文以磁偶极子等效场源模型为基础, 建立磁性目标跟踪的离散状态空间模型, 将磁偶极子目标实时跟踪问题转化为状态空间模型的滤波估值问题; 针对现有卡尔曼类滤波算法在大初始误差条件下容易出现发散的问题, 提出一种递推观测更新卡尔曼滤波算法, 将现有的一步观测更新变换为递推更新过程, 等效降低模型非线性程

收稿日期: 2016-08-30; 录用日期: 2016-10-28; 网络出版时间: 2016-11-29 08:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161129.0855.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51509252)

* 通讯作者: E-mail: syue06@cqu.edu.cn

引用格式: 吴垣甫, 孙跃. 基于递推更新卡尔曼滤波的磁偶极子目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1805-1812.
WU Y F, SUN Y. Magnetic dipole target tracking based on recursive update Kalman filter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1805-1812 (in Chinese).

度;分别通过仿真实验与实测的运动车辆磁场数据验证了本文提出算法的有效性与优越性。

1 磁性目标跟踪的状态空间描述

利用目标磁场信息进行无源被动跟踪,实质上是根据事先建立的磁性目标信号数学模型,通过对某一观测时刻磁场信号的反演计算,实时估计出下一观测时刻到来之前目标位置、速度和磁矩等参数的连续过程。因此,本节首先建立磁性目标的等效数学模型。

磁性目标跟踪是通过磁传感器捕获的测量值来估计目标位置、速度和磁矩等信息的连续过程。由于静磁信号的快衰减特性,其作用范围比较受限,因此应用场合一般为低动态目标跟踪(如普通车辆、舰船等),其运动状态可近似为线性运动,而系统的观测方程则是非线性的。系统的离散状态空间模型(Discrete-time State-Space Model, DSSM)描述如下:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{A}\mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{L}\mathbf{w}_{k-1} \quad (1)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \quad (2)$$

式中: $\mathbf{x}_k$ 为系统在时刻 k 时的状态向量; $\mathbf{y}_k$ 为 k 时刻的系统观测值; $\mathbf{A}$ 为状态转移矩阵; $\mathbf{h}(\cdot)$ 为观测方程; $\mathbf{L}$ 为过程噪声权重系数矩阵; $\mathbf{w}_k$ 和 $\mathbf{v}_{k-1}$ 分别为均值为零的状态噪声和观测噪声,且假设在估值过程中噪声的统计特性不发生显著变化,即 $E[\mathbf{w}_{k-1}\mathbf{w}_{k-1}^T] = \mathbf{D}$, $E[\mathbf{v}_{k-1}\mathbf{v}_{k-1}^T] = \mathbf{R}$,观测噪声与状态无关,即协方差矩阵分别为给定的矩阵 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$,且 $\mathbf{Q} = \mathbf{LDL}^T$ 。

式(1)称为离散时间状态转移方程,式(2)称为离散时间观测方程。

运动模型用来描述式(1)中的过程方程。由于磁性目标一般为低动态载体,因此可将其运动状态建模为线性高斯-马尔可夫模型,状态转移过程则可以用一个线性变换矩阵来表示,即在式(1)中令状态转移矩阵为

$$\begin{cases} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \Phi & \mathbf{0}_{6 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 6} & \mathbf{I}_{4 \times 4} \end{bmatrix} \\ \Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & T_s \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

系统状态向量表示为

$$\mathbf{x}_k = [\mathbf{x}_k, \mathbf{y}_k, \mathbf{z}_k, \mathbf{v}_k^{(x)}, \mathbf{v}_k^{(y)}, \mathbf{v}_k^{(z)}, M_x, M_y, M_z, V]^T = [\mathbf{r}_k^T, \mathbf{v}_k^T, \mathbf{M}_0^T, V]^T \quad (4)$$

式中: $\mathbf{r}_k = [\mathbf{x}_k, \mathbf{y}_k, \mathbf{z}_k]^T$, $\mathbf{x}_k$ 、 $\mathbf{y}_k$ 和 $\mathbf{z}_k$ 为目标在坐标系中的位置; $\mathbf{v}_k = [\mathbf{v}_k^{(x)}, \mathbf{v}_k^{(y)}, \mathbf{v}_k^{(z)}]^T$, $\mathbf{v}_k^{(x)}$ 、 $\mathbf{v}_k^{(y)}$ 和 $\mathbf{v}_k^{(z)}$ 为目标的运动速度; $\mathbf{M}_0 = [M_x, M_y, M_z]^T$, M_x 、

M_y 和 M_z 为目标在传感器坐标系下的磁矩分量; V 为目标体积系数; T_s 为采样时间间隔。

过程噪声权重系数矩阵 $\mathbf{L}$ 为

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \frac{T_s^2}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} & T_s \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

对于观测模型,在目标尺寸相对于目标距离较小的条件下,由于磁偶极子模型能够很好地描述小尺度静磁源产生的磁场分布,磁性目标在测量点感应出的磁场 $\mathbf{B}(\mathbf{r})$ 可建模为单磁偶极子模型:

$$\mathbf{B}(\mathbf{r}) = \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{\langle \mathbf{r} \cdot \mathbf{m} \rangle \mathbf{r} - \|\mathbf{r}\|^2 \mathbf{m}}{\|\mathbf{r}\|^5} \quad (5)$$

式中: $\mathbf{B}(\mathbf{r}) = [B_x(\mathbf{r}), B_y(\mathbf{r}), B_z(\mathbf{r})]^T$; $\mathbf{m} = \mathbf{M} + \frac{V}{\mu_0} \mathbf{B}_0 [M_x, M_y, M_z]^T$ 为合成磁偶极矩, $\mathbf{B}_0$ 为环境磁场矢量强度; $\mathbf{r}$ 为磁偶极子相对于传感器测量点的位置坐标; $\langle \cdot \rangle$ 表示向量的内积运算; $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7}$ 为真空磁导率。

考虑到背景磁场的影响,可进一步得到观测方程表达式为

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}_k) = \mathbf{B}_0 + \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{\langle \mathbf{r}_k \cdot \mathbf{m}_k \rangle \mathbf{r}_k - \|\mathbf{r}_k\|^2 \mathbf{m}_k}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{m}_k$ 为 k 时刻条件下的合成磁偶极矩; $\mathbf{B}_0$ 主要由地磁场和温漂引起的传感器偏置磁场等组成。

在地磁场环境下,目标磁矩 $\mathbf{m}$ 与目标的运动方向密切相关,当且仅当目标做匀速直线运动时,目标的磁矩可以认为是定值。为保证对状态向量的可观测性,使用2个三轴磁场传感器输出的6维数据组成观测向量,即 $\mathbf{y}_k = (B_{x1,k}, B_{y1,k}, B_{z1,k}, B_{x2,k}, B_{y2,k}, B_{z2,k})^T$ 。

观测向量会受到传感器自噪声以及环境噪声影响,可通过对模型式(2)中的 $\mathbf{v}_k$ 项建模得到。根据中心极限定理和实际测量的噪声分布拟合规律,可近似认为其满足高斯分布,即 $\mathbf{v}_k \sim N(\mathbf{0}, \mathbf{R})$, $\mathbf{R}$ 为传感器自噪声及环境噪声总和的协方差矩阵。

联合式(1)~式(4)和式(6),即可构成磁性目标跟踪的离散状态空间模型描述,从而可利用非线性滤波估计算法进行求解。

2 递推更新卡尔曼滤波

本节从降低增益、逐步递推更新的思路提出一种新的扩展卡尔曼滤波算法,使非线性影响在迭代更新过程中每一步均有所减弱,从而整体上降低大初始误差导致的大线性化误差对于滤波器

的影响。

对于当前观测时刻 k , 将一次观测更新考虑为由 N 次递推完成, 当前次递推的估计结果为 $\hat{\mathbf{x}}_k^{(i)}$, $\mathbf{P}_{k|k}^{(i)}$ 由上一次递推结果 $\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}$, $\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}$ 获得。在当前次递推开始时利用上一次递推估计值对非线性观测方程利用一阶 Taylor 展开进行线性化。

$$\begin{cases} \mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k = \\ \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) + \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) + \mathbf{v}_k \\ \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)} = \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x} = \hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}$ 为上一次递推的状态估计值; $\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}$ 为 $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ 在 $\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}$ 点上的雅可比矩阵。

由于 $\mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)})$, $\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}$ 均为已知, 故利用式(7)构造新的观测值 $\mathbf{y}_k^*$ 为

$$\mathbf{y}_k^* = \mathbf{y}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) + \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)} = \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (8)$$

则此时非线性观测方程等效转化为线性观测方程。在此条件下, 考虑式(9)所示线性观测更新等式:

$$\hat{\mathbf{x}}_k^{(i)} = \hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)} + \mathbf{K}_k^{(i)}(\mathbf{y}_k^* - \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) \quad (9)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_k^{(i)}$ 为观测更新后状态估计值; $\mathbf{K}_k^{(i)}$ 为滤波增益。

根据式(9), 可得估计误差为

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_k^{(i)} &= (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) - \mathbf{K}_k^{(i)}(\mathbf{y}_k^* - \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) = \\ &= (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) - \mathbf{K}_k^{(i)}(\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k - \\ &\quad \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\hat{\mathbf{x}}_k^{(i-1)}) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})\mathbf{e}_k^{(i-1)} - \mathbf{K}_k^{(i)}\mathbf{v}_k \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{e}_k^{(i)} = \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^{(i)}$ 。

故对于第 1 次递推更新有 $\mathbf{e}_k^{(0)} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_k^-$, 因此

$$\mathbf{C}_k^{(0)} = E[\mathbf{e}_k^{(0)}\mathbf{v}_k^T] = \mathbf{0} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{C}_k^{(i)}$ 为 k 时刻第 i 次递推条件下状态误差与观测噪声之间的相关矩阵。

进一步地, 注意到 $E[\mathbf{v}_k] = \mathbf{0}$, $E[\mathbf{v}_k\mathbf{v}_k^T] = \mathbf{R}_k$, 则

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_k^{(1)} &= E[\mathbf{e}_k^{(1)}\mathbf{v}_k^T] = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(1)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(0)}) \cdot \\ &\quad E[(\mathbf{x} - \mathbf{x}_k^-)\mathbf{v}_k^T] - \mathbf{K}_k^{(1)}E[\mathbf{v}_k\mathbf{v}_k^T] = -\mathbf{K}_k^{(1)}\mathbf{R}_k \end{aligned} \quad (12)$$

此时计算得到的误差与滤波增益表达式均与标准卡尔曼滤波是一致的, 值得注意的是, 从第 2 次递推更新开始, 由于当前次估计误差与噪声是相关的, 故式(11)不再成立。综上, 可得相关矩阵的递推等式为

$$\mathbf{C}_k^{(i)} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})\mathbf{C}_k^{(i-1)} - \mathbf{K}_k^{(i)}\mathbf{R}_k \quad (13)$$

另一方面, 根据式(10)可得 k 时刻第 i 次递

推条件下估计误差的均方误差 (Mean Square Error, MSE) 矩阵, 即误差协方差矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k|k}^{(i)} &= E[\mathbf{e}_k^{(i)}(\mathbf{e}_k^{(i)})^T] = \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}(\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T + \\ &\quad \mathbf{K}_k^{(i)}\mathbf{R}_k(\mathbf{K}_k^{(i)})^T - (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})\mathbf{C}_k^{(i-1)}(\mathbf{K}_k^{(i)})^T - \\ &\quad \mathbf{K}_k^{(i)}(\mathbf{C}_k^{(i-1)})^T(\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T \end{aligned} \quad (14)$$

根据式(14)求 $\text{tr}(\mathbf{P}_{k|k}^{(i)})$ 关于 $\mathbf{K}_k^{(i)}$ 的导数, 利用以下矩阵迹求导法则:

$$\begin{cases} \frac{\partial \text{tr}(\mathbf{X}^T\mathbf{Y})}{\partial \mathbf{X}} = \frac{\partial \text{tr}(\mathbf{Y}^T\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} = \mathbf{Y} \\ \frac{\partial \text{tr}(\mathbf{X}\mathbf{Y}\mathbf{X}^T)}{\partial \mathbf{X}} = \mathbf{X}\mathbf{Y}^T + \mathbf{X}\mathbf{Y} \end{cases} \quad (15)$$

在求导结果中令导数为零, 可得 k 时刻第 i 次递推的滤波增益为

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k^{(i)} &= (\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)} + \mathbf{C}_k^{(i-1)}) \cdot \\ &\quad (\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}(\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T + \\ &\quad \mathbf{R} + \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{C}_k^{(i-1)} + (\mathbf{C}_k^{(i-1)})^T(\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T)^{-1} \end{aligned} \quad (16)$$

若直接采用式(16)进行递推更新, 在非线性的观测模型条件下, $\mathbf{P}_{k|k}^{(i)}$ 将进一步收缩, 由于需要进行 N 次递推, 故根据式(16)将第 i 次递推的滤波增益降低为

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k^{(i)} &= \frac{1}{N}(\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)} + \mathbf{C}_k^{(i-1)}) \cdot \\ &\quad (\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{P}_{k|k}^{(i-1)}(\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T + \\ &\quad \mathbf{R} + \hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)}\mathbf{C}_k^{(i-1)} + (\mathbf{C}_k^{(i-1)})^T(\hat{\mathbf{H}}_k^{(i-1)})^T)^{-1} \end{aligned} \quad (17)$$

由于磁性目标定位问题仅在观测模型存在非线性时, 因此上述递推开始时的先验估值及先验误差矩阵 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(0)} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ 和 $\mathbf{P}_{k|k}^{(0)} = \mathbf{P}_{k|k-1}$ 可直接通过线性卡尔曼滤波时间更新过程得到, 根据状态模型表达式(1), 可得

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} \\ \mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{A}\mathbf{P}_{k-1|k-1}\mathbf{A}^T + \mathbf{L}\mathbf{D}\mathbf{L}^T \end{cases} \quad (18)$$

综上所述, 完成时间更新后, 在每个观测时刻, 设置初始条件为 $\mathbf{P}_{k|k}^{(0)} = \mathbf{P}_{k|k-1}$, $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(0)} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$, $\mathbf{C}_k^{(0)} = \mathbf{0}_{d \times m}$, 在每个观测到来时刻将式(13)、式(14)以及式(17)执行 N 次, 即可得到迭代更新后的状态及均方误差矩阵估值。

值得注意的是, 将上述算法应用于磁性目标定位, 需在每步部分增益更新计算磁偶极子模型观测函数的雅可比矩阵。数值雅可比矩阵虽然求解简单, 但由于状态维数较高且耗时较长, 解析雅可比矩阵相对数值雅可比矩阵具有更高的运算效率, 因此, 此处求解的是解析雅可比矩阵。

注意到, 观测函数对于完整状态量的雅可比

矩阵可分解为对子状态量,即目标位置、磁矩以及体积系数的雅可比矩阵,即

$$\hat{\mathbf{H}}_k^{(i)} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(i-1)}} = \left[\left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{r}} \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(i-1)}} \right)^T, \left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{m}} \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(i-1)}} \right)^T, \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial V} \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(i-1)}} \right]^T \quad (19)$$

对式(19)求观测函数相对子状态分量的导数,即可得到磁性目标观测函数的雅可比矩阵,根据式(6)给出的观测方程,易得各子状态分量的求导结果为

$$\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{r}} = \frac{3\mu_0}{4\pi \|\mathbf{r}\|^5} \left((\mathbf{r} \cdot \mathbf{m}) \mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{r} \mathbf{m}^T + \mathbf{m} \mathbf{r}^T - 5 \left(\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{m}}{\mathbf{r} \cdot \mathbf{r}} \right) \mathbf{r} \mathbf{r}^T \right) \quad (20)$$

$$\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{m}} = \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{1}{\|\mathbf{r}\|^5} (3\mathbf{r} \mathbf{r}^T - \|\mathbf{r}\|^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}) \quad (21)$$

$$\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial V} = \frac{1}{4\pi \|\mathbf{r}\|^5} (3\mathbf{r} \mathbf{r}^T - \|\mathbf{r}\|^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}) \mathbf{B}_0 \quad (22)$$

3 结果与分析

为验证本文提出的递推更新卡尔曼滤波器 (Recursive Update Kalman Filter, RUKF) 的性能,本节通过设计仿真实验与采用车辆运动通过的实测磁场数据,分别对本文算法在大初始误差条件下的收敛性能以及实际条件下的有效性进行验证。用于参考对比的经典卡尔曼滤波类算法包括经典的 EKF、UKF、CKF 以及文献[16]中提出的同样用于处理大初始误差的渐进 UKF (PUKF) 与渐进 CKF (PCKF) 算法。

3.1 仿真实验分析

考虑 2 个三轴磁传感器分别位于空间直角坐标系内点 $\mathbf{O}_{1,2} = [-50, \pm 6, 0]^T$ m 处,磁偶极子目标初始位置为 $\mathbf{r}_0 = [-150, -150, 40]^T$ m,初始速度为 $\mathbf{v}_0 = [9, 9, 0.6]^T$ m/s,目标固有磁矩为 $\mathbf{M}_0 = 10^6 [3, -9, 9]^T$ A · m²,体积系数为 $V = 10^3$ m³,过程噪声强度为 $E[\mathbf{w}_{k-1} \mathbf{w}_{k-1}^T] = 0.5 \mathbf{I}_{3 \times 3}$,观测噪声协方差矩阵为 $\mathbf{R} = \sigma^2 \mathbf{I}_{6 \times 6}$, σ 为传感器的均方根噪声幅度。仿真采样间隔为 0.4 s,仿真步数为 $T_n = 75$ 。

初始位置估计值为 $\hat{\mathbf{r}}_0 = \mathbf{R}(\psi_n) \cdot [-160, -160, 20]^T$, $\mathbf{R}(\psi_n)$ 为在传感器坐标系内绕 z 轴的旋转矩阵,用于考察算法在不同初始位置误差程度条件下的性能, $\psi_n \sim U(-\Psi, \Psi)$ 为服从均匀分布的随机旋转角, $n = 1, 2, \dots, N_{mc}$, N_{mc} 为 Monte Carlo 仿真次数; $\hat{\mathbf{v}}_0 = [5, 5, 0.6]^T$ m/s,

$\mathbf{M}_0 = [0, 0, 0]^T$ A · m², $\hat{V} = 0$ m³,初始均方误差矩阵为 $\mathbf{P}_0 = \text{diag}[\mathbf{P}_0^r, \mathbf{P}_0^v, \mathbf{P}_0^M, p_0^V]$, $\mathbf{P}_0^r = \text{diag}[80^2, 80^2, 10^2]$, $\mathbf{P}_0^v = \text{diag}[2^2, 2^2, 2^2]$, $\mathbf{P}_0^M = \text{diag}[10^{12}, 10^{12}, 10^{12}]$, $p_0^V = 1000$ 。

采用 EKF、UKF、CKF、PUKF、PCKF 和 RUKF 算法进行 100 次 Monte Carlo 仿真对比。其中, RUKF 算法的迭代更新次数为 $N = 10$, 利用第 n 次仿真中 k 时刻状态分量估计结果 $\hat{\mathbf{z}}_k^n$ 计算该分量随 k 变换的均方根误差 (Root MSE, RMSE):

$$\text{RMSE}(k) = \sqrt{\frac{1}{100} \sum_{n=1}^{100} \|\mathbf{z}_k^n - \hat{\mathbf{z}}_k^n\|_2^2} \quad k = 1, 2, \dots, T_n \quad (23)$$

式中: $\mathbf{z}_k^n$ 为分量在第 n 次仿真的真实值。

磁性目标跟踪应用最为关心的是目标位置以及磁矩特征。图1~图3分别给出了在不同初值

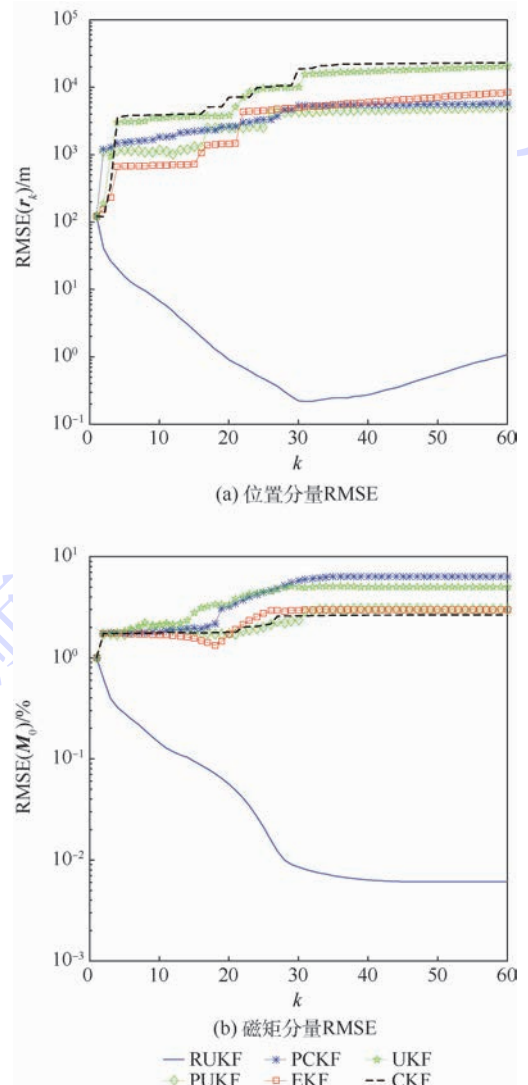


图1 $\Psi = \pi/3$ 时位置和磁矩分量 RMSE
Fig.1 RMSE of position and magnetic moment component at $\Psi = \pi/3$

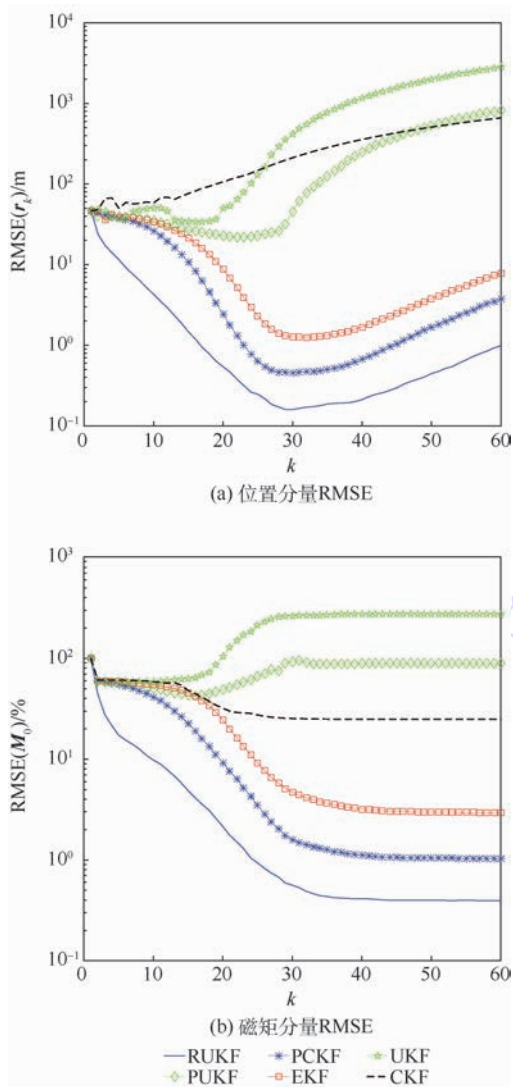


图 2 $\Psi = \pi/8$ 时位置和磁矩分量 RMSE

Fig.2 RMSE of position and magnetic moment component at $\Psi = \pi/8$

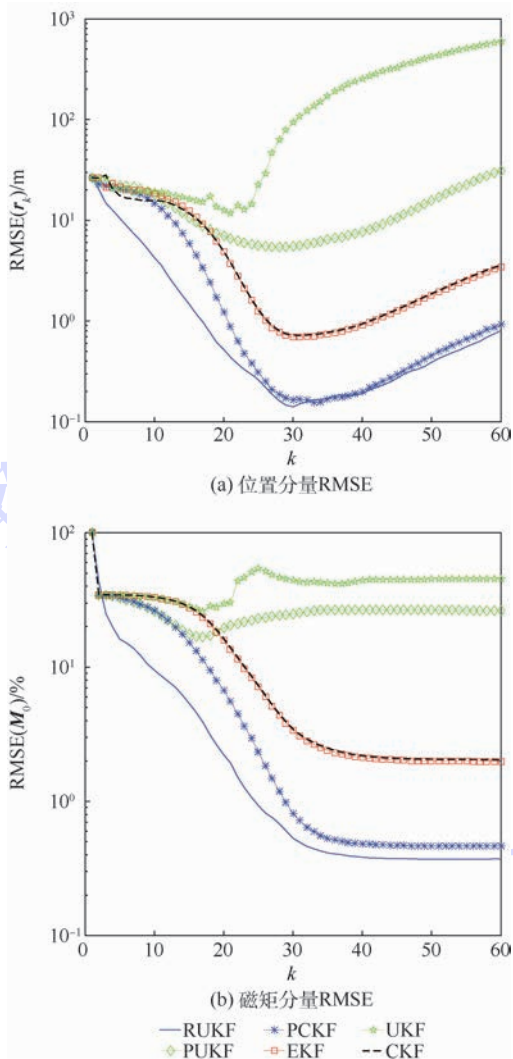


图 3 $\Psi = \pi/16$ 时位置和磁矩分量 RMSE

Fig.3 RMSE of position and magnetic moment component at $\Psi = \pi/16$

3.2 实测数据测试

为进一步验证本文算法在实测数据条件下的一致有效性,采用文献[7]中实验采集到的运动车辆磁场实测数据对本文算法及 3.1 节中的其他对比算法进行测试,关于实验场景构建的详细说明可见文献[7],此处仅给出本文算法验证相关的实验条件。实测数据包含了 2 个三轴磁传感器对一辆从南向直行来转弯至东向的车辆(见图 4)产生磁场的测量结果,以及 2 个传感器各自记录的无目标通过时噪声统计量和背景磁场矢量,这些数据可直接用来对车辆运动轨迹进行跟踪。

由于实测条件下难以确定目标状态分量的真实值,利用估计值和实际观测值计算得到的归一化后验残差来定量评价各个算法性能,即

$$r^* = \sum_{k=1}^{T_N} \|y_k - h(\hat{x})\|_{R^{-1}}^2 \quad (24)$$

测量数据采样率为 100 Hz, 2 个三轴磁传感

位置误差条件下,位置分量误差 $RMSE(r_k)$ 与磁矩分量误差 $RMSE(M_0)$ 的计算结果。其中,对于磁矩常量的估计误差为相对误差,即 $RMSE(M_0)/\|M_0\|$ 。

从图 1~图 3 中可见, RUKF 算法在不同初始误差条件下都给出了一致良好的结果,受初始误差影响较小,其他渐进算法的估计性能则随着初值误差减小而提高。特别当 $\Psi = \pi/3$ 时,仅有 RUKF 算法得到合理的估计误差,其他算法均不同程度出现较大误差。

同时可以看出,当目标逐渐远离测量点时,空间位置(变量)估计误差随信噪比下降而增大,这是由于动态估计依赖于当前观测信息导致的;而对于磁矩(常量)估计,则在信噪比达到最高后结果逐渐稳定。

器分别位于宽度为 9 m 的道路两边,跟踪坐标系原点位于 2 个传感器连线中点,测量点在跟踪坐标系的坐标分别为 $[0, \pm 4.5, 0]^T$ m,实验开始时车辆处于南向约 20 m 处,速度约为 5~7 m/s。

在利用滤波算法进行处理之前,首先将原始测量数据降采样至 12.5 Hz,以便降低噪声强度和运算时间,以及去除测量中的野值,降采样后的测量数据如图 5 所示。

图 6 分别给出了在不同初始位置设置条件下,采用 EKF、UKF、CKF、RUKF、PUKF 和 PCKF 算法利用测量数据对图 4 中目标车辆进行跟踪的结果。图中:Start 即为初始估计位置。显然可见,EKF、UKF 和 CKF 算法对于初始误差是十分敏感的,仅在初始误差较小,即初值位置接近实际情况时才能够较为准确地跟踪目标轨迹。而 RUKF 算法则对初始误差具有较好的鲁棒性,在不同初始位置条件下都能够给出合理的目标轨迹,反映了车辆从南向运动转弯至东向的实际运动趋势。



图 4 车辆转弯通过测量点

Fig.4 Vehicle making turn at measuring position

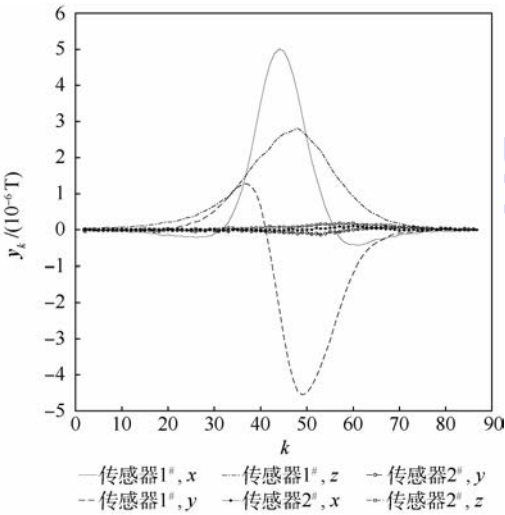
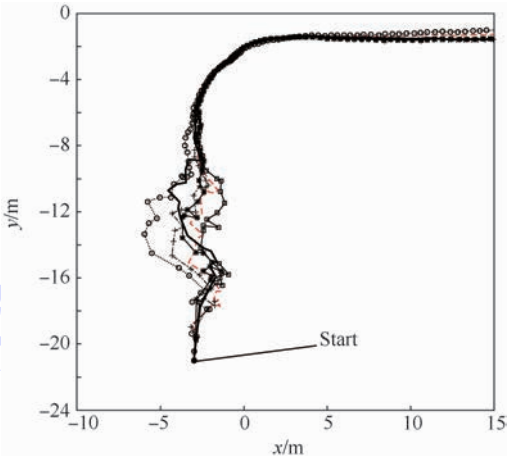


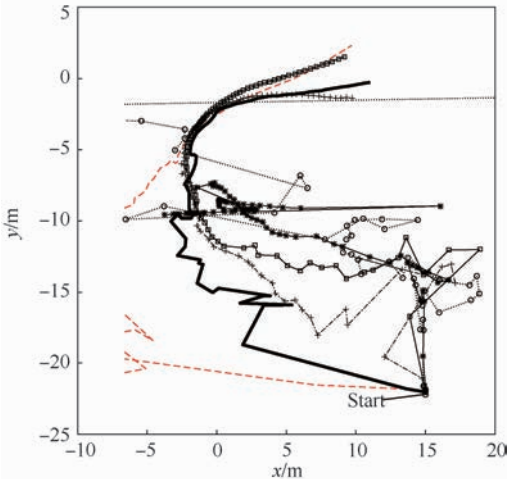
图 5 降采样后的运动车辆磁场测量数据

Fig.5 Motion vehicle magnetic data after downsampling process

表 1 给出了各算法归一化后验残差平方和计算结果。可见,RUKF 算法在 2 次实测实验中均给出了最小的归一化后验残差平方和,表明 RUKF 算法的估计结果优于现有算法。



(a) 接近实际初始位置条件



(b) 偏离实际初始位置条件

— EKF ○ CKF → PCKF
- - UKF → PUKF — RUKF

图 6 不同初值条件下各算法对实测数据的跟踪处理结果

Fig.6 Real-world data tracking and processing results by each algorithm under different initializing conditions

表 1 各算法在不同初值条件下的归一化后验残差平方和

Table 1 Normalized posterior residual square sum for each algorithm under different initializing conditions

算法	r^*	
	偏离实际初始位置	接近实际初始位置
EKF	9.363×10^4	9.285×10^4
UKF	1.179×10^5	9.635×10^4
CKF	9.453×10^5	1.623×10^7
PUKF	4.722×10^5	3.725×10^3
PCKF	1.504×10^5	2.341×10^6
RUKF	8.356×10^4	1.538×10^3

4 结 论

本文针对磁性目标跟踪问题,建立了以磁偶极子等效场源模型为基础的离散状态空间模型,提出了一种适于大初始误差情形的 RUKF 算法。仿真与实测数据测试结果表明:

1) RUKF 算法具有良好的准确性和强收敛性,有效抑制了大初始误差导致的滤波发散,适于处理实际应用中初始条件未知条件下的磁性目标跟踪问题。

2) 若进一步将 RUKF 算法与多初值假设方法结合,可大幅减少并行滤波器数量,相比现有算法更适合工程实现。

3) 对于一般非线性滤波应用, RUKF 算法作为通用算法的性能需针对具体问题,尤其是包含非线性过程模型的情况进行分析和验证。

致谢 感谢瑞典 Linköping 大学自动控制系统 Niklas Wahlstrom 博士提供实测实验数据。

参考文献 (References)

- [1] MCAULAY A. Computerized model demonstrating magnetic submarine localization [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System, 1977, 13 (3) : 246-254.
- [2] MCFEE E, DAS Y, ELLINGSON O. Locating and identifying compact ferrous objects [J]. IEEE Transactions on Geosciences and Remote Sensing, 1990, 28 (2) : 182-193.
- [3] PHAM D, AZIZ S. A real-time localization system for an endoscopic capsule using magnetic sensors [J]. Sensors, 2014, 14 (1) : 20910-20929.
- [4] NARA T, SUZUKI S, ANDO S, et al. A closed-form formula for magnetic dipole localization by measurement of its magnetic field and spatial gradients [J]. IEEE Transaction on Magnetic, 2006, 42 (10) : 3291-3293.
- [5] 王金根, 龚沈光. 基于运动标量磁强计的磁性目标定位问题研究 [J]. 电子学报, 2002, 30 (7) : 1057-1060.
- WANG J G, GONG S G. Research on the problem of localizing magnetic target based on motion scalar magnetometer [J]. Acta

Electronica Sinica, 2002, 30 (7) : 1057-1060 (in Chinese).

- [6] BIRSAN M. Recursive Bayesian method for magnetic dipole tracking with a tensor gradiometer [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2011, 47 (2) : 409-415.
- [7] WAHLSTROM N. Target tracking using Maxwell's equations [D]. Linköping: Linköping University, 2010.
- [8] BIRSAN M. Recursive Bayesian method for magnetic dipole tracking with a tensor gradiometer [J]. IEEE Transactions on Magnetic, 2011, 47 (2) : 409-415.
- [9] DOUCET A, GODSILL S, ANDRIEU S, et al. On sequential Monte Carlo sampling methods for Bayesian filtering [J]. Statistics and Computing, 2000, 10 (3) : 197-208.
- [10] KOTECHA J H, DJURIC P M. Gaussian particle filtering [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2003, 51 (10) : 259-260.
- [11] RUDOLPH M, DOUCET A, NANDO F. The unscented particle filter [R]. Cambridge: Cambridge University Engineering Department, 2000.
- [12] JAZWINSKI A. Stochastic process and filtering theory [M]. New York: Academic Press, 1970.
- [13] SIMON J, JEFFERY U, HUGH D. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45 (3) : 477-481.
- [14] ARASARATNAM I, HAYKIN S. Cubature Kalman filter [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 56 (6) : 1254-1269.
- [15] MORELANDE M R, GARCIA-FERNANDEZ A F. Analysis of Kalman filter approximations for nonlinear measurements [J]. IEEE Transactions on Signal Process, 2013, 61 (12) : 5477-5484.
- [16] HUANG Y L, ZHANG Y G, LI N, et al. Gaussian approximate filter with progressive measurement update [C] // Proceedings of 54th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015 : 4344-4349.

作者简介:

吴垣甫 男, 博士研究生, 工程师。主要研究方向: 目标跟踪、非线性滤波。

孙跃 男, 博士, 教授。主要研究方向: 控制理论与控制工程。

Magnetic dipole target tracking based on recursive update Kalman filter

WU Yuanfu, SUN Yue*

(School of Automation, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: The magnetic target tracking problem is addressed in this paper by establishing the discrete state-space model on the basis of the equivalent magnetic dipole model in order to formulate the real-time magnetic dipole target tracking problem as filtering estimation problem of state-space model. Then a novel filtering approach with the recursive update process is proposed to address the divergence problem of magnetic target tracking under large prior error condition when using present Kalman-type filters. The one-step measurement update is replaced by recursive update process; hence the large nonlinearized error caused by large prior error is reduced in each recursive step. The proposed algorithm is tested by simulation and real-world magnetic data. Both results validate the superior performance in comparison with present filters in terms of accuracy and convergence, and the capacity to suppress the divergence problem caused by large prior error in magnetic dipole target tracking.

Keywords: magnetic dipole; tracking; nonlinear filtering; linearization; Kalman filter

Received: 2016-08-30; **Accepted:** 2016-10-28; **Published online:** 2016-11-29 08:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161129.0855.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51509252)

* **Corresponding author.** E-mail: syue06@equ.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0751

基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法



樊钰, 闫梁*, 朱武宣, 白广周

(航空工程研究所, 北京 100094)

摘 要: 针对在线轨迹实时规划算法, 提出了一种基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法。该方法采用多项式近似系统模型, 引入虚拟路径及反动力解算方法, 将时域转化为虚拟域, 较在时域上近似模型的控制方法解耦效果好, 实时性强。通过反动力学解算、非线性规划的输入设置可直接得到连续的控制量, 相对于传统非线性预测控制的软约束的方法, 从根本上保证了控制量的连续性。以拦截弹道导弹为背景, 在初始状态量添加小扰动及末端条件改变的条件下, 进行仿真验证。结果表明: 与非线性反馈跟踪方法相比, 曲线平滑, 在遭遇点脱靶量、末端路径倾角及偏角误差较小, 实时性同样可满足控制需求。

关 键 词: 导弹; 控制理论; 标称制导律; 轨迹跟踪; 预测控制; 拦截

中图分类号: V412.1; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1813-11

随着计算机计算性能的提高, 标称制导律成为国内外学者研究的热点, 其已被广泛应用到高超声速飞行器 (Hypersonic Vehicle, HV) 的再入制导^[1-3]、航空器的航迹制导^[4-8]、弹道导弹的制导^[9-11]、外星球的登陆^[12-16]等领域中。标称制导律的研究主要分为 2 个部分^[17]: 一是轨迹规划方法, 二是轨迹在线跟踪方法。本文主要结合文献^[18]的轨迹实时规划的研究成果, 研究轨迹在线跟踪的方法。

在 HV 制导过程中, 由于其倾侧角多次进行反转, 大横程需求的飞行轨迹跟踪控制方法较难实现。Roenneke 和 Cornwell^[19]将该问题映射为阻力面内的调节器问题, 具体是采用线性二次型调节器研究设计的轨迹跟踪控制器。Mease 等^[20]采用近似反馈线性化方法, 将 HV 的纵向轨迹跟踪的局部跟踪改进为全局跟踪, 有效地提升了跟踪性能。Lu 等^[21-22]通过解析 HV 的纵程与阻力加速度, 使用序列二次规划方法优化阻力面

内的加速度, 设计非线性预测控制器 (Nonlinear Predictive Controller, NPC) 进行 HV 轨迹跟踪。

NPC 设计的主要难点为选择设计代价函数和相应的优化方法。这将直接影响轨迹跟踪精度以及跟踪的实时性。可将优化方法划分为“精确优化”和“近似优化”。“精确优化”的优势是精度高, 不足是计算量大, 耗时多。“近似优化”相对精度低, 但实时性强。目前, “近似优化”主流采用 NPC 设计。

Joos 等^[23]将代价函数用雅可比矩阵线性化, 然后采用 NPC 跟踪轨迹, 但其计算量大, 实时性不能保证。Chen 和 Allgöwer^[24-25]采用泰勒展开式近似代价函数, 该方法仅适用于单输入单输出的控制中。Slegers 等^[26]将 Chen 和 Allgöwer^[24-25]的控制方法扩展到多输入多输出系统的控制中。Hess 和 Jung^[6, 27]取系统的 5 个动态平衡点, 采用插值的方法得到系统的近似模型。以上非线性控制方法的共性是将系统模型近似为简单易求出优

收稿日期: 2016-09-20; 录用日期: 2016-10-14; 网络出版时间: 2016-11-07 16:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161107.1638.002.html

基金项目: 国家“863”计划

* 通讯作者: E-mail: yanliangbj@163.com

引用格式: 樊钰, 闫梁, 朱武宣, 等. 基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1813-1823.
FAN Y, YAN L, ZHU W X, et al. Trajectory tracking method based on predictive control in virtual domain[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1813-1823 (in Chinese).

化近似解的近似模型,且为了保证时效性,需根据预定的轨迹及设定的环境模型,离线计算参数,但对于实时规划的轨迹误差较大。因此,本文提出了一种基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法,该方法使用多项式近似系统模型,引入虚拟域及反动力方法,时效性强,能够在线计算模型参数,能有效跟踪实时规划的轨迹。

1 轨迹跟踪方法

1.1 轨迹跟踪控制器实现方案

一般非线性预测控制器的流程如图1实线所示,控制量的求解可归结为非线性规划问题。控制器设计的原理为:与文献[28]同样采用多项式近似系统模型,在此基础上,将虚拟弧长 τ 作为多项式变量,以 $\Delta\tau$ 为步长对模型进行离散化,运用反动力学的方法求解多项式参数。在求解非线性规划问题上,以 $\Delta\tau$ 为预测控制滚动优化的节点,求解控制量并应用于系统。将虚拟弧长 τ 定义为 $\lambda(\tau)=d\tau/dt$, λ 为虚拟速度。当且仅当虚拟速度等于现实速度,即 $\lambda(\tau)=V(t)$,则虚拟弧长 τ 等于现实弹道弧长。多项式参数除了可以定义为本文的虚拟弧长,也可以定义为时间等连续单调的变量。文献[24-25]以时间为变量,近似系统模型。本文则使用虚拟弧长 τ 作为多项式中的变量,这可将时域上控制问题转化为虚拟域 τ 上,其最大的优势是解耦效果好,时效性强。因轨迹

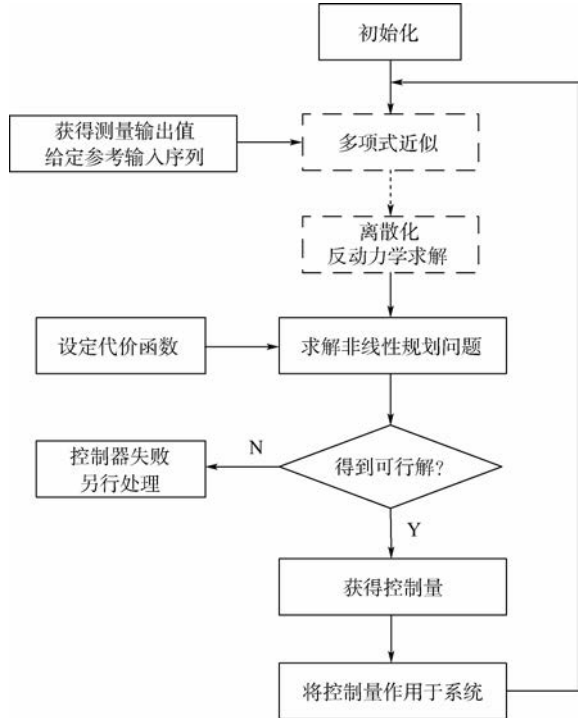


图1 控制器实现流程图

Fig. 1 Flowchart of controller realization

跟踪对控制量的波动要求较小,传统的非线性控制需设置终端域^[26],本文通过反动力学解算、非线性规划的输入设置可直接得到连续的控制量,这从根本上保证了控制量的连续性,而非传统终端域的“软约束”。本文将控制器设计分为多项式近似及反动力学解算、滚动优化、反馈校正3个部分,详见1.2~1.4节。

1.2 被控模型近似

1.2.1 虚拟域内的多项式近似方法

拦截弹质心的运动学方程与动力学方程是连续可微的非线性模型,可采用连续时间模型描述拦截弹的运动学与动力学,如式(1)所示。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \\ \mathbf{y}_c(t) = \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \end{cases} \quad t \geq 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^n$ 为状态向量; $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^m$ 为控制输入向量; $\mathbf{y}_c(t) \in \mathbf{R}^c$ 为控制输出。并且控制量约束为

$$\mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u}(t) \leq \mathbf{u}_{\max} \quad (2)$$

控制输出可根据实际选择为拦截弹的参考轨迹或者航程、末端速度。定义拦截弹的参考轨迹 $\mathbf{z}_r = [x_{i,r}, V_r, \gamma_r, \psi_r]$, $i=1,2,3$ 为控制输出($x_{i,r}$ 为拦截弹3轴位置, V 为拦截弹速度, γ 为拦截弹路径倾角, ψ 为拦截弹路径偏角,下标 r 表示“参考”)。控制输入选取拦截弹的侧向过载 n_y 、法向过载 n_z ,定义 $\mathbf{U} = [n_y, n_z]^T$,满足约束方程

$$\begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \mathbf{U}_{\max} - |\mathbf{U}(t)| \geq 0 \quad (3)$$

式中: $\mathbf{U}_{\max}$ 为控制量的最大值。

式(1)~式(3)为拦截弹质心的运动学方程、动力学方程在时域 t 中的表现形式。为将其转化到虚拟域 τ 内,引入虚拟变量 τ ,采用高阶多项式近似状态量与控制量。拦截弹的位置、速度、加速度、急动导近似如式(4)所示。

$$\begin{cases} x_i(\tau) = \sum_{k=0}^n a_{ik} \frac{(\max(1, k-2))! \tau^k}{k!} \\ x'_i(\tau) = \sum_{k=1}^n a_{ik} \frac{(\max(1, k-2))! \tau^{k-1}}{(k-1)!} \\ x''_i(\tau) = \sum_{k=2}^n a_{ik} \tau^{k-2} \\ x'''_i(\tau) = \sum_{k=3}^n (k-2) a_{ik} \tau^{k-3} \end{cases} \quad (4)$$

式中: a_{ik} 为多项式系数, $k=0,1,\dots,n$ 。

1.2.2 τ 域内控制输入及控制输出计算

若已知模型的初始条件 $x_{i0}, x'_{i0}, x''_{i0}, x'''_{i0}$,终端条件 $x_{it}, x'_{it}, x''_{it}, x'''_{it}$,将式(4)写成矩阵形式,如式(5)所示。本文选取7阶多项式近似系统模

型^[28],其中下标f表示终端。

$$\begin{bmatrix} I_{4 \times 4} & 0_{4 \times 4} \\ G_1(\tau_f)_{4 \times 4} & G_2(\tau_f)_{4 \times 4} \end{bmatrix} C_{8 \times 1} = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \end{bmatrix} \quad (5a)$$

$$G_1(\tau_f)_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} 1 & \tau_f & \frac{\tau_f^2}{2} & \frac{\tau_f^3}{6} \\ 0 & 1 & \tau_f & \frac{\tau_f^2}{2} \\ 0 & 0 & 1 & \tau_f \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5b)$$

$$G_2(\tau_f)_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} \frac{\tau_f^4}{24} & \frac{\tau_f^5}{60} & \frac{\tau_f^6}{120} & \frac{\tau_f^7}{210} \\ \frac{\tau_f^3}{6} & \frac{\tau_f^4}{12} & \frac{\tau_f^5}{20} & \frac{\tau_f^6}{30} \\ \frac{\tau_f^2}{2} & \frac{\tau_f^3}{3} & \frac{\tau_f^4}{4} & \frac{\tau_f^5}{5} \\ \tau_f & \tau_f^2 & \tau_f^3 & \tau_f^4 \end{bmatrix} \quad (5c)$$

$$C_{8 \times 1} = [a_{i0}, a_{i1}, \dots, a_{i7}]^T \quad (5d)$$

$$H_1 = [x_{i0}, x'_{i0}, x''_{i0}, x'''_{i0}]^T \quad (5e)$$

$$H_2 = [x_{if}, x'_{if}, x''_{if}, x'''_{if}]^T \quad (5f)$$

根据式(5),求出多项式系数 $C_{8 \times 1}$,得到了系统状态关于轨迹弧长 τ_f 的表达式。状态量 V_r 、 γ_r 、 ψ_r 及控制输入在笔者之前的研究工作中已经体现,如文献[18]中式(8)~式(17),也是以 τ_f 为变量的离散函数。若将轨迹弧长 τ_f 作为代价函数(Cost Function, CF)的优化参数,以 $\Delta\tau$ 为步长,使用最优化方法,求出 τ_f 即可。这就将时域内的优化问题转化到 τ 域内的优化问题,为与时域区分开,每一个 τ 称之为节点,对应时域的时刻。CF的定义与优化方法在1.3节研究。

1.3 滚动优化

文献[5,28-30]使用虚拟域动态逆的方法产生参考轨迹及控制输入 U ,并将控制量 U 全部作用于系统。因为控制输入与控制输出的计算是基于理论模型,而在实际制导过程中,由于模型失配及外部干扰的影响,导致实际轨迹与参考轨迹存在某种偏差。如果将全部的控制量 U 作用于系统,可能导致系统性能变坏甚至失稳^[31],并且使用控制输入 U 会导致静态误差^[8,32]。因此,考虑能否将有限时域内的控制输入作用于系统,随着飞行时间推移,预测时域 P 也向前滚动,并使用控制增量 ΔU 减小或消除静态误差。下面给出在 τ 域内滚动优化策略,如图2所示, z 为拦截弹状态量。

在 τ 域内,在每一个节点 k ,确定从该节点起的 M 个控制增量 $\Delta u(k), \Delta u(k+1), \dots, \Delta u(k+M-1)$,使被控对象在其作用下未来 P 个节点的实际输

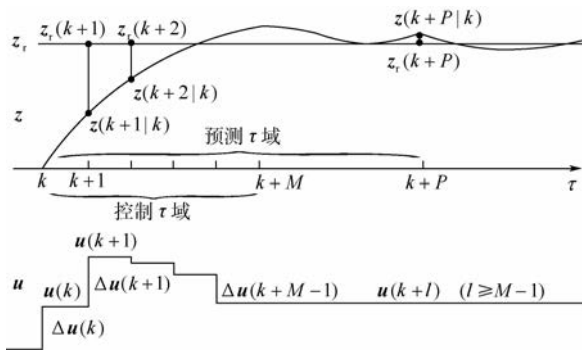


图2 τ 域内滚动优化策略

Fig. 2 Rolling optimization strategy in domain τ

出 z 尽可能接近给定的参考输出 $z_r(k+l), l=1, 2, \dots, P$ 。 M 与 P 分别称为控制 τ 域与预测 τ 域。通常规定 $M \leq P$ 。

为了寻找最佳的控制输入使得实际的系统输出尽可能的跟踪参考输出,为此用实际输出与参考输出之间的累积误差定义一个CF,并且如果不希望控制增量 Δu 变化过于剧烈,常规文献^[23-24,31-33]的做法是在CF中加入软约束(等式右端第2项),如式(6)所示。

$$\min J = \sum_{l=1}^P \|\psi_{y,l}(z(k+l|k) - z_r(k+l))\|^2 + \sum_{l=1}^M \|\psi_{u,l}\Delta u(k+l-1)\|^2 \quad (6)$$

式中:

$$\psi_{y,l} \triangleq \text{diag}(\psi_{y1,l}, \psi_{y2,l}, \dots, \psi_{yn_c,l})$$

$$\psi_{u,l} \triangleq \text{diag}(\psi_{u1,l}, \psi_{u2,l}, \dots, \psi_{un_u,l})$$

其中: $\psi_{y,j,l}$ 为在预测时刻 l 对预测控制输出第 j 个分量误差的加权因子, $j=1, 2, \dots, n_c$; $\psi_{u,j,l}$ 为在预测时刻 l 对控制增量第 j 个分量误差的加权因子,控制加权因子 $\psi_{u,l}$ 越大,控制动作变化的越小。 $k+l|k$ 表示 k 个节点对 $k+l$ 个节点的预测。

加入软约束 $\sum_{l=1}^M \|\psi_{u,l}\Delta u(k+l-1)\|^2$ 一方面大大增加了计算量,不利于实时控制。为此,在模型近似(1.2.2节)中,令 τ 域内控制输入急制导的终端输入为0,这样从根本上就保证了控制量 U 的平滑性,即保证了拦截弹过载的平滑性。因此,式(6)简化为

$$\min J = \sum_{l=1}^P \|\psi_{y,l}(z(k+l|k) - z_r(k+l))\|^2 \quad (7)$$

在第 k 个节点,将式(6)的优化解 U_k^* 的第1个分量 $u^*(k|k)$ 作用于系统;在第 $k+1$ 个节点,以新得到的实际输出 $z(k+1)$ 为初始条件重新预测系统未来输出并求解优化问题,再将优化解 U_{k+1}^* 的第一个分量 $u^*(k+1|k+1)$ 作用于系统,

这样重复至拦截弹与目标的遭遇点。如图 1 所示, $k+1$ 节点的预测 τ 域仍为 P , 随着当前节点的向前推移, 预测 τ 域也向前滚动。

1.4 反馈校正

工程应用中通常存在模型失配、环境干扰等影响因素, 且预测值存在较大误差。因此, 必须及时利用实时信息校正误差, 避免出现建立在虚假信息基础上的优化结果。本节反馈校正采用常规预测控制方法, 选用常系数校正量 h , 这里简要介绍如下, 读者可参考文献[7, 33-37]进一步了解。

在第 k 个节点, 将模型预测输出 $z_r(k+1|k)$ 与检测对象的实际输出 $z(k+1)$ 做差, 得到输出误差。

$$e(k+1) = z(k+1) - z_r(k+1|k) \tag{8}$$

在第 $k+1$ 个节点, 校正输出为

$$z_{cor}(k+1) = z_r(k) + he(k+1) \tag{9}$$

式中: 校正量 $h = [h_1, h_2, \dots, h_N]$ 。

由于节点变动, 预测的未来节点将移到 $k+2, k+3, \dots, k+1+N$, 这样整个控制回路不断在线进行这种包含反馈校正的滚动优化, 其控制结构见 1.5 节。校正量 h 可根据设计者侧重点不同来确定。若设计者侧重遭遇点的位置、路径倾角与偏角误差, 则可将位置误差作为控制校正的依据, 将遭遇点位置误差以泰勒级数展开, 忽略二阶和高阶项, 通过输出误差计算出校正量 h , 详见文献[38-44]。若设计者关心遭遇点的航程和速度的准确性, 则可将航程与速度作为校正依据, 详见文献[45]。本文选取位置误差、路径倾角与偏角误差直接作为控制校正的依据, 并设置权重系数。

1.5 轨迹跟踪控制结构

虚拟域的轨迹跟踪控制结构如图 3 所示, z_τ

为目标的状态量; z_0 为拦截弹的初始状态量。分为外环路与内环路, 外环路为轨迹生成及更新环路, 图 3 中用阴影框与虚线表示。内环路为轨迹跟踪环路。外环路包括传感器、轨迹更新开关、轨迹发生器。传感器的作用是检测、存储目标和拦截弹的状态量, 并将检测信息传输到更新开关中。更新开关的作用是在触发信号作用下重新启动轨迹生成器, 并生成轨迹发生器所需要的边界条件。其输入为触发信号, 包括目标的状态量 z_τ 的变化, 参考轨迹于实际轨迹偏差过大, 预测控制器失败。轨迹生成器是接收更新开关产生的边界并产生新的参考轨迹, 将信息传输到轨迹跟踪环路中。

轨迹跟踪环路包括控制对象(拦截弹)、模型预测器、预测优化器。模型预测器用于预测 $\tilde{z}(k+1|k)$, 用 1.2 节的近似模型实现。预测优化器模型是根据 CF 产生控制增量 $\Delta u(k)$, 施加于控制对象。在每一采样时刻, 初始预测输出 $z_r(k)$ 与在各采样时刻的未来 P 个时刻的期望输出 $z_r(k)$ 求差(如果偏差阈值, 则可重新生成参考轨迹, 如图 3 中虚线 2 所示), 通过优化器优化, 得到控制增量 $\Delta u(k)$, 与轨迹发生器得到的 $u(k-1)$ 叠加, 求出控制量 $u(k)$ 一方面作用于对象(拦截弹), 另一方作用于模型预测器, 计算出 $z_r(k+1|k)$ 。如果优化失败则采用轨迹生成器产生的控制量 $u(k)$ 直接对拦截弹实施控制, 如图 3 中的虚线 3 所示, 并重新生成参考轨迹, 如图 3 中的虚线 1 所示。到下一采样时刻, 将检测对象的实际输出 $z(k+1)$ 与预测值 $z_r(k+1|k)$ 求差(式(8)), 得到的输出误差 $e(k+1)$ 乘以校正量 h 作为误差预测, 再加上模型预测构成校正后的预测输出(式(9)), 反馈到输入端, 整个过程反复在线进行。

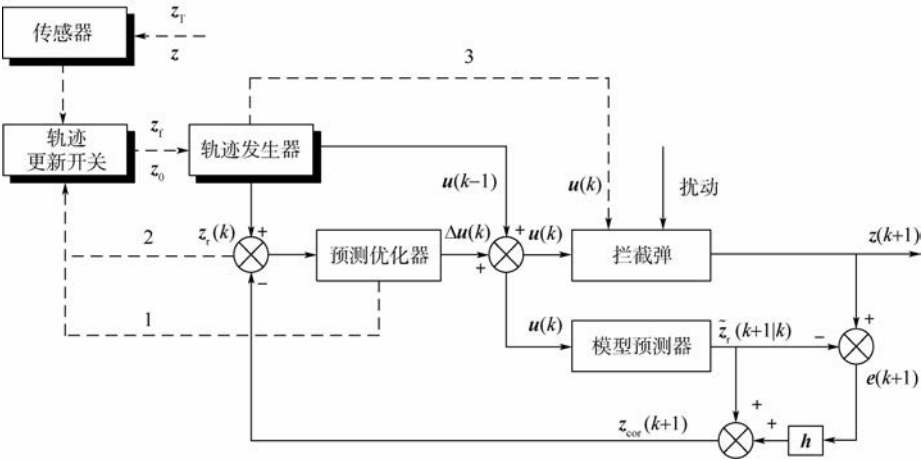


图 3 轨迹跟踪控制结构
Fig. 3 Control architecture of trajectory tracking

2 仿真实验验证

2.1 仿真条件

仿真目的:因本文属于两点边界的轨迹跟踪问题,故在初始条件添加扰动及末端状态改变的情况下,验证本文提出的轨迹跟踪方法能否达到指定的脱靶量、末端路径倾角误差,路径偏角误差。特别指出的是:因本文以拦截弹道导弹为背景,将拦截弹的末端路径倾角及路径偏角作为约束条件,以达到指定的末端约束碰撞角,能够有效提高拦截弹的作战效能。

在初始条件添加扰动的仿真验证中,与非线性反馈(Feedback Control, FL)^[20]跟踪方法对比。FL 的控制方法的优势是计算时效性强,是非线性控制的经典方法。仿真着重研究跟踪算法计算时间(平均每个节点 CPU 的计算时间),末端输出误差。文献[20]中 FL 是使用攻角和倾侧角作为控制量。为保证对比条件的一致性,也使用侧向过载和法向过载作为控制量。攻角、倾侧角与侧向过载、法向过载的转化关系请参考文献[28]。

末端条件改变的仿真验证中,因末端条件改变将作为已知条件输入模型。着重研究曲线的过度及末端输出误差。故只需验证本文提出跟踪算法的可行性。

仿真背景:空基发射拦截弹拦截非机动目标,拦截弹的初始俯仰角为 0°,速度为 100 m/s。在拦截弹发射 3 s 后,使用变节点虚拟域方法^[18]开始优化弹道,使用本文提出的跟踪方法跟踪轨迹。拦截弹模型、大气模型等请参阅文献[11]。

仿真环境:操作系统为 Vxworks 6.1,使用 Fortran 语言编写程序,编译器为 GFORTRAN。CPU 主频 3.5 Hz,内存 16 GB。

仿真参数:仿真步长 $dt=0.001\text{ s}$,仿真节点数 $N=100$, $\boldsymbol{h}$ 为单位向量, $U_{\max}=30\text{ g}$, $P=5$, $M=2$ 。仿真边界条件如表 1、表 2 所示。

表 1 拦截弹初始条件

Table 1 Initial conditions for interceptor

参数	数值
位置 $(x,y,z)/\text{km}$	(100,100,8.460)
$V/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	566
$\gamma/(^{\circ})$	0
$\psi/(^{\circ})$	-133

表 2 拦截弹末端条件

Table 2 Final conditions for interceptor

参数	数值
$(x,y,z)/\text{km}$	(20.533,0,29.216)
$\gamma/(^{\circ})$	0
$\psi/(^{\circ})$	-107.647

2.2 初始条件下的小扰动仿真

对初始条件分别添加位置扰动,速度扰动,路径倾角扰动,路径偏角扰动,验证制导律性能。遭遇点的约束条件如表 2 所示。扰动量及输出误差如表 3 所示。输出误差是与基线(Base case)(基线是不添加扰动时,使用节点数生成的轨迹)对比得到,表 3 中的“%”为相对于基线添加的正向扰动百分比。

由表 3 可以看出,对初始位置、速度、路径倾角、路径偏角分别添加 2% 的正向扰动,如方案 1~4,脱靶量、路径倾角误差($E_{\gamma}=|\gamma-\gamma_r|$)及路径偏角误差($E_{\psi}=|\psi-\psi_r|$)较小;如果对初始状态量全部添加 2% 的正向扰动,如方案 5,则误差稍大于方案 1~4,但仍然可以满足制导精度要求。与 FL^[20]跟踪方法相比,输出误差较小,但是 CPU 计算时间略大。

在初始条件添加小扰动的曲线仿真结果,如图 4 和图 5 所示。本文提出的跟踪方法在初始点扰动时,并不改变曲线的整体“形态”,曲线平滑,但对于 FL^[20],曲线略有波动。曲线平滑是因为随着飞行时间推移,预测时域 P 也向前滚动,将较小时域内的控制输入作用于系统,故实际曲线逐渐向基线汇聚。而 FL^[20]是曲线突然跳跃,而

表 3 初始小扰动及终端输出误差

Table 3 Different initial minor disturbances and corresponding output errors at end of interception

方案	$(x,y,z)/\text{km}$	$V/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$\gamma/(^{\circ})$	$\psi/(^{\circ})$	脱靶量/m	$E_{\gamma}/(^{\circ})$	$E_{\psi}/(^{\circ})$	CPU 计算时间/s
1	(105,105,8.883)(+5%)	566	0	-133	0.231	0.119	0.163	0.011 5
2	(100,100,8.460)	594.3(+5%)	0	-133	0.437	0.147	0.203	0.014 5
3	(100,100,8.460)	566	2	-133	0.195	0.298	0.097	0.013 7
4	(100,100,8.460)	566	0	-130.3(+2%)	0.275	0.147	0.359	0.013 9
5	(105,105,8.883)(+5%)	594.3(+5%)	2	-130.3(+2%)	0.493	0.510	0.529	0.015 2
FL ^[20]	(105,105,8.883)(+5%)	594.3(+5%)	2	-130.3(+2%)	1.543	1.589	1.641	0.009 2

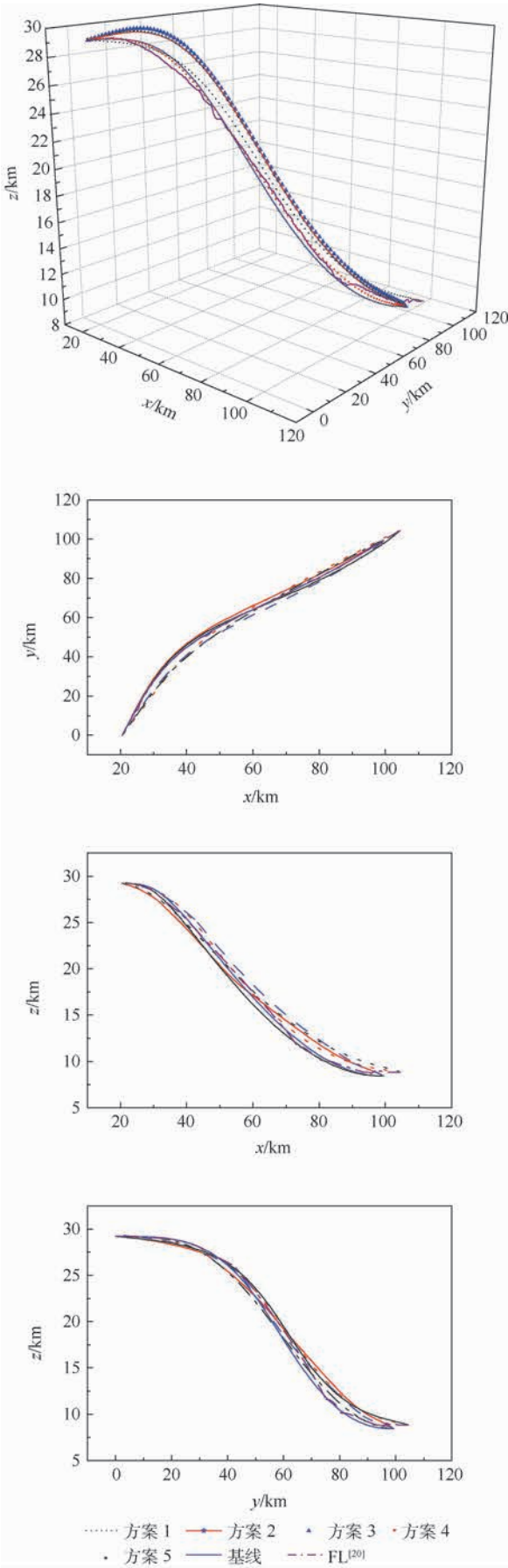


图4 拦截弹轨迹
Fig. 4 Trajectories of interceptor

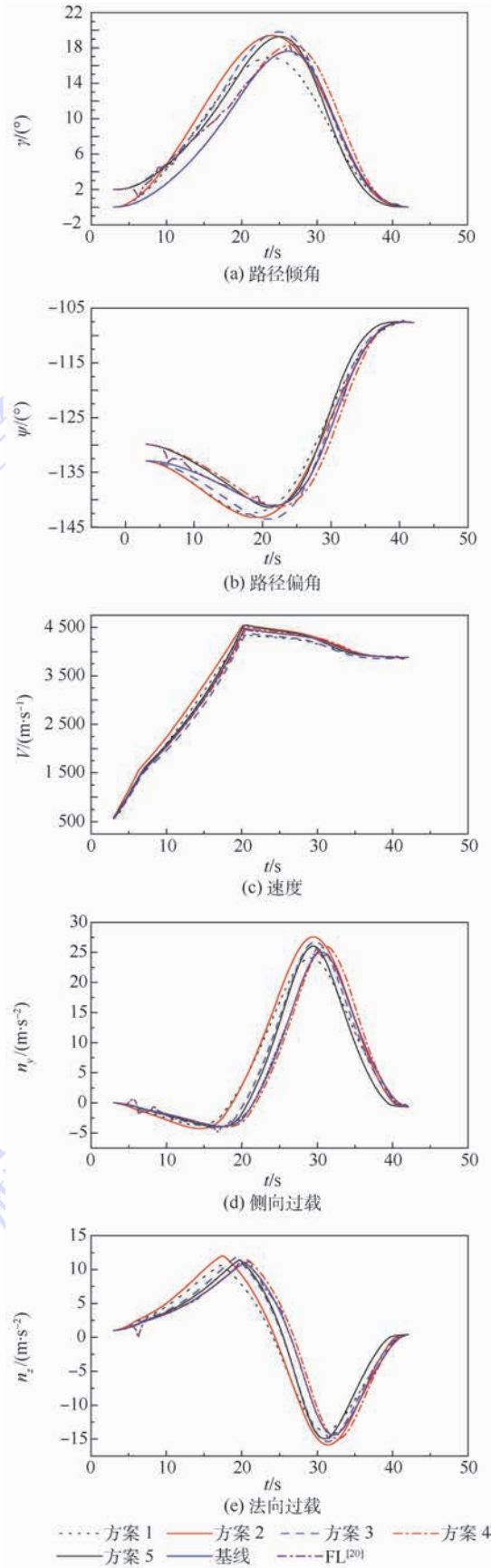


图5 拦截弹路径倾角、路径偏角、速度、侧向过载及法向过载变化
Fig. 5 Trajectory angle, yaw angle, velocity, side load and normal load variation of interceptor

后经过一个过渡过程后,才能准确跟踪基线。并且在曲线变化率较大的地方,跟踪效果较差。这也是造成末端误差较大的原因之一。FL^[20]的CPU 计算时间较少是因为其不需要通过非线性规划的方法求解 CF,即“滚动优化”这一过程,仅通过状态反馈进行控制。

由图 4、图 5(a)和图 5(b)可知,在初始小扰动的情况下,拦截弹轨迹、路径倾角、路径偏角虽在初始状态略有不同,但随着时间推移,方案 1~5 及 FL^[20]的曲线与基线在遭遇点基本重合。

图 5(c)为拦截弹速度变化曲线。由图 5(c)可知,拦截弹速度先增大,在 20 s 左右逐渐减小。改变速度主要原因是导弹轴向过载(本文中轴向过载是由两级火箭提供),法向过载与侧向过载影响较小,因此,速度曲线簇较为紧密。

图 5(d)和图 5(e)为拦截弹侧向过载、法向过载的变化曲线,即控制量变化曲线。在初始时刻、波峰、波谷,FL^[20]为迅速跟踪基线,大幅度调整控制量,导致波动较大。方案 1~5 的曲线平滑,能逐渐跟踪基线,且在约束范围内,以渐进的方式跟踪基线可以减小发动机方向调节能力及控制。

2.3 末端条件改变的轨迹重生仿真

当参考轨迹与实际轨迹偏差过大,预测优化失败或者目标状态发生改变,轨道发生器将重新生成轨迹。本节验证末端条件的改变的制导特性。为避免剩余拦截时间因素的影响,故只考虑遭遇点位置的改变。遭遇点位置的改变量,改变时刻及输出结果如表 4 所示。在 3 s,20.1 s,30.8 s 时,遭遇点位置改变,拦截弹重新生成轨迹。由表 4 可见,脱靶量及末端约束角能满足制导律要求。

图 6 和图 7 为仿真曲线结果。为清楚起见,由于跟踪曲线与实际曲线较紧密,故只给出轨迹重生时刻到拦截目标时刻的 3 种方案的变化曲线。由图 6 可见,拦截弹轨迹在 3、20.1、30.8 s 根据遭遇点位置的变化生成了 3 条轨迹,且在轨迹重生点,轨迹过渡圆滑。图 7(a)和图 7(b)分别为拦截弹路径倾角、路径偏角的变化。拦截时间不同是因为弹目距离的变化导致。

由图 7(c)可知,拦截弹速度由 500 m/s 上升到 4 186 m/s,在第 1 个重生点开始降低,到第 2 个重生点稍有增大而后减小到 3 666 m/s。从第 1 个重生点至遭遇点,微小的速度变化主要是由于控制量的调节。图 7(d)和图 7(e)为控制量侧向过载与法向过载的变化曲线。

由图 7(d)和图 7(e)可见,在轨迹重生点曲

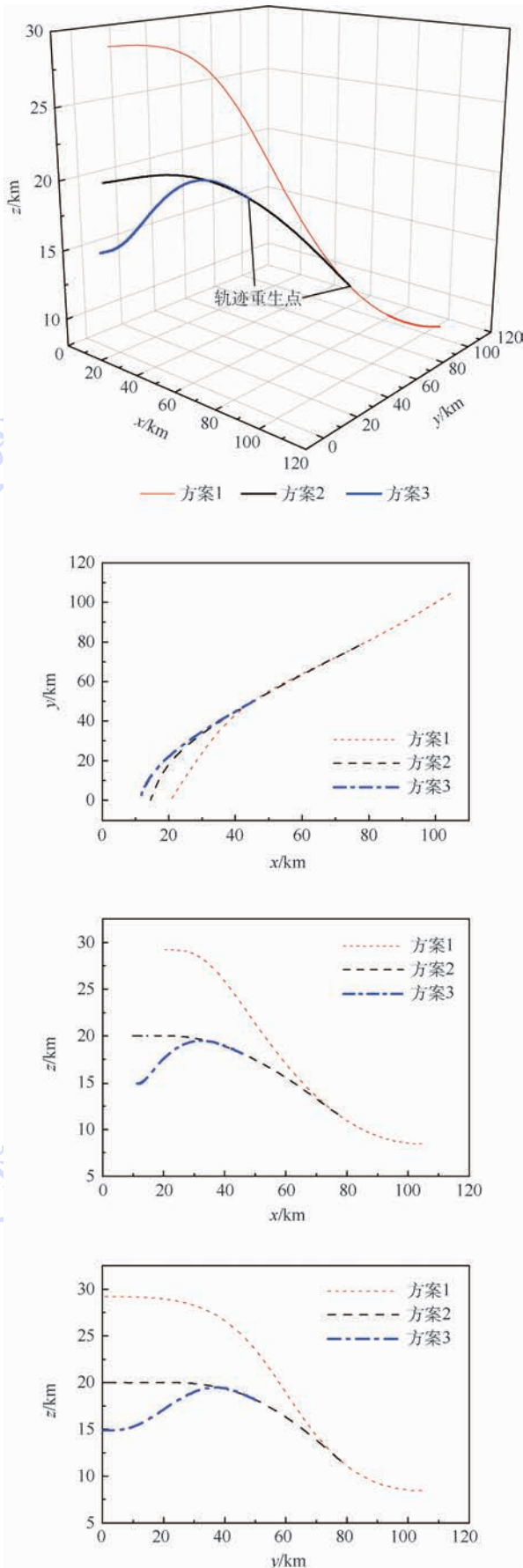


图 6 遭遇点位置改变时的拦截弹轨迹
Fig. 6 Trajectories of interceptor when point of encounter is changed

表 4 遭遇点位置改变及终端输出误差

Table 4 Changes of point encounter position and corresponding output errors at end of interception

方案	时间/s	拦截弹位置/km	目标位置/km	脱靶量/m	$E_{\gamma}/(^{\circ})$	$E_{\psi}/(^{\circ})$
1	3	(104.383,104.337,8.481)	(20,0,29)	0.193	0.119	0.163
2	20.1	(76.923,77.943,11.649)	(14.6,0,20)	0.165	0.127	0.161
3	30.8	(45.648,50.222,18.144)	(11,0,15)	0.183	0.115	0.174

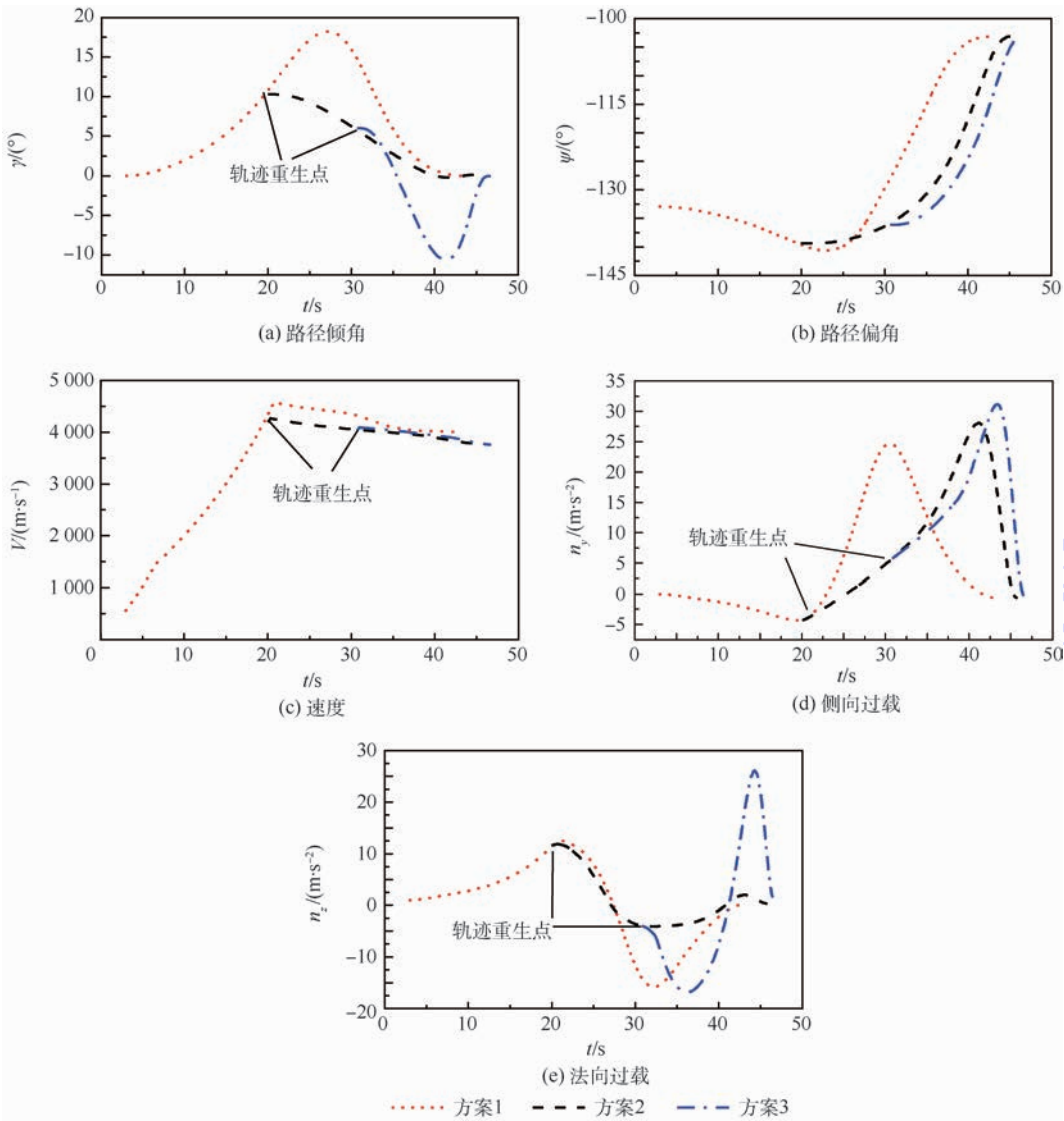


图 7 遭遇点位置改变时的拦截弹路径倾角、路径偏角、速度、侧向过载及法向过载变化

Fig. 7 Trajectory angle, yaw angle, velocity, side load and normal load variation of interceptor when point of encounter position is changed

率基本一致,这是因为令 τ 域内控制输入急动导(式(4))为 0,保证了控制量 U 的平滑性。重生轨迹的过载曲线在遭遇点也是趋近于 0,在拦截时刻较小的需用过载使拦截弹的过载裕度较大。实际拦截时,如果存在各种在拦截弹设计时未考虑的扰动,较小的需用过载可有效提高制导精度。

3 结 论

设计了基于虚拟域的预测控制轨迹跟踪算

法。该方法采用多项式近似状态量,将微分方程转化为代数方程。引入虚拟路径 τ ,将时域转化为虚拟域,结合预测控制的滚动优化——反馈校正方法,准确跟踪最优轨迹。

1) 在虚拟域内,使用多项式近似系统模型,以虚拟路径的节点为滚动优化的基准,将有限时域内的控制输入作用于系统,利用实时信息进行反馈校正,以准确跟踪预定轨迹。

2) 考虑了参考轨迹与实际轨迹偏差过大,预

测优化失败或者目标状态发生改变3种情况下的轨迹跟踪问题,将轨迹控制结构分为内外环路,完成了轨迹跟踪的控制结构的设计。

3) 在初始状态量添加小扰动及末端条件改变的情况下,以拦截弹道导弹为背景,进行仿真验证。结果表明:与非线性反馈跟踪方法相比,曲线平滑,在遭遇点脱靶量、末端路径倾角及偏角误差较小,实时性也可满足控制需求。

参考文献 (References)

- [1] HALBE O, RAJA R G, PADHI R. Robust reentry guidance of a reusable launch vehicle using model predictive static programming[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 37 (1): 134-148.
- [2] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Reentry terminal guidance through sliding mode control[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(1): 186-199.
- [3] 闫梁, 赵继广, 李轶. 带约束碰撞角的顺/逆轨制导律设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(5): 857-863.
YAN L, ZHAO J G, LI Y. Guidance law with angular constraints for head-pursuit or head-on engagement[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(5): 857-863 (in Chinese).
- [4] TANAKA A, MAEDA H. Studies on the time-to-go indexing control scheme for an automatic aircraft landing system[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 1973, 16(31): 1-18.
- [5] YAKIMENKO O A. Shortcut-time spatial trajectories on-board optimization and their cognitive head-up display visualization for pilot's control actions during manoeuvring support[C] // *International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1997. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1997: 246-256.
- [6] JUNG Y C, HESS R A. Precise flight-path control using a predictive algorithm[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1991, 14(5): 936-942.
- [7] GIBBENS P W, MEDAGODA E D B. Efficient model predictive control algorithm for aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(6): 1909-1915.
- [8] LU P, PIERSON B L. Aircraft terrain following based on a nonlinear continuous predictive control approach[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(4): 817-823.
- [9] LUKACS J A I, YAKIMENKO O A. Trajectory-shaping guidance for interception of ballistic missiles during the boost phase[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31 (5): 1524-1531.
- [10] DWIVEDI P N, BHATTACHARYA A, PADHI R. Suboptimal midcourse guidance of interceptors for high-speed targets with alignment angle constraint[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(3): 860-877.
- [11] LU Z L. Ballistic missile interception from UCAV[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2011.
- [12] GUO Y, HAWKINS M, WIE B. Waypoint-optimized zero-effort-miss/zero-effort-velocity feedback guidance for mars landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36 (3): 799-809.
- [13] YU Z, CUI P, ZHU S. Observability-based beacon configuration optimization for mars entry navigation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 38(4): 643-650.
- [14] BLACKMORE L, ACIKMESE B, SCHARF D P. Minimum-landing-error powered-descent guidance for Mars landing using convex optimization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(4): 1161-1171.
- [15] KLUEVER C A. Entry guidance performance for Mars precision landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(6): 1537-1544.
- [16] SHEN H, SEYWALD H, POWELL R W. Desensitizing the minimum-fuel powered descent for Mars pinpoint landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(1): 108-115.
- [17] WINGROVE R C. Survey of atmosphere re-entry guidance and control methods[J]. *AIAA Journal*, 1963, 1(9): 2019-2029.
- [18] 闫梁, 李轶, 赵继广, 等. 基于变节点虚拟域动态逆的轨迹实时优化[J]. *航空学报*, 2013, 34(12): 2794-2803.
YAN L, LI Y, ZHAO J G, et al. Trajectory real-time optimization based on variable node inverse dynamics in the virtual domain[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (12): 2794-2803 (in Chinese).
- [19] ROENNEKE A J, CORNWELL P J. Trajectory control for a low-lift re-entry vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, 16(5): 927-933.
- [20] BHARADWAJ S, RAO A V, MEASE K D. Entry trajectory tracking law via feedback linearization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(5): 726-732.
- [21] LU P. Entry guidance and trajectory control for reusable launch vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(1): 143-149.
- [22] LU P, HANSON J M. Entry guidance for the X-33 vehicle[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3): 342-349.
- [23] JOOS A, MULLER M A, BAUMGARTNER D, et al. Nonlinear predictive control based on time-domain simulation for automatic landing: AIAA-2011-6298[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [24] CHEN H, ALLGÖWER F. Quasi-infinite horizon nonlinear model predictive control scheme with guaranteed stability[J]. *Automatica*, 1998, 34(10): 1205-1217.
- [25] CHEN H, ALLGÖWER F. Computationally attractive nonlinear predictive control scheme with guaranteed stability for stable systems[J]. *Journal of Process Control*, 1998, 8(5-6): 475-485.
- [26] SLEGERS N, KYLE J, COSTELLO M. Nonlinear model predictive control technique for unmanned air vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(5): 1179-1188.
- [27] HESS R A, JUNG Y C. Application of generalized predictive control to rotorcraft terrain-following flight[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, 1989, 19(5): 955-962.
- [28] YAKIMENKO O A. Direct method for rapid prototyping of near-optimal aircraft trajectories[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(5): 865-875.

[29] BASSET G, XU Y, YAKIMENKO O A. Computing short-time aircraft maneuvers using direct methods[J]. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2010, 49(3): 481-513.

[30] BOYARKO G A, ROMANO M, YAKIMENKO O A. Time-optimal reorientation of a spacecraft using an inverse dynamics optimization method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(4): 1197-1208.

[31] LEW J, JUANG J. Robust generalized predictive control with uncertainty quantification[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(3): 930-937.

[32] AVANZINI G, THOMSON D, TORASSO A. Model predictive control architecture for rotorcraft inverse simulation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 36(1): 207-217.

[33] SUN L, HEDENGREN J D, BEARD R W. Optimal trajectory generation using model predictive control for aerially towed cable systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(2): 525-539.

[34] 李轶, 赵继广, 闫梁, 等. 拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 825-834.

LI Y, ZHAO J G, YAN L, et al. United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 825-834 (in Chinese).

[35] TANG W, CAI Y. Predictive functional control-based missile autopilot design[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1450-1455.

[36] LUO Y, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Model-predictive dynamic control allocation scheme for reentry vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 100-113.

[37] WILLIAMS P. Libration control of electrodynamic tethers using predictive control with time-delayed feedback [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(4): 1254-1268.

[38] ARDEMA M D. Solution of the minimum time-to-climb problem by matched asymptotic expansions[J]. AIAA Journal, 1976, 14(7): 843-850.

[39] KUO Z, LIU K. Explicit guidance of aeroassisted orbital transfer using matched asymptotic expansions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(1): 80-87.

[40] 李轶, 赵继广, 白国玉, 等. 基于预测碰撞点的剩余飞行时间估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(8): 1667-1674.

LI Y, ZHAO J G, BAI G Y, et al. Method of time-to-go estimation based on predicted crack point[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1667-1674 (in Chinese).

[41] CARTER J P, PERLMUTTER L D. Reference trajectory re-entry guidance without prelaunch data storage [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1965, 2(6): 967-970.

[42] TANNAS J L E. Manual entry guidance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(2): 175-181.

[43] LEAVITT J A, MEASE K D. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 473-481.

[44] KLUEVER C A. Entry guidance using analytical atmospheric skip trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1531-1535.

[45] JOSHI A, SIVAN K, AMMA S S. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1307-1318.

作者简介:

樊钰 男, 硕士研究生。主要研究方向: 轨迹跟踪。

闫梁 男, 博士。主要研究方向: 航天任务分析与设计。

朱武宣 男, 学士, 研究员。主要研究方向: 飞行器测控总体。

白广周 男, 学士, 研究员。主要研究方向: 飞行器测控总体。

Trajectory tracking method based on predictive control in virtual domain

FAN Yu, YAN Liang*, ZHU Wuxuan, BAI Guangzhou

(Institute of Aerospace Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: A trajectory tracking method based on predictive control in the virtual domain is proposed for the algorithm of online real-time trajectory planning. The method uses polynomial approximate system model and introduces virtual path and inverse dynamics to convert time domain into virtual domain. Its advantage is that the decoupling effect is good and it takes less compute time than the control method of approximate model in the time domain. Through inverse dynamics, the import configuration of nonlinear programming ensures the continuous controls, which cannot be guaranteed by the nonlinear predictive control of traditional soft constraint method. In the background of intercepting ballistic missiles, simulation verification is carried out under the condition of initial minor disturbances and terminal condition change. The simulation results demonstrate that, compared with nonlinear feedback tracking method, the curve is smooth, the miss distance, pitch angle error and yaw angle error are small, and instantaneity can meet the control requirements.

Keywords: missile; control theory; nominal guidance law; trajectory tracking; predictive control; interception

Received: 2016-09-20; **Accepted:** 2016-10-14; **Published online:** 2016-11-07 16:38

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161107.1638.002.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0728

氧化膏处理对 2024-T3 铝合金表面性能的影响

张琪¹, 李卫平¹, 王新坤^{1,2,*}, 冯剑波¹, 刘慧丛¹, 朱立群¹

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘

要: 针对铝合金蒙皮表面涂层修复对基材局部现场氧化处理的需求,研究了膏状氧化材料的调制方法,并探讨了氧化膏在 2024-T3 铝合金表面的成膜性能。通过扫描电镜、能谱、体视显微镜、点滴、电化学、接触角测试以及拉伸剪切实验考察了氧化膜的形貌和组成、耐蚀性能及粘接性能。实验表明,室温下铝合金表面经氧化膏处理后可快速生成氧化膜,膜层具有一定的微观孔洞结构,主要包含 Al、F、Cr、O 等元素;膜层耐蚀性与阿洛丁氧化液处理效果相近,与未氧化试样相比腐蚀电压由 -0.898 V 升至 -0.880 V ,腐蚀电流密度由 $2.582 \times 10^{-5}\text{ A/cm}^2$ 降至 $3.334 \times 10^{-7}\text{ A/cm}^2$,阻抗值由 $1.556 \times 10^3\text{ }\Omega/\text{cm}^2$ 增至 $1.347 \times 10^5\text{ }\Omega/\text{cm}^2$;表面自由能和粘附功分别由 32.7 mJ/cm^2 和 36.3 mJ 提高到 55.7 mJ/cm^2 和 109.7 mJ ,拉伸剪切强度由 11.7 MPa 提升为 15.0 MPa ,结果表明氧化膜的形貌和组成有助于获得更好的界面结合力并改善基材的粘接性能。

关键词: 氧化膏; 2024-T3 铝合金; 氧化膜; 耐蚀性能; 粘接性能

中图分类号: V261.93; TG146.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1824-08

在铝合金蒙皮表面涂覆吸波涂料是飞机实现隐身的重要手段,由于吸波涂层在服役过程中易老化脱落并加速铝合金蒙皮的腐蚀,涂层的修复至关重要^[1-2]。修复过程中首先要对蒙皮表面进行氧化处理,生成具有一定耐蚀性及结合力的氧化膜^[3]。常规处理方法包括化学氧化、阳极氧化、微弧氧化等。其中阳极氧化和微弧氧化属于电化学处理方法,需要将部件放入电解液中通电完成,这类方法用于现场修复时需要借助特殊设备^[4-5]。化学氧化法通过铝合金在溶液中发生化学反应而获得氧化膜,与电化学方法相比具有操作简单,无需电能的特点。例如,曹慧明和张世坤^[6]在蒙皮表面直接喷涂化学氧化液。但是,由于氧化液流动性大,无法控制其准确而全面地覆盖待氧化区域,可能会流到非氧化区域而造成污

染或损伤。因此,若能调制出半固态氧化膏,在获得化学氧化膜的同时,还可有效控制氧化区域,这对于铝合金蒙皮现场氧化处理问题无疑具有重要意义。

在化学氧化法中,含六价铬的铬酸盐法可获得具有自修复性的氧化膜^[7],有效防止铝合金表面局部腐蚀的发生,因而成为航空领域中使用最广泛的处理技术^[8]。由于六价铬对人体和环境的危害,近年来,代铬元素(如 Mn、Zr、Mo、Ti、Ce 等)被广泛研究^[9-12]。尽管一些成果已经开始投入商业化生产,但至今没有一种产品能够满足航空领域严格的要求^[13]。因此,为了保证氧化膜的性能,在氧化膏的制备过程中选用六价铬作为氧化剂,氟化氢铵作为活化剂,同时添加硼酸、磷酸氢二铵以改善膜层质量,并选用调节剂控制膏体

收稿日期: 2016-09-12; 录用日期: 2017-01-07; 网络出版时间: 2017-01-11 17:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170111.1707.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(51371020)

* 通讯作者: E-mail: wangxinkun1010@163.com

引用格式: 张琪, 李卫平, 王新坤, 等. 氧化膏处理对 2024-T3 铝合金表面性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1824-1831. ZHANG Q, LI W P, WANG X K, et al. Influence on surface performance of 2024-T3 aluminum alloy processed with oxidising paste[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1824-1831 (in Chinese).

的黏度。

2024-T3 铝合金因其优异的机械性能和高比强度而常作为航空结构材料^[14],但 Cu、Mg 等元素的存在使得合金易于发生局部腐蚀(如点蚀)^[15-16]。虽然铝合金在大气环境中会自动生成厚度为 0.4~5 nm 的天然氧化膜,但这层氧化膜结构松散,耐蚀性较差^[17]。此外,由于膜层的润湿性能差,涂层与氧化膜层的结合强度小,导致涂层更易脱落,探索化学氧化处理方法以提高膜层的润湿性和结合力成为铝合金蒙皮处理的重要目标^[2]。因此,本文以 2024-T3 铝合金为研究对象,将氧化膏处理表面与化学液处理及未氧化表面进行比较研究,通过 SEM、EDS、点滴、电化学、接触角及拉伸剪切测试分析了表面膜层形貌、成分、结构、润湿性对耐蚀性及粘接性能的影响,为铝合金蒙皮的氧化处理提供理论与实践帮助。

1 实 验

1.1 实验材料

实验材料为已除包铝的 2024-T3 铝合金,其化学成分(质量分数)为 3.8%~4.9% Cu,1.2%~1.8% Mg,0.5% Si,0.5% Fe,0.3%~0.9% Mn,0.3% Zn,0.15% Ti,0.1% Ni,余量为 Al。试样尺寸为 50 mm×20 mm×2 mm,打磨除油后使用常温条件 40 g/L NaOH 溶液去除氧化层,质量分数 10% 的 HNO₃ 溶液出光^[18]。前处理后分别采用氧化膏和氧化液氧化处理。

1.2 氧化处理

氧化膏的组成如表 1 所示,调制过程中首先将药品研磨至粉状,逐步加入调节剂搅拌成均匀膏体。图1为不同调节剂配比下的氧化膏涂覆

表 1 氧化膏的成分

Table 1 Composition of oxidising paste

组分	三氧化铬	氟化氢铵	磷酸氢二胺	硼酸	调节剂 A	调节剂 B
质量分数/%	10~12	1~2	1~2	1	45~55	30~40

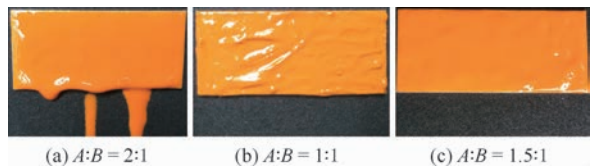


图 1 不同含量调节剂(A/B)下的氧化膏涂覆在垂直试样表面的状态

Fig. 1 Oxidising paste with different content of modifier (A/B) on surface of vertically placed samples

在垂直试样表面的状态。氧化处理时在试样表面涂抹氧化膏,10~30℃下静置 1~5 min 后冲洗晾干。为了考察氧化膏的成膜特性,选用阿洛丁化学氧化液作为比照,氧化温度和时间分别为 30℃和 2 min。

1.3 性能表征

1.3.1 形貌及组成分析

采用 Zeiss 550P 型扫描电子显微镜及能谱仪考察试样的表面形貌及化学元素组成。使用 KH-7700 三维数字显微镜观察试样表面 3D 形貌。

1.3.2 耐蚀性分析

采用点滴测试检验氧化膜的耐蚀性^[19]。点滴液由 2 g NaOH,12.5 mL 丙三醇加去离子水稀释至 50 mL 配制而成。点滴前在试样表面画若干直径约 7 mm 的圈,滴入点滴液并启动秒表,用 5~10 倍放大镜观察点滴液内的气泡,第 1 个气泡产生的时间即为该试样的点滴时间,时间越长表明耐蚀性能越好。每种试样的点滴时间取 8 个数据的平均值。所有试样均在氧化处理 3 h 后测试。

电化学测试(极化曲线、交流阻抗)采用上海辰华 CHI660B 型工作站。三电极体系中电解液为 30℃质量分数 3.5% NaCl 溶液,参比电极为饱和甘汞电极(SCE),辅助电极为铂片,工作电极为面积 1 cm² 的试片。极化曲线的电位扫描速度为 1 mV/s,交流阻抗的频率范围为 10⁵~10⁻² Hz,测试信号幅值为 10 mV。

1.3.3 结合力分析

接触角测试采用德国 DSA20 测试仪。测试温度和湿度分别为 25℃,30%±5%。测试时将试样置于样品台上并使用注射器在其表面滴上测试液(4 μL)。3 s 后记录液滴的形状并计算液滴基线和边界切线的角度。

采用胶粘剂拉伸剪切强度测定方法^[20]考察铝合金表面的粘接性能。实验设备为 Instron8871 液压伺服机。胶粘剂为北京航空材料研究院生产的 SY-23B 双组分环氧胶。

2 结果和讨论

2.1 氧化膜结构和成分分析

图 2 为 3 种处理方式下试样的 SEM 照片及对应区域的 EDS 谱图。从照片中可看出,未氧化试样由于表面自然氧化膜太薄,呈现出打磨后铝基材的形貌。与未氧化试样相比,氧化试样表面打磨痕迹不明显,说明表面覆盖一层平整均匀的氧化膜。其中,氧化膏处理试样表面布满许多

“微孔”。根据 Zhang 等^[21]的研究,新生成的氧化膜如同凝胶状附着在基材上,在随后干燥的过程

中由于膜层内部的拉力而收缩,最终在表面形成微孔。此外,从能谱及表 2 可看出未氧化试样表面元素为 Al、Cu、Mg,即 2024 铝合金基材主要元素。经氧化处理后试样表面增加了 O、F、Cr 等元素。因此,氧化过程中包括膜的生成和溶解:

$$2\text{Al}\rightarrow 2\text{Al}^{3+}+6\text{e}^{-}\tag{1}$$
$$\text{Cr}_2\text{O}_7^{2-}+8\text{H}^{+}+6\text{e}^{-}\rightarrow 2\text{Cr}(\text{OH})_3+\text{H}_2\text{O}\tag{2}$$
$$\text{Al}_2\text{O}_3+x\text{F}^{-}+6\text{H}^{+}\rightarrow 2\text{AlF}_x^{(3-x)}+3\text{H}_2\text{O}\tag{3}$$

其中:Al 作为阳极发生氧化反应失去电子,可溶性铬酸盐发生还原反应生成不溶于水的水合氧化物。F⁻起到溶解氧化层并形成裂纹和微孔作用,使得溶液能够与基材持续接触进行反应^[22-23]。

表 2 3 种不同处理下试样的表面元素

Table 2 Surface elements of samples with three different treatments	
处理方式	表面元素
未氧化	Al, Cu, Mg
氧化液	Al, Cu, Mg, O, F, Cr,
氧化膏	Al, Cu, Mg, O, F, Cr, P

2.2 耐腐蚀性能分析

2.2.1 点滴测试

实验发现,氧化膏处理试样的点滴时间在氧化时间为 1~5 min 范围内变化较小,而在不同氧化温度条件下变化较大,因此设置氧化处理参数分别为时间 3 min,温度 10、20、30℃。

图 3 为不同处理条件下试样的点滴测试结果。可以看出,氧化试样的耐蚀性均超过未氧化试样;20℃下氧化膏处理试样的点滴时间达到未氧化试样的 4 倍,与氧化液处理试样的点滴时间相近,且比 10℃条件下的点滴时间更长;20℃较 30℃的点滴时间长且波动较小,可知 20℃处理下膜层质量相对较好,温度较低或较高时氧化膜耐蚀性降低的原因可能是,低温下膜层的溶解和生长速度均较为缓慢,而高温下膜层的溶解速度

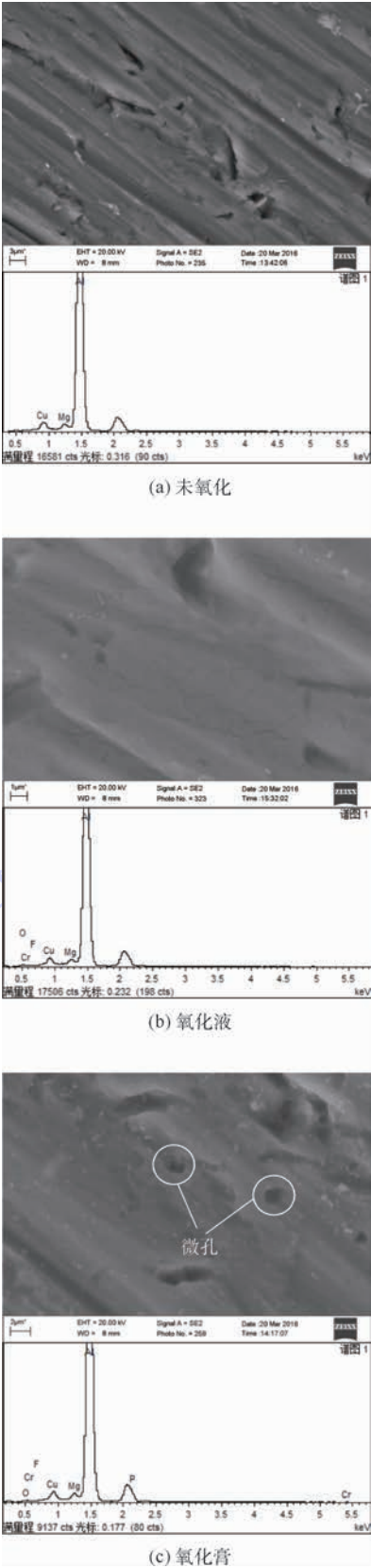


图 2 3 种处理试样表面的 SEM 照片及对应区域的 EDS 谱图

Fig.2 SEM photographs and EDS spectra in corresponding areas on samples' surface under three different treatments

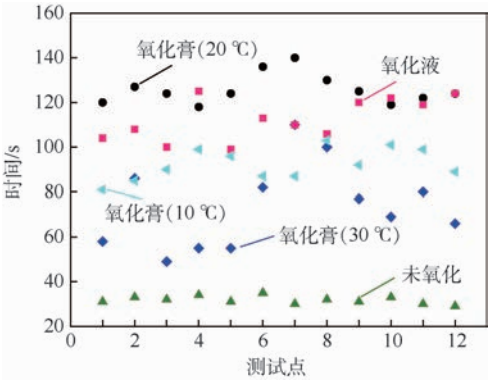


图 3 不同处理试样的点滴测试结果

Fig.3 Drop test results of samples with different treatments

大于膜层的生长速度。因此,在后续研究中采用氧化时间 3 min,温度 20 ℃ 的处理条件。

图 4 为氧化膏和未氧化处理试样点滴前后的照片。可以看出,低倍数(350 倍)下 2 种试样的表面并无明显区别,仅可看出砂纸打磨的痕迹。但是,点滴反应后未氧化试样(图 4(d))表面则较氧化膏处理试样(图 4(c))粗糙,可看出存在较深腐蚀坑。此外,点滴时氧化试样与点滴液反应缓慢平稳,产生气泡较小,而未氧化试样与点滴液反应快速剧烈,气泡较大,此现象与反应后的形貌差异是一致的,说明氧化膜在试样受到腐蚀时起到了保护的作用。

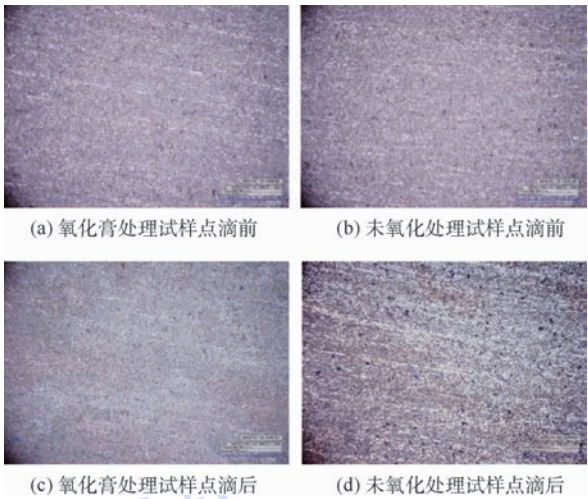


图 4 点滴测试前后试样的表面形貌
Fig.4 Surface topography of samples before and after drop test

2.2.2 极化曲线

图 5 为不同处理试样的极化曲线(i 为电流, Potential 为电压)测试结果。从曲线中所获得的腐蚀电压 E_{corr} 、腐蚀电流密度 j_{corr} 在表 3 中列出。其中,缓蚀效率 η 可通过式(4)计算:

$$\eta = \frac{j_{\text{corr}}(\text{uncoated alloy}) - j_{\text{corr}}(\text{coated alloy})}{j_{\text{corr}}(\text{uncoated alloy})} \times 100\% \tag{4}$$

式中:下标 uncoated alloy 和 coated alloy 分别表示缓蚀前后的合金。

从表 3 和图 6 可看出氧化试样较未氧化试样的腐蚀电流密度大幅度降低,腐蚀电压变化相对较小。此外,与氧化液处理试样相比,氧化膏处理试样腐蚀电压较大,腐蚀电流密度较小。氧化液处理试样的腐蚀电位为 -0.904 V ,而氧化膏处理后提高到了 -0.880 V 。未氧化、氧化液及氧化膏处理试样的腐蚀电流密度分别是 2.582×10^{-5} 、 3.491×10^{-7} 和 $3.334 \times 10^{-7}\text{ A/cm}^2$,可以看出氧化膏处理试样的腐蚀电流密度与阿洛丁氧化膜相

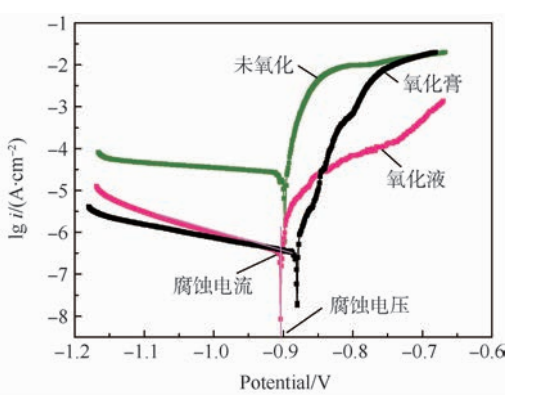


图 5 不同处理试样的极化曲线
Fig.5 Tafel curves of samples with different treatments

表 3 Tafel 曲线的电化学参数
Table 3 Electrochemical parameters of Tafel curves

处理方式	$E_{\text{corr}}/\text{V}(\text{versus SCE})$	$j_{\text{corr}}/(\text{A} \cdot \text{cm}^{-2})$	$\eta/\%$
未氧化	-0.898	2.582×10^{-5}	
氧化液	-0.904	3.491×10^{-7}	98.6
氧化膏	-0.880	3.334×10^{-7}	98.7

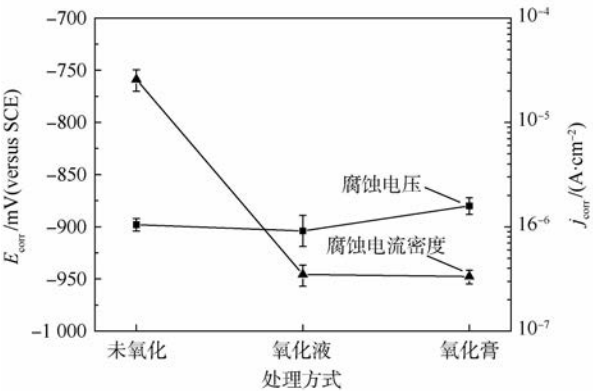


图 6 试样的 E_{corr} 及 j_{corr} 的变化范围
Fig.6 Variation range of E_{corr} and j_{corr} of samples

近,比未氧化试样有明显降低,说明氧化膏处理可获得与常规化学氧化膜层相当的耐蚀性。

2.2.3 交流阻抗

图 7 为不同处理试样的交流阻抗图, Z 、 Z' 和 Z'' 分别为阻抗、阻抗实部和阻抗虚部, Frequency 为频率, Phase 为相位角。从半圆的大小可看出氧化液及氧化膏处理试样的阻抗弧半径较未氧化试样明显增大。为了具体分析膜层耐蚀性能,选取多孔膜层的等效线路(见图 8)进行拟合, ZsimpWin 软件拟合后得到的数据如表 4 所示。表中, R_s 为参比电极与工作电极之间的溶液电阻; R_{coat} 和 C_{coat} 分别为表面膜层的电阻和电容,其中未氧化试样在空气中会形成薄且成疏松的氧化膜,因此在拟合过程中看做膜层; R_{ct} 为氧化膜的电荷转移电阻; C_{dl} 为双电层电容。 R_{coat} 与氧化膜膜层的厚度与形貌有关,膜层厚度的增大或孔

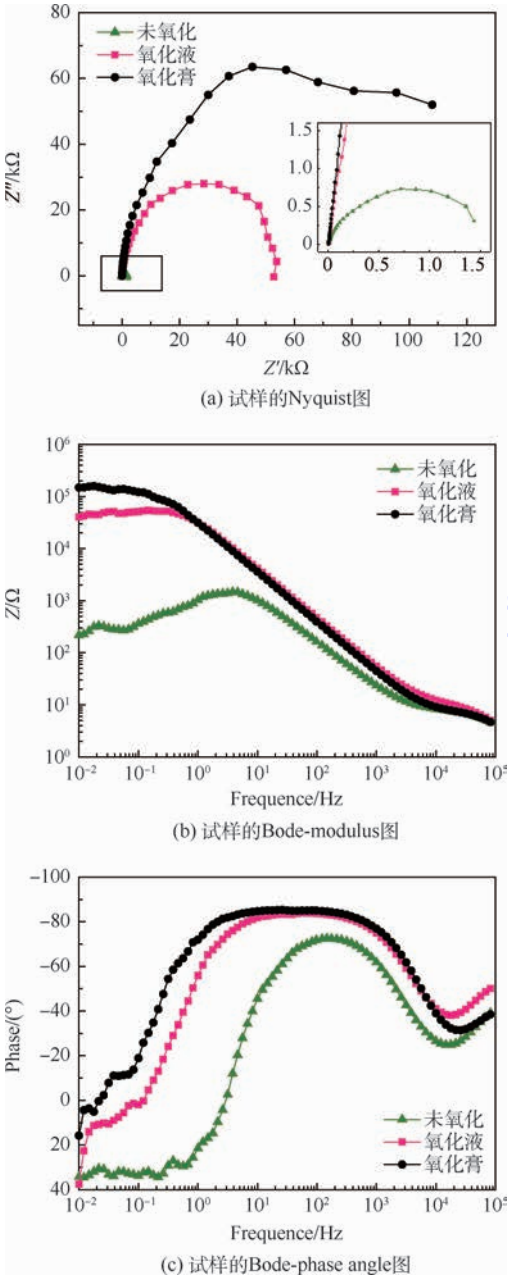


图7 不同处理试样的交流阻抗图

Fig.7 AC impedance diagrams for samples with different treatments

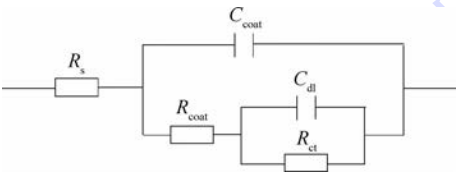


图8 等效电路图

Fig.8 Equivalent electrical circuit diagrams

洞尺寸的减小均可能导致电阻增大。 R_{coat} 与 R_{ct} 相比非常小,说明电解液极易通过微孔到达基材, R_{coat} 对于膜层耐蚀性能的贡献几乎可以忽略不计。未氧化试样 C_{coat} 较氧化处理试样大,可能由于膜层在电解液中受到腐蚀,且未氧化试样腐

表4 不同处理试样的电化学参数

Table 4 Electrochemical parameters of samples with different treatments

处理方式	$R_s/(\Omega \cdot \text{cm}^{-2})$	$C_{coat}/(\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	$R_{coat}/(\Omega \cdot \text{cm}^{-2})$	$C_{dl}/(\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	$R_{ct}/(\Omega \cdot \text{cm}^{-2})$
未氧化	1.557	1.214×10^{-6}	7.17	1.483×10^{-5}	1.556×10^3
氧化液	1.544	7.420×10^{-7}	11.71	3.879×10^{-6}	6.103×10^4
氧化膏	1.947	6.619×10^{-7}	6.936	4.557×10^{-6}	1.347×10^5

蚀情况更为严重^[24]。电荷转移电阻 R_{ct} 越大,则表明氧化膜的钝化特性使得膜层与溶液之间的电荷转移难度增大,即氧化膜可作为“屏障”,阻止基材与电解液之间的接触。从表中可看出,未氧化、氧化液及氧化膏处理试样的 R_{ct} 分别为 1.556×10^3 、 6.103×10^4 及 $1.347 \times 10^5 \Omega/\text{cm}^2$,说明了在腐蚀环境中 R_{ct} 起到了最重要的作用,氧化膏处理试样的电阻最大,耐蚀性较为优异,这与点滴实验及极化曲线结果是相符的。 C_{dl} 与参与电化学反应的面积成正比,与电解液相接处的膜层表面孔洞较多或较深时, C_{dl} 将增大。

2.3 粘接性能分析

2.3.1 接触角测试和表面自由能

接触角(θ)表面自由能(γ)及粘附功(W_A)可用来衡量氧化膜对铝合金润湿性的影响,粘附功通过式(5)计算,结果见表5。

$$W_A = \gamma(1 + \cos \theta)$$
 (5)

表5 试样的接触角、表面自由能及粘附功

Table 5 Water contact angel, surface free energy and work of adhesion of samples

处理方式	$\theta/(^\circ)$	$\gamma/(\text{mJ} \cdot \text{cm}^{-2})$	W_A/mJ
未氧化	83.7	32.7	36.3
氧化液	54.5	41.6	65.7
氧化膏	14.4	55.7	109.7

图9为试样的3D形貌及相应位置液滴低形状。从图9及表5中可看出,未氧化试样表面的接触角为 83.7° ,经氧化液及氧化膏处理后,接触角分别降低到 54.5° 和 14.4° ,说明氧化处理提高了铝合金表面的润湿性,使得表面更加亲水。经氧化膏处理后试样的表面自由能和粘附功最大,分别为 $55.7 \text{ mJ}/\text{cm}^2$ 和 109.7 mJ ,较未氧化试样分别提高了70%和202%,说明了氧化膏处理后的表面比无处理的表面更易与涂层粘接^[25]。

由于氧化膜的形貌和组成可影响表面自由能,表面润湿性的提高可能有以下3点原因:一是前处理去除了铝合金的氧化层,活化表面提高了表面自由能和亲水性;二是氧化处理后基材表面生成了水合氧化物,并与水分子产生强度高的氢

键,使得接触角降低;三是氧化处理后生成了微孔状的均匀氧化膜,水分子更易于在表面铺展,从试样表面的 3D 形貌中也可看出未氧化试样表面由于缺陷和划痕非常粗糙,而氧化液及氧化膏处理试样表面有少量均匀的微孔,其余部分为平整的膜层,这与电镜照片的形貌是一致的。

2.3.2 拉伸剪切测试

图 10(a)为测试试样的尺寸与形状,图 10(b)为试样剪切面破坏后的形貌。剪切面存在 3 种破坏类型^[17],即发生在胶粘剂内部的内聚破坏、发生在胶粘剂与金属基体之间的粘附破坏以及仅发

生在金属基体上的金属破坏。从图 10(b)中可以看出 3 种试样搭接处的胶粘剂均在一定程度上脱离金属基体,因此剪切面破坏的类型为混合破坏(粘附+内聚破坏)。根据式(6)^[20]计算出金属搭接的胶粘剂拉伸剪切强度(见表 6),实验结果以剪切强度的最低值表示。

$$\tau = \frac{P}{BL}$$

(6)

式中: τ 为胶粘剂拉伸剪切强度,MPa; P 为试样剪切破坏的最大负荷,N; B 为试样搭接面宽度,mm; L 为试样搭接面长度,mm。

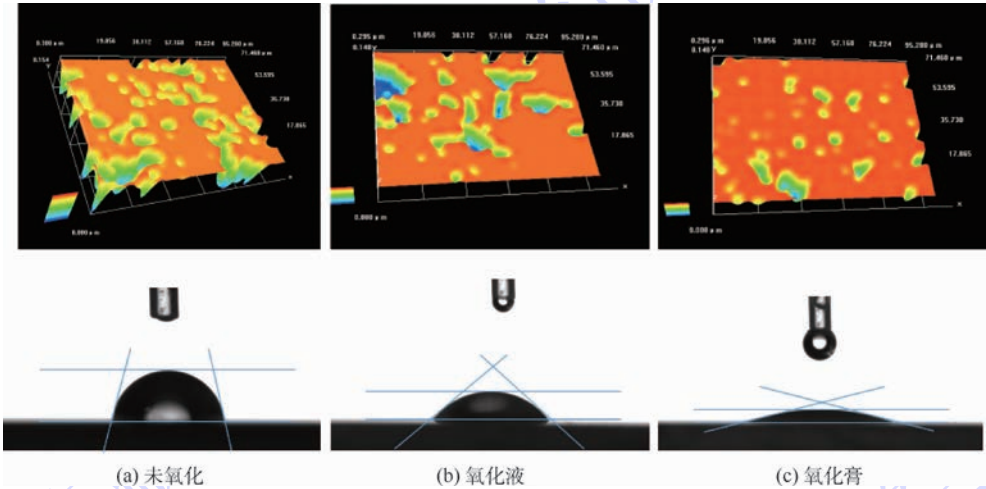
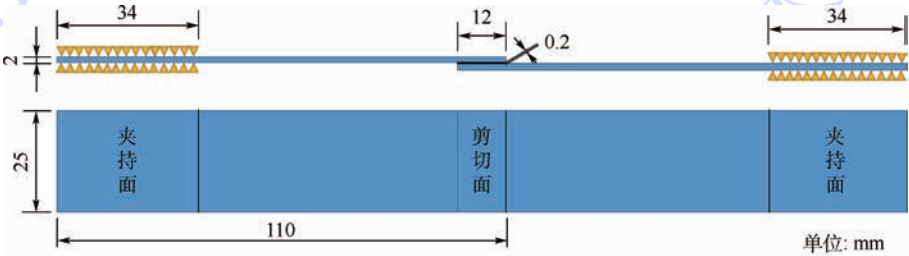
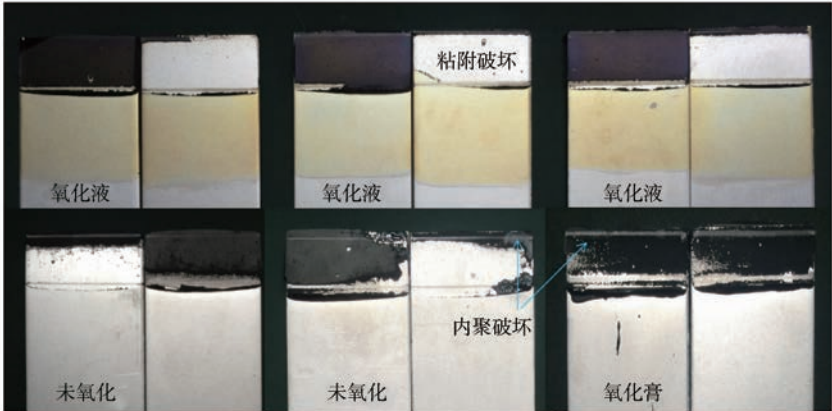


图 9 不同处理试样的表面形貌及相应位置液滴的形状

Fig. 9 Surface topography of samples with different treatments and shape of drops on surface



(a) 测试试样的形状和尺寸



(b) 测试后试样的剪切面形貌

图 10 测试试样的形状、尺寸及剪切面形貌

Fig. 10 Shape, size and shear plane morphology of test samples

表 6 金属搭接的胶粘剂拉伸剪切强度

Table 6 Strength properties of adhesive in shear by tension loading (metal to metal)

处理方式	<i>P</i> /N	<i>B</i> /mm	<i>L</i> /mm	τ /MPa
无氧化	3 500	25	12	11.7
氧化液	3 600	25	12.0	12.0
氧化膏	4 500	25	12	15.0

其中,氧化膏处理试样被拉开的个数较少,粘附破坏面积较小,剪切强度较大,说明基材表面与胶粘剂之间的粘接强度有所提高。剪切强度的提高可能有以下 3 点原因:一是经氧化膏处理后提高了铝合金的表面自由能,表面自由能越高,基材的润湿性越好,粘接强度则越好;二是在粘结过程中,氧化膜的微孔结构可使胶粘剂渗入膜层之中使得结合强度更高;三是氧化膜中包含的极性氧化物 γ - Al_2O_3 ^[17],提高了胶粘剂之间的色散力和范德华力,同时可能与胶粘剂中的极性基团之间形成共价键,此时基材与胶粘剂通过相应的功能基团形成了强度更高的化学结合,因而粘接性能更好。

3 结 论

1) 制备出氧化膏可在现场对铝合金蒙皮表面进行局部氧化处理,室温下 1~5 min 内可在 2024-T3 铝合金表面形成氧化膜。

2) 氧化膜的耐蚀性较为优异,效果与阿洛丁氧化液相近。与未氧化试样相比,点滴时间为其 4 倍,腐蚀电压由 -0.898 V 升高至 -0.880 V,腐蚀电流密度由 $2.582 \times 10^{-5} \text{ A/cm}^2$ 降低至 $3.334 \times 10^{-7} \text{ A/cm}^2$,阻抗值由 $1.556 \times 10^3 \text{ }\Omega/\text{cm}^2$ 提高到 $1.347 \times 10^5 \text{ }\Omega/\text{cm}^2$ 。

3) 膜层所具有的微观孔洞结构及表面氧化物使得表面自由能和粘附功分别由 32.7 mJ/cm^2 和 36.3 mJ 提高到 55.7 mJ/cm^2 和 109.7 mJ ,拉伸剪切强度由 11.7 MPa 提升为 15.0 MPa,更易于粘接。

参考文献 (References)

[1] 蔺国民,孙秦,李艳华,等. 隐身飞机综述[J]. 航空制造技术,2005(9):73-76.
LIN G M,SUN Q,LI Y H,et al. Survey on stealth aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005 (9) : 73-76 (in Chinese).

[2] 乔玉林,臧艳,易文斌. 铝合金表面涂覆隐身吸波涂层脱落原因分析[J]. 装甲兵工程学院学报,2009,23(6):84-86.
QIAO Y L,ZANG Y,YI W B. Analysis on the causes of stealthy absorbing coatings peeling off aluminum alloyssurface[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering,2009,23(6) : 84-86(in Chinese).

[3] 赵芯,谢飞,张帆,等. 浅析现代民用航空飞机蒙皮防腐蚀体

系[J]. 全面腐蚀控制,2014,28(1):22-24.
ZHAO X,XIE F,ZHANG F,et al. Anti-corrosion system of modern civil aviation aircraft skin[J]. Total Corrosion Control, 2014,28(1):22-24(in Chinese).

[4] 王新坤,王东峰. 飞机蒙皮局部腐蚀的原位快速修复工艺[J]. 电镀与涂饰,2005,24(4):34-35.
WANG X K,WANG D F. In-situ rapid renovation process for local corrosion area of aircraft skin[J]. Electroplating & Finishing,2005,24(4):34-35(in Chinese).

[5] 汪定江,陈名华,葛文军,等. 钛合金表面氧化膜原位修复新工艺研究[J]. 新技术新工艺,2012(3):48-50.
WANG D J,CHEN M H,GE W J,et al. Research on the new in situ repair technology of titanium alloy surface oxide film[J]. New Technology & New Process,2012(3):48-50(in Chinese).

[6] 曹慧明,张世坤. 航空铝合金结构表面的阿洛丁处理方法[J]. 航空维修与工程,2012(1):54-55.
CAO H M,ZHANG S K. The alodine process on the surface of aviation aluminum alloy components[J]. Aviation Maintenance & Engineering,2012(1):54-55(in Chinese).

[7] ZHAO J,XIA L,SEHGAL A,et al. Effects of chromate and chromate conversion coatings on corrosion of aluminum alloy 2024-T3[J]. Surface & Coatings Technology,2001,140:5157.

[8] KULINICH S A,AKHTAR A S,SUSAC D,et al. On the growth of conversion chromate coatings on 2024-Al alloy[J]. Applied Surface Science,2007,253:3144-3153.

[9] LIANG C S,LV Z F,ZHU Y L,et al. Protection of aluminium foil AA8021 by molybdate-based conversion coatings[J]. Applied Surface Science,2014,288:497-502.

[10] HUA A Y,FANG W L,JUN D,et al. Preparation and properties of chrome-free colored Ti/Zr based conversion coating on aluminum alloy[J]. Applied Surface Science,2012,258(16) : 5960-5964.

[11] MISHRA A K,BALASUBRAMANIAM R. Corrosion inhibition of aluminium by rare earth chlorides[J]. Materials Chemistry and Physics,2007,103(2-3):385-393.

[12] SANTA COLOMA P,IZAGIRRE U,BELAUSTEGI Y,et al. Chromium-free conversion coatings based on inorganic salts (Zr/Ti/Mn/Mo) for alumium alloys used in aircraft applications[J]. Applied Surface Science,2015,345:24-35.

[13] 韩哲,熊金平,左禹. 铝合金表面化学氧化工艺的研究进展[J]. 电镀与精饰,2008,30(11):14-17.
HAN Z,XIONG J P,ZUO Y. Research development of chemical oxidation technologieson aluminium alloys[J]. Plating and Finishing,2008,30(11):14-17(in Chinese).

[14] STARKE E A,STALEY J T. Application of modern aluminum alloys to aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences,1996,32(2-3):131-172.

[15] CHEN G S,GAO M,WEI R P. Microconstituent-induced pitting corrosion in aluminum alloy 2024-T3[J]. Corrosion,1996,52(1):8-15.

[16] SZKLARSKA S P. Pitting corrosion of aluminum[J]. Corrosion Science,1999,41(9):1743-1767.

[17] 张晓峰. 铝、镁合金氧化与粘接性能研究[D]. 北京:北京化工大学,2008:5-6.
ZHANG X F. Studies on surface oxidation treatment of alumi-

num and magnesism alloys and its adhesive performance[D]. Beijing:Beijing University of Chemical Technology, 2008; 5-6 (in Chinese).

[18] 中国第三机械工业部. 铝及铝合金化学氧化(磷酸-铬酸法)工艺: HB/Z5077—78 [S]. 北京:第三机械工业部, 1979: 97-99.

Chinese Third Ministry of Machinery Industry. Chemical oxidation process of aluminum and aluminum alloys(phosphric-chromic acid method): HB/Z5077—78 [S]. Beijing: Chinese Third Ministry of Machinery Industry, 1979: 97-99 (in Chinese).

[19] 中国第三机械工业部. 铝及铝合金化学氧化膜层质量检验: HB5060—77 [S]. 北京:第三机械工业部, 1978: 100-101.

Chinese Third Ministry of Machinery Industry. Quality inspection of chemical oxidation films of aluminum and aluminum alloys: HB5060—77 [S]. Beijing: Chinese Third Ministry of Machinery Industry, 1978: 100-101 (in Chinese).

[20] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 胶粘剂 拉伸剪切强度的测定(刚性材料对刚性材料): GB/T 7124—2008 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.

General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Adhesives—Determination of tensile lap-shear strength of rigid-to-rigid bonded assemblies: GB/T 7124—2008 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2008.

[21] ZHANG X, SLOOF W G, HOVESTAD A, et al. Characterization of chromate conversion coatings on zinc using XPS and SKPFM [J]. Surface Coating & Technology, 2015, 197 (2-3): 168-176.

[22] CEREZO J, TAHERI P, VANDENDAEL I, et al. Influence of surface hydroxyls on the formation of Zr-based conversion coatings on AA6014 aluminum alloy [J]. Surface Coating & Technology, 2014, 254: 277-283.

[23] LUNDER O, WALMSLEY J C, MACK P, et al. Formation and characterisation of a chromate conversion coating on AA6060 aluminium [J]. Corrosion Science, 2015, 47 (7): 1604-1624.

[24] QI J T, HASHIMOTO T, WALTON J R, et al. Trivalent chromium conversion coating formation on aluminium [J]. Surface Coating & Technology, 2015, 280: 317-329.

[25] GOLRU S S, ATTAR M M, RAMEZANZADEH B. Effects of surface treatment of aluminium alloy 1050 on the adhesion and anticorrosion properties of the epoxy coating [J]. Applied Surface Science, 2015, 345: 360-368.

作者简介:
张琪 女, 硕士研究生。主要研究方向: 铝合金的化学氧化和阳极氧化。
王新坤 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 材料的腐蚀与防护。

Influence on surface performance of 2024-T3 aluminum alloy processed with oxidising paste

ZHANG Qi¹, LI Weiping¹, WANG Xinkun^{1,2,*}, FENG Jianbo¹, LIU Huicong¹, ZHU Liquan¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: Oxidising paste was prepared for in-situ local oxidation treatment of coatings on aluminum alloy skin surface and its film-forming performance on 2024-T3 aluminum alloy was studied. Morphology and chemical composition, corrosion resistance, and adhesive performance of the oxidation film were investigated by SEM, EDS, stereomicroscope, drop test, electrochemistry test, contact angle and tension loading method. The results show that oxidation film can be obtained rapidly on aluminum alloy surface after treated by oxidising paste, and the film has microscopic pore structure, including Al, F, Cr, O, etc. Corrosion resistance of the film is similar to that gained by Alodine solution. Compared to the bare sample, corrosion potential increases from -0.898 V to -0.880 V, corrosion current density decreases from $2.582 \times 10^{-5} \text{ A/cm}^2$ to $3.334 \times 10^{-7} \text{ A/cm}^2$, and impedance improves from $1.556 \times 10^3 \text{ }\Omega/\text{cm}^2$ to $1.347 \times 10^5 \text{ }\Omega/\text{cm}^2$. Surface free energy and the work of adhesion rise from 32.7 mJ/cm² and 36.3 mJ to 55.7 mJ/cm² and 109.7 mJ, respectively. Strength properties of adhesive in shear is promoted from 11.7 MPa to 15.0 MPa. The results indicate that morphology and chemical composition of the oxidation film can enhance interface bonding strength and adhesive performance.

Keywords: oxidising paste; 2024-T3 aluminum alloy; oxidation film; corrosion resistance; adhesive performance

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0703

基于灰色理论的复杂系统多故障模糊诊断



张弢^{1,2,*}, 王金波¹, 张涛¹, 王建敏¹

(1. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘

要: 航天、核电等复杂系统源发故障概率通常难于获取,由此导致基于最大后验概率准则的诊断方法失效。针对上述问题,从测试可靠性先验概率入手,提出了一种基于相关矩阵和灰色系统理论的故障诊断方法,通过对系统建立故障-测试相关矩阵,生成有排序的测试报警概率矩阵,并利用灰色关联度衡量测试结果向量与故障特征向量的接近度,实现了对多发故障的模糊诊断。实验结果表明,该方法在诊断指标权重调整、诊断精细度、重点关注故障检出等方面优势明显,诊断结论正确率满足实用需求。

关键词: 模糊诊断; 灰色关联分析; 相关矩阵; 概率推理; 复杂系统

中图分类号: V557⁺.2; TP206.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1832-09

近年来,随着航天、核电、军工等领域的飞速发展,大型复杂系统的应用也越发普遍,随之而来的系统安全可靠性问题引起了人们的广泛关注。作为保护生命财产安全的有效手段,故障诊断一直在上述领域肩负着重要使命,但解决复杂系统的故障诊断问题绝非易事,通常需要一套可靠并具系统性的解决方案^[1]。故障诊断就是检测和隔离故障的过程,其通常以系统可测试性设计为基础,用测试的方法获得故障现象,进而确定故障原因并开展维修^[2]。传统的故障诊断一般以单故障模型为基础,然而对于工作于特定环境的空间站、月球车、战机等系统,测试维修的不及时可造成多故障并存的情况,系统的复杂性也加剧了多故障并发的可能。因此有必要对复杂系统多故障诊断问题展开探索研究。

故障检测是故障诊断的基础,信息流模型、多信号模型等基于图论的系统可测性模型^[3-7]为复杂系统的故障检测提供了有效方法。上述模型充分利用图论方法的内在简化特性,将故障与测试

间的因果关系以图形的方式表示,并最终建立了故障-测试相关矩阵,用二值化测试结果序列实现了对故障现象的统一表述。基于上述方法,国内外学者围绕复杂系统可测性分析设计、多故障诊断等问题进行了深入研究^[4, 8-13]。其中,连可等^[8]提出了一种基于有向图模型的模糊多故障诊断算法,该算法计算测试向量与故障特性向量的空间向量夹角,并以夹角大小作为判定故障发生的依据,算法的有效性在航天工程领域得到了初步验证。但该算法未考虑故障诊断分优先级的情况,不利于对重点关注故障的快速筛查;以空间向量夹角大小作为故障判定指标损失了各测试传感器间的关联信息,降低了诊断结论的精细度,并且无法支持对诊断指标权重调整。

本文在考虑故障测试传感器的故障检测率和故障虚警率条件下提出了一种多故障模糊诊断方法,通过建立故障-测试相关矩阵,生成有排序的测试报警概率矩阵,并利用灰色关联度衡量故障测试结果向量与故障特征向量的接近度,避开了

收稿日期: 2016-09-02; 录用日期: 2016-10-14; 网络出版时间: 2016-11-17 16:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161117.1637.002.html

基金项目: 国家科技重大专项(Y3140731RN)

* 通讯作者: E-mail: ztao@csu.ac.cn

引用格式: 张弢, 王金波, 张涛, 等. 基于灰色理论的复杂系统多故障模糊诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1832-1840. ZHANG T, WANG J B, ZHANG T, et al. Multi-fault fuzzy diagnosis for complicated system based on grey theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1832-1840 (in Chinese).

故障先验概率获取的难题。实验结果表明,与文献[8]相比,本文方法的首选结论诊断正确率和故障覆盖率均可达 100%,并且在诊断指标权重调整、诊断精细度、重点关注故障检出等方面表现更优。

1 相关矩阵与灰色关联模型

1.1 故障-测试相关矩阵

相关矩阵(又称相关性矩阵)是一种表述 2 组对象序列间多重因果关系的有效方法。通过建立故障与测试(又称观测)间的相关矩阵,可将“直接判定某个故障是否产生的问题”转化为“判定获得的测试结果向量是否符合某故障的特征向量问题”,实现了对系统多逻辑层次故障问题的统一诊断求解。可以证明,相关矩阵可作为信息流、多信号等图论模型进行故障诊断的内在依据^[9]。下面给出相关矩阵的基本概念定义^[14]。

定义 1 相关性:是指某个对象与另一对象之间的因果关系。这种相关性是有指向性的,若由 x 可推出 y ,则称 y 与 x 相关;若 x 与 y 可以互推,则称二者是互相关的。

定义 2 N 阶相关:是指两对象间因果关系的紧密程度。例如由 x 可直接推出 y ,则称 y 与 x 1 阶相关。若由 x 可推出 y ,再由 y 可推出 z ,则称 z 与 x 为 2 阶相关, y 与 x 、 z 与 y 为 1 阶相关。同理可推得两对象间的 N 阶相关关系。

定义 3 相关矩阵:是反映各对象间全阶相关(即包含各阶相关)关系的布尔矩阵。若矩阵中某列对象与某行对象相关,则矩阵相应行列的元素取值为 1,否则为 0。

故障-测试相关矩阵 D_{FT} 如式(1)所示:

$$D_{FT} = \begin{matrix} & \begin{matrix} T_1 & T_2 & \cdots & T_n \end{matrix} \\ \begin{matrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_m \end{matrix} & \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1n} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ r_{m1} & r_{m2} & \cdots & r_{mn} \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (1)$$

式中: F 表示故障; T 表示测试; r 表示故障与测试的相关关系。当故障 F_i 可被测试 T_j 检测到,则矩阵元素 $r_{ij} = 1$,否则 $r_{ij} = 0$ 。矩阵行向量 $F_i = [r_{i1}, r_{i2}, \cdots, r_{in}]^T$ 为故障特征向量,描述了第 i 个故障发生时系统中全部测试的输出表现。矩阵列向量 $T_j = [r_{1j}, r_{2j}, \cdots, r_{mj}]^T$ 描述了第 j 个测试可检出的全部故障,反映了其故障检测能力。

因故障特征可完全由测试向量定义,故障-测试相关矩阵又称之为依赖矩阵。在工程应用中,

通过对系统进行可测性建模,建立故障-测试相关矩阵,可获得系统故障与测试间的完整依赖关系。

下面以一个用有向无环图描述的系统^[15]示例说明 D_{FT} 矩阵的建立方法。

图 1 为某系统的有向信息流图^[15],图中以节点表示系统的各组成模块,以有向边表示节点间的故障传播方向。示例中节点 5、10、11、12 和 14 同时设置了测试报警功能,其既可对本节点的故障进行监测,也可通过特征参数判断实现对下级节点的故障报警,例如当图示的节点 2 故障时,节点 5、10、14 将产生报警。系统的上述故障报警功能分别体现了故障-测试的 1 阶相关及 $N(N > 1)$ 阶相关特性。通过遍历系统所有节点,可建立故障-测试相关矩阵,如表 1 所示。

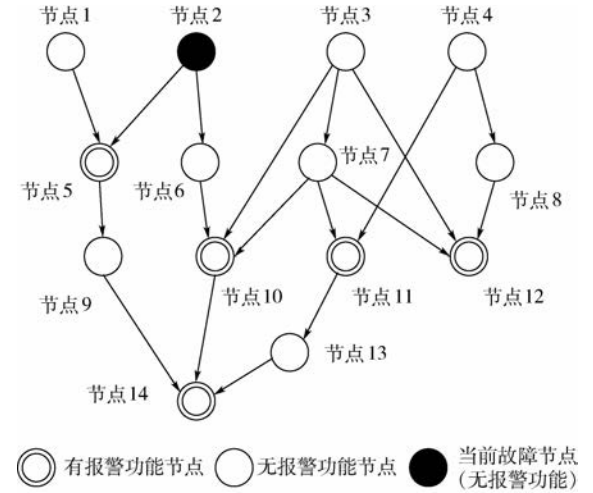


图 1 示例系统有向信息流图
Fig. 1 Directed information flow for sample system

表 1 示例系统的 D_{FT} 矩阵
Table 1 D_{FT} matrix for sample system

故障节点	测试/报警节点号				
	1/5	2/10	3/11	4/12	5/14
1	1	0	0	0	1
2	1	1	0	0	1
3	0	1	1	1	1
4	0	0	1	1	1
5	1	0	0	0	1
6	0	1	0	0	1
7	0	1	1	1	1
8	0	0	0	1	0
9	0	0	0	0	1
10	0	1	0	0	1
11	0	0	1	0	1
12	0	0	0	1	0
13	0	0	0	0	1
14	0	0	0	0	1

1.2 灰色关联分析

灰色关联分析方法是灰色系统理论的一个重

要分支,其由邓聚龙教授在文献[16]中提出,可面向样本数量贫乏或影响系统特征的因素间不独立的情况下进行数据关联分析。灰色关联分析的基本思想是根据序列曲线几何形状的相似程度来判断不同序列之间的联系是否紧密,具体实现思路是通过线性插值的方法将系统因素的离散行为观测值转化为分段连续的折线,进而根据折线的几何特征构造测度关联程度的模型。折线几何形状越接近,相应序列之间的关联度就越大,反之就越小^[17]。

公理1 灰色关联公理。设 $X_0 = (x_0(1), x_0(2), \dots, x_0(n))$ 为系统特征行为序列,且 $X_i = (x_i(1), x_i(2), \dots, x_i(n)) (i = 0, 1, \dots, m)$ 为相关因素序列。给定实数 $\gamma(x_0(k), x_i(k))$,若实数

$$\gamma(X_0, X_i) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \gamma(x_0(k), x_i(k)) \text{ 满足条件}$$

1) 规范性: $0 < \gamma(X_0, X_i) \leq 1, \gamma(X_0, X_i) = 1 \Leftrightarrow (X_0 = X_i)$ 。

2) 接近性: $|x_0(k) - x_i(k)|$ 越小, $\gamma(x_0(k), x_i(k))$ 越大。

则称上述条件1)和2)为灰色关联公理。

定理1 灰色关联度。设系统行为序列 $X_i = (x_i(1), x_i(2), \dots, x_i(n)) (i = 1, 2, \dots, m)$,对于 $\varepsilon \in (0, 1)$,令

$$\gamma(x_0(k), x_i(k)) = (\min_i \min_k |x_0(k) - x_i(k)| + \varepsilon \max_i \max_k |x_0(k) - x_i(k)|) / (|x_0(k) - x_i(k)| + \varepsilon \max_i \max_k |x_0(k) - x_i(k)|)$$

$$\gamma(X_0, X_i) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \gamma(x_0(k), x_i(k))$$

则 $\gamma(X_0, X_i)$ 满足灰色关联公理,其中 ε 为分辨系数。 $\gamma(X_0, X_i)$ 称为 X_0 与 X_i 的灰色关联度(又称邓氏灰色关联度^[16])。

对于系统故障诊断而言,每个故障都可视为一个系统特征因素,且均可由测试空间中的一个序列表征,所以基于 D_{FT} 矩阵的故障诊断问题在灰色关联公理的适用范围内。公理1的条件1)表明系统中任何2个故障都不可能是严格无关的,不同故障的测试结果间具有相关性。公理1的条件2)给出了相关性度量的依据。定理1则具体给出了符合公理1框架约束的一种有效形式。

为从测试空间推理故障,可将实际得到的测试向量结果序列对应为系统特征行为序列,将故障特征向量对应为系统相关因素序列,以此考察测试向量与故障特征向量的关联度。灰色关联度在故障诊断中的应用在第2节具体介绍。

2 多故障模糊诊断方法

在系统故障诊断工作中, D_{FT} 矩阵支持由测试现象推理故障,理论上能做到对故障的准确识别。但在实际工作中,受限于测试传感器固有特性及环境影响,测试不能达到理想无误状态。故障与测试的逻辑关系可存在4种情况的不确定性,下面用条件概率 $P(t_j | f_i)$ 的形式具体说明。

1) $P(t_j = 0 | f_i = 0)$:故障 f_i 不发生、测试 t_j 不报警,此时 t_j 指示正确。

2) $P(t_j = 1 | f_i = 1)$:故障 f_i 发生、测试 t_j 报警,此时 t_j 正确检出了故障 f_i 。

3) $P(t_j = 0 | f_i = 1)$:故障 f_i 发生、测试 t_j 不报警,此时 t_j 漏检了故障 f_i 。

4) $P(t_j = 1 | f_i = 0)$:故障 f_i 不发生,测试 t_j 报警,此时 t_j 虚报了故障 f_i 。

上述第2)~4)种情况分别表示测试对故障的检测概率、漏检概率和虚警概率。除在测试 t_j 与故障 f_i 不相关的情况下 $P(t_j | f_i)$ 为0,否则 $P(t_j | f_i)$ 取值不为0。

不难看出,测试报警是故障诊断的触发条件,从测试传感器的故障检测概率和虚警概率指标中能够提取出模糊的故障信息,并且获取测试传感器的概率数据比之复杂系统的故障先验概率更容易,因此在测试空间上进行故障诊断具有可行性。

下面从测试不确定性角度重新考虑故障诊断问题,给出了多故障模糊诊断的具体流程,如图2所示。

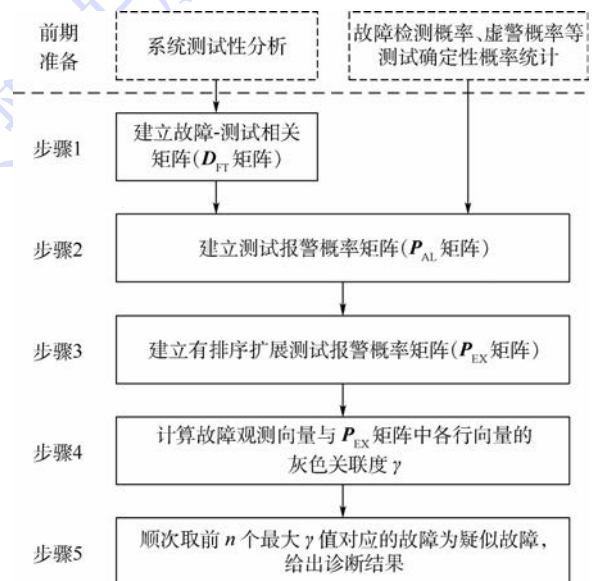


图2 多故障模糊诊断的实施流程

Fig. 2 Implementation process of multi-fault fuzzy diagnosis

在对系统进行可测性分析并建立 $\mathbf{D}_{\text{FT}}$ 矩阵后,可基于 $\mathbf{D}_{\text{FT}}$ 矩阵构建测试报警概率矩阵 $\mathbf{P}_{\text{AL}} = [p_{ij}]_{m \times n}$,该矩阵包含了测试不确定性因素影响,矩阵元素 p_{ij} 表示概率值。 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵具体构造方式为:将 $\mathbf{D}_{\text{FT}}$ 矩阵中 $r_{ij} = 1$ 的元素替换为测试 T_j 对故障 F_i 的故障检测概率值,并将 $r_{ij} = 0$ 的元素替换为测试 T_j 对故障 F_i 的故障虚警概率值。 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵考虑了在最坏情况下测试传感器以故障虚警概率对非故障节点进行报警的情形。一般来说,信息多层次传递将导致故障模糊性增强,故障与测试的相关阶数 N 值越大,存在测试虚警的可能性越大。为适于工程实用并简化计算,可选用式(2)~式(4)定义的更新方法对 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵中各故障虚警概率值进行更新。

$$\text{FAR}'_{iy} = \max_k \{ \text{FAR}_{ik} \} \quad \forall y \in (1, 2, \dots, n) \quad (2)$$

$$\text{FAR}'_{xj} = \max_p \{ \text{FAR}_{pj} \} \quad \forall x \in (1, 2, \dots, m) \quad (3)$$

$$\text{FAR}'_{xy} = \max_p \max_k \{ \text{FAR}_{pk} \} \quad \forall x \in (1, 2, \dots, m), \forall y \in (1, 2, \dots, n) \quad (4)$$

式中:变量 FAR 和 FAR' 分别表示更新前后的矩阵元素中故障虚警概率。

当统一考虑第 i 个故障特征向量的测试虚警概率时可采用式(2)计算,当统一考虑第 j 个测试对其各阶相关故障的虚警概率时可采用式(3)计算,当统一考虑所有虚警概率并选取其最大值时可采用式(4)计算。下面以图 1 所示的系统为例,假设按式(3)进行数据更新、节点 3 上的所有测试 FAR 值均为最大,构建 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵如表 2 所示,其中变量 FDR 表示故障检测概率。

表 2 示例系统的 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵
Table 2 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ matrix of sample system

故障节点	测试/报警节点号				
	1/5	2/10	3/11	4/12	5/14
1	FDR ₁₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₁₅
2	FDR ₂₁	FDR ₂₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₂₅
3	FAR ₃₁	FDR ₃₂	FDR ₃₃	FDR ₃₄	FDR ₃₅
4	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FDR ₄₃	FDR ₄₄	FDR ₄₅
5	FDR ₅₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₅₅
6	FAR ₃₁	FDR ₆₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₆₅
7	FAR ₃₁	FDR ₇₂	FDR ₇₃	FDR ₇₄	FDR ₇₅
8	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FDR ₈₄	FAR ₃₅
9	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₉₅
10	FAR ₃₁	FDR _{10,2}	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{10,5}
11	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FDR _{11,3}	FAR ₃₄	FDR _{11,5}
12	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FDR _{12,4}	FAR ₃₅
13	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{13,5}
14	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{14,5}

对于系统多故障的情况,可基于 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵构造有排序的扩展测试报警概率 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵。假定有两故障的组合 $\{p, q\}$,首先在 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵上新插入 1 行来存储故障组合的特征向量,并将故障 p 和故障 q 所在行的元素按列序号逐个比较,选择值较大的放入扩展行的对应位置。上述处理方式对其他故障组合具有普适性。在不考虑多故障并发后出现故障消减或衍生条件下, m 个故障最多可有 $2^m - 1$ 种故障组合,考虑到实际系统的故障多集中在少数关键节点上,对上述经扩展后的矩阵按设定的诊断优先级重新进行故障行排序(优先级越高,则故障行号越小),即可得到 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵。依据 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵可优先实现对重点关注故障的诊断,进而提高诊断效能。

对于表 2 给出的 $\mathbf{P}_{\text{AL}}$ 矩阵示例,假设节点号顺序即为诊断优先级、且优先级高的节点的 FDR 值较大,在考虑最多两故障并存的条件下,可构建如表 3 所示的 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵示例。

表 3 示例系统的 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵
Table 3 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ matrix of sample system

故障节点	测试/报警节点号				
	1/5	2/10	3/11	4/12	5/14
1	FDR ₁₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₁₅
1, 2	FDR ₁₁	FDR ₂₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₁₅
1, 3	FDR ₁₁	FDR ₃₂	FDR ₃₃	FDR ₃₄	FDR ₁₅
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
1, 14	FDR ₁₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₁₅
2	FDR ₂₁	FDR ₂₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₂₅
2, 3	FDR ₂₁	FDR ₂₂	FDR ₃₃	FDR ₃₄	FDR ₂₅
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
2, 14	FDR ₂₁	FDR ₂₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR ₂₅
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
13	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{13,5}
13, 14	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{13,5}
14	FAR ₃₁	FAR ₃₂	FAR ₃₃	FAR ₃₄	FDR _{14,5}

从空间投影角度讲,基于 $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵进行故障模糊诊断的实质是确定哪个故障在测试空间的投影向量(反映了故障特征)与实测结果向量更接近。本文以灰色关联度 γ 作为衡量故障实测结果向量 T 与该故障特征向量 F 接近程度的指标, γ 值越大,诊断结果为“发生故障”的可信度越高。假定有实测结果向量为 $\mathbf{X}_0$ (向量元素值为 1 或 0,分别表示“报警”或“不报警”), $\mathbf{P}_{\text{EX}}$ 矩阵某行的故障特征向量为 $\mathbf{X}_i$,下面给出灰色关联度 γ 的计算步骤。

步骤 1 对 $\mathbf{X}_0$ 序列元素进行非零化处理。设 $\mathbf{X}_0 = (x_0(1), x_0(2), \dots, x_0(n))$, $\forall x_0(j) = 0$,

令 $x_0(j)=0.01, j=1,2,\cdots,n$ 。

步骤2 对各序列 X_i 进行初值归一化,令

$$X'_i=\frac{X_i}{x_i(1)}=(x'_i(1),x'_i(2),\cdots,x'_i(n)),i=0,1,\cdots,m。$$

步骤3 求 X'_0 与 X'_i 对应分量之差的绝对值序列,记 $\Delta_i(k)=|x'_0(k)-x'_i(k)|, \Delta_i=(\Delta_i(1), \Delta_i(2), \cdots, \Delta_i(n)), i=1,2,\cdots,m。$

步骤4 求 $\Delta_i(k)$ 在 X_i 全序列范围内的最大值和最小值,分别记为 $M=\max_i\max_k\Delta_i(k), m=\min_i\min_k\Delta_i(k), k=1,2,\cdots,n, i=1,2,\cdots,m。$

步骤5 计算序列元素的关联系数 $\gamma, \gamma_{0i}(k)=\frac{m+\varepsilon M}{\Delta_i(k)+\varepsilon M}, \varepsilon\in(0,1), k=1,2,\cdots,n, i=1,2,\cdots,m。$

步骤6 求序列 X'_0 与 X'_i (亦是 X_0 与 X_i) 间的关联度, $\gamma_{0i}=\frac{1}{n}\sum_{k=1}^n\gamma_{0i}(k), i=1,2,\cdots,m。$

对各序列 X_i 做初值归一化处理可将各向量元素均转化为初值可比的无量纲数据,便于后续计算分析。对 X_0 序列元素做非零化处理可防止进行初值归一化时分母为0,本文将非零值选取为0.01 不会造成计算结果的符号改变和非线性。参数 $M、m$ 和 ε 的引入使得关联系数 γ 具有多分辨特性,可根据各序列元素的实际取值情况进行诊断精度调优。通常情况下, M 和 m 取值会分别从各测试的 FDR 和 FAR 中产生,否则与工程实际不符,此时 ε 取值的大小将反映 FDR 与 FAR 2 种因素在故障诊断中的权重分配。

需要说明的是,考虑到基于 FDR 和 FAR 的

故障诊断具有一定的模糊性,在实际应用中,可按由灰色关联度 γ 最大取值递减的次序选取 n 个故障或故障组合状态候选,以此提高诊断正确率。另外,前期工作涉及的系统测试性模型、测试确定性概率统计均属于诊断前准备,具体方法可参见相关文献,本文不做赘述。

3 应用实例及评估

下面以阿波罗飞船发射前系统状态^[18]为例说明本文诊断方法的有效性。该系统考虑了10个故障状态和15个故障观测传感器,对其建立的 D_{FT} 矩阵如表4所示。

为了便于结果比较,本文采用与文献[8]相同的实验条件:

- 1) 假设各传感器故障检测概率均为90%,虚警概率均为1%。
- 2) 假设传感器报警为理想状态,则 P_{EX} 矩阵的行向量即为故障特征向量。
- 3) 假设系统最多同时发生2个故障,则 P_{EX} 矩阵共有55个故障特征向量。
- 4) 备选诊断结论中包含的最大疑似故障数 n 取值为3。

进一步地,本文将故障状态编号次序作为故障诊断优先级排序;选用式(4)对所得 P_{AL} 及 P_{EX} 矩阵进行数值更新,本例中所有测试的 FAR 值均为1%;均衡考虑 FDR 和 FAR 的影响权重,选取灰色关联度分辨系数 $\varepsilon=0.5$ 。基于文献[8]方法和本文方法的实验结果比较如表5所示,需要说明的是,表中2种方法所用的诊断指标(相似度与接近度)之间并无量值比较意义。

表4 阿波罗飞船发射前系统状态 D_{FT} 矩阵
Table 4 System state matrix D_{FT} before launch of Apollo spacecraft

故障节点	测试节点														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1	0	0	0	1	0	0	0	1	0	1	1	1	1	0	0
2	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	1	1	0	1	0
3	0	0	0	0	1	1	1	0	1	1	1	1	0	0	1
4	0	1	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1
5	0	1	0	1	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	0
6	0	0	0	1	1	0	0	1	1	1	0	1	1	1	1
7	1	0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	0	1	0	1
8	1	1	1	0	0	1	1	0	1	1	1	0	0	1	0
9	1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	1	0	1	1
10	1	1	1	1	0	0	1	0	0	0	1	0	1	1	0

表 5 理想输入条件下的诊断结果

Table 5 Diagnosis results under ideal input condition

故障状态	报警传感器	文献[8]方法诊断结论				本文方法诊断结论			
		输出排序	故障序号	诊断判据	判据结果	输出排序	故障序号	诊断判据	判据结果
1	4,8,10,11,12,13	最可能	1	相似度	0.996 3	最可能	1	接近度	0.933 3
		次可能	1,2	相似度	0.906 9	次可能	1,2	接近度	0.805 3
		第三可能	1,7	相似度	0.906 9	第三可能	1,6	接近度	0.762 6
3	5,6,7,9,10,11,12,15	最可能	3	相似度	0.997 8	最可能	3	接近度	0.911 1
		次可能	2,3	相似度	0.946 1	次可能	2,3	接近度	0.825 7
		第三可能	3,4	相似度	0.946 1	第三可能	3,4	接近度	0.825 7
5	2,4,6,7,8,9,10,13,14	最可能	5	相似度	0.998 3	最可能	5	接近度	0.900 0
		次可能	4,5	相似度	0.973 2	次可能	4,5	接近度	0.857 3
		第三可能	1,5	相似度	0.951 4	第三可能	1,5	接近度	0.814 6
7	1,4,5,8,11,13,15	最可能	7	相似度	0.997 2	最可能	7	接近度	1.000 0
		次可能	1,7	相似度	0.939 5	次可能	1,7	接近度	0.997 1
		第三可能	7,9	相似度	0.939 5	第三可能	7,9	接近度	0.997 1
9	1,4,5,12,14,15	最可能	9	相似度	0.996 3	最可能	9	接近度	1.000 0
		次可能	2,9	相似度	0.931 1	次可能	2,9	接近度	0.997 1
		第三可能	4,9	相似度	0.906 9	第三可能	4,9	接近度	0.995 7
2,4	2,3,5,6,7,11,12,14,15	最可能	2,4	相似度	0.998 3	最可能	2,4	接近度	0.900 0
		次可能	3,8	相似度	0.932 5	次可能	2,3	接近度	0.781 4
		第三可能	2,3	相似度	0.925 8	第三可能	3,4	接近度	0.781 4
4,6	2,4,5,6,7,8,9,10,12,13,14,15	最可能	4,6	相似度	0.999 4	最可能	4,6	接近度	0.866 7
		次可能	5,6	相似度	0.999 4	次可能	5,6	接近度	0.866 7
		第三可能	3,5	相似度	0.980 0	第三可能	3,5	接近度	0.824 0
6,8	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15	最可能	6,8	相似度	1.000 0	最可能	6,8	接近度	1.000 0
		次可能	3,10	相似度	0.986 3	次可能	3,10	接近度	0.998 6
		第三可能	6,10	相似度	0.986 3	第三可能	6,10	接近度	0.998 6
8,10	1,2,3,4,6,7,9,10,11,13,14	最可能	8,10	相似度	0.999 1	最可能	8,10	接近度	1.000 0
		次可能	5,8	相似度	0.978 1	次可能	5,8	接近度	0.998 6
		第三可能	5,10	相似度	0.978 1	第三可能	5,10	接近度	0.998 6
1,10	1,2,3,4,7,8,10,11,12,13,14	最可能	1,10	相似度	0.999 1	最可能	1,10	接近度	1.000 0
		次可能	1,8	相似度	0.959 6	次可能	1,8	接近度	0.997 1
		第三可能	6,10	相似度	0.943 0	第三可能	2,10	接近度	0.995 7

实验结果表明,本文方法的首选结论诊断正确率和故障覆盖率均可达到 100%。与文献[8]相比,本文方法在以下方面具有特别优势:

1) 支持通过改变灰色关联度分辨系数 ε 值来调整 FDR 和 FAR 值在诊断中的权重。对复杂系统而言,在不同工况条件下获得的测试指标 FDR 和 FAR 的可信度也将存在不确定性。在考虑 FDR 值大于 FAR 值的情况下,当认定测试的 FDR 值更可信时,可令 ε 取值大于 0.5;当认定测试的 FAR 值更可信时,可令 ε 取值小于 0.5;否则可令 ε 取值等于 0.5。下面以表 5 中的故障状态 5 为例,令 ε 取值分别为 0.1, 0.5, 0.9,保持其他实验条件不变,可获得如图 3 所示的 γ 值结果分布。其中,纵轴为灰色关联度 γ 值计算结果;横轴数字代表按可能性递减次序给出的诊断结论次序 N ,例如 N 值为 1、2、3 的情况分别对应第 1 次

序结论“最可能-故障 5”、第 2 次序结论“次可能-故障 4,5”、第 3 次序结论“第三可能-故障 1,5”。

图 3 中数据表明:相同实验条件下,诊断结论

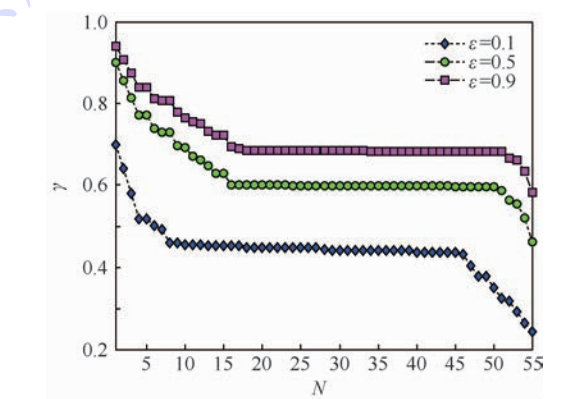


图 3 不同 ε 取值情况下故障状态 5 的灰色关联度

Fig. 3 Grey correlation degrees of fault state 5 at different ε values

的 γ 值与 ε 取值整体上表现为正比例关系。赋予 FDR 的权重越高 (即认定其更可信), 诊断获得的 γ 值就越大, 并逐渐向 1 逼近; 反之, 则 γ 取值越小。进一步计算可知, ε 的上述不同取值并未对诊断结论正确得出造成影响。可变参数 ε 为工程人员进行多故障模糊诊断提供了一定的灵活性, 对于不确定因素较多的复杂系统而言, 支持诊断指标权重动态调整是非常必要的。文献 [8] 中基于空间向量间夹角的计算方式仅可算得固定值, 不具备权重调整特性。

2) 同等条件下, 本文方法的故障诊断精细度更优。因诊断给出的 n 个最大疑似故障状态将作为后续维修工作的直接参考, 故可通过指标“维修建议正确率 SCR”对诊断精细度进行结果导向性评价。本文定义 D_{FT} 矩阵中各行向量对应的故障为“元故障”, P_{EX} 矩阵中的组合故障均可分解为元故障, 则可得到如式 (5) 所示的 SCR 算式:

$$SCR = \frac{N_f}{N_s} \times 100\%$$

(5)

式中: N_f 为实际发生的元故障总数; N_s 为诊断给出的 n 个最大疑似故障中包含的元故障总数。实际应用中, 系统维护人员只需排查 N_s 个元故障即可完成对 n 个检出故障的覆盖。以表 5 中的故障组合 (6, 8) 为例, 易知其 N_f 值为 2, N_s 值为 4, SCR 值为 50%。

图 4 给出了表 5 中列出的全部故障状态的 SCR 值。结果表明, 本文方法比文献 [8] 方法表现更优。

3) 本文采用故障诊断次序分级的策略, 同等条件下, 支持将重点关注故障优先检出, 与工程中对故障按影响度分级的思路相吻合。在复杂系统故障组合数目庞大、多个故障或故障组合具有同等疑似程度的情况下, 本文方法的优先级排序方式与文献 [8] 中任意选定的排序方式相比, 具有更高的故障检出及排查效率。一个直观的例子是表 5 中的故障组合 (1, 10), 本文计算得到接近度取值同为 0.9957 的疑似故障共有 5 个, 如表 6

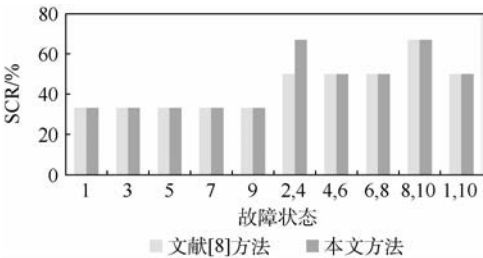


图 4 表 5 中故障状态的 SCR 取值

Fig. 4 SCR values of fault states in Table 5

表 6 故障组合 (1, 10) 的接近度量值与
候选诊断结论示例

Table 6 Example of approximate measurement
value and candidate diagnosis result of
fault combination (1, 10)

接近度量值	候选诊断结论(疑似故障/故障组合)				
0.9957	2,10	5,8	5,10	6,10	10

所示。按实验条件中设定的诊断优先级, 本文方法可首筛选出含故障 2 (优先级较高) 的故障组合。容易证明, 当诊断优先级改变时, 例如以故障状态编号“逆序”作为诊断优先级排序, 本文方法筛出的重点关注故障实例数将显著增多。

总体而言, 对于上述故障-测试简单组合的实验场景, 本文方法已表现出基于小样本数据的多项诊断优势, 在多故障组合、大实验数据量的情况下将可获得更优的诊断结果, 可为复杂系统的多故障模糊诊断提供新的解决思路。

4 结 论

1) 本文方法无需获取复杂系统先验故障概率即可完成测试不确定性条件下多故障模糊诊断。

2) 本文方法可通过改变灰色关联度分辨系数支持诊断指标权重动态调整, 为工程实用中多故障模糊诊断提供了灵活性。

3) 本文方法与文献 [8] 方法性能表现相当, 例如在单故障和双故障组合情况下, 首选结论诊断正确率及故障覆盖率均可达 100%, 但本文方法具有更优的诊断精细度及重点关注故障筛选效果。

参考文献 (References)

[1] HASHTRUDIZAD S, KWONG R H, WONHAM W M. Fault diagnosis in discrete-event systems: Framework and model reduction [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2003, 48 (7): 1199-1212.

[2] 田仲, 石君友. 系统测试性设计分析和验证 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 4-8.

TIAN Z, SHI Z Y. System testability design analysis and verification [M]. Beijing: Beihang University Press, 2003: 4-8 (in Chinese).

[3] DE PAUL R. A logic modeling as a tool for testability [C] // Proceedings of IEEE International Automatic Testing Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1985: 203-207.

[4] DEB S, PATTIPATI K R, RAGHAVAN V. Multi-signal flow graphs: A novel approach for system testability analysis and fault diagnosis [J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine, 1995, 10 (5): 14-25.

- [5] RAO N S V. On parallel algorithms for single-fault diagnosis in fault propagate on graph systems[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 1996, 7(12): 1217-1223.
- [6] KOKAWA M, MIYAZAKI S, SHINGAI S. Fault location using digraph and inverse direction search with application[J]. Automatic, 1983, 19(6): 729-735.
- [7] 尹园威, 尚朝轩, 马彦恒, 等. 层次测试性模型的评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 90-95.
YIN Y W, SHANG C X, MA Y H, et al. Method of testability evaluation using hierarchical testability model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 90-95 (in Chinese).
- [8] 连可, 黄建国, 龙兵. 一种基于有向图模型的模糊多故障诊断算法[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(3): 568-571.
LIAN K, HUANG J G, LONG B. Fuzzy multiple fault diagnosis algorithm based on digraph models[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(3): 568-571 (in Chinese).
- [9] 杨鹏, 邱静, 刘冠军. 基于扩展的关联模型的测试性分析技术研究[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(2): 371-374.
YANG P, QIU J, LIU G J. Research on extended dependency model-based testability analysis[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(2): 371-374 (in Chinese).
- [10] 梁爽, 于劲松, 唐荻音, 等. 基于多信号流图与分支定界算法的故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 180-186.
LIANG S, YU J S, TANG D Y, et al. Research on fault diagnosis based on multi-signal flow graph and branch and bound algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 180-186 (in Chinese).
- [11] 方甲永, 肖明清, 王学奇, 等. 测试不可靠条件下多故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(4): 433-438.
FANG J Y, XIAO M Q, WANG X Q, et al. Multiple fault diagnosis method with unreliable test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4): 433-438 (in Chinese).
- [12] 沈琳, 于劲松, 唐荻音, 等. 图模型与学习算法结合的贝叶斯网络自动建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1486-1493.
SHEN L, YU J S, TANG D Y, et al. Automatic learning of Bayesian network structure using graph model and learning algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1486-1493 (in Chinese).
- [13] SHAKERI M, RAGHAVAN V, PATTIPATI K R, et al. Sequential testing algorithms for multiple fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 2000, 30(1): 1-14.
- [14] U. S. Department of Defense. Basic dependency modeling terminology[EB/OL]. Washington, D. C.: Office of the Secretary of Defense, DoD, 2008 (2008-06-16) [2016-09-02]. [http://www.testability.com/Reference/Glossaries.aspx?Glossary=Dependency Modeling](http://www.testability.com/Reference/Glossaries.aspx?Glossary=Dependency%20Modeling).
- [15] CHESSA S, SANTI P. Operative diagnosis of graph-based systems in multiple faults[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 2001, 31(2): 112-119.
- [16] DENG J L. Introduction to grey system theory[J]. Journal of Grey System, 1989, 1(1): 1-24.
- [17] 刘思峰, 杨英杰, 吴利丰, 等. 灰色系统理论及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 63-75.
LIU S F, YANG Y J, WU L F, et al. The grey system theory and its application[M]. Beijing: Science Press, 2014: 63-75 (in Chinese).
- [18] WOHL J G. Information automation and the Apollo program: A retrospective[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1982, 12(4): 469-478.

作者简介:

张弢 男, 博士研究生, 助理研究员。主要研究方向: 测试系统设计与故障诊断、软件评测。

王金波 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 高可靠软件评测、测试系统设计。

张涛 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 航天应用系统总体设计。

王建敏 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 自动控制技术、系统测试、软件评测。

Multi-fault fuzzy diagnosis for complicated system based on grey theory

ZHANG Tao^{1, 2, *}, WANG Jinbo¹, ZHANG Tao¹, WANG Jianmin¹

(1. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The failure probability is usually hard to collect for complicated systems in aerospace or nuclear power, which makes fault diagnosis based on Bayesian model inapplicable. By surveying this problem in test space, a novel multi-fault fuzzy diagnosis method based on dependency matrix and grey theory was proposed. A fault-testing dependency matrix was described first, and the fault alarm probability matrix with interest priority was developed. By calculating grey correlation degrees between test vectors and fault feature vectors, suspect faults can be located. Experimental results show that the proposed method can support diagnosis parameters' adjustment and report interested faults first, and the diagnosis conclusion has suitable accuracy, which can meet the practical demand.

Keywords: fuzzy diagnosis; grey correlation analysis; dependency matrix; probability reasoning; complicated system

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0755

基于卷积神经网络的遥感图像舰船目标检测

黄洁^{1,2}, 姜志国^{1,2,*}, 张浩鹏^{1,2}, 姚远^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 数字媒体北京市重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 针对遥感图像背景复杂、受环境因素影响大的问题,提出一种将卷积神经网络(CNN)与支持向量机(SVM)相结合的舰船目标检测方法,利用卷积神经网络可自主提取图像特征并进行学习的优点,避免了复杂的特征选择和提取过程,在复杂海况背景图像的处理中体现出较优的性能;同时,由于军舰样本获取难度大,应用迁移学习的概念,利用大量民船样本辅助军舰目标的检测,取得较好的效果。通过参数调整与实验验证,此方法在自行建立的测试集上检测率达到90.59%,对光照、环境等外界因素具有一定程度的鲁棒性。

关键词: 卷积神经网络(CNN); 支持向量机(SVM); 舰船检测; 特征提取; 迁移学习

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1841-08



目标检测技术是计算机视觉领域的核心问题之一,遥感图像中的舰船目标检测具有重要的应用价值。作为海上运输载体和重要的军事目标,舰船目标检测一直有着非常重要的意义和价值^[1]。在军用领域,了解目标舰船的实时位置能够让我军对敌方舰队的布局和动态有清晰的认知,从而选择恰当的对战策略;在民用领域,实时关注目标海域过往船只的位置能够更好地对海域进行管理,对海上交通、海域安全、海上救援等均有重要作用。利用遥感图像进行舰船检测成为目前目标检测领域的一大热点与重点问题,有重要的军事意义和经济价值。

在遥感舰船检测领域,关于合成孔径雷达图像的研究和成果较多,随着航空航天事业的发展,各国争相发射高分辨率成像卫星,其上搭载的探测设备性能也迅速提升,针对可见光遥感图像的研究也逐渐发展起来。目前,世界上已有多种先进的高分辨率成像卫星,法国的 Helios-2B“太阳

神2号”光学成像卫星,分辨率可达到0.5 m;以色列 Ofeq 9“地平线9号”间谍卫星,分辨率高于0.5 m;中国的“高分二号”卫星目前也已达到优于1 m的可见光图像分辨率。成像状况良好的可见光遥感图像细节多、目标直观、分辨率提升空间大,为遥感图像目标检测带来大量的原始数据,具有良好的发展前景。

近年来,可见光遥感图像舰船检测技术逐渐受到研究者的重视。基于灰度统计特性^[2]的方法是经典的舰船检测方法,本质上都是对阈值^[3]进行调整从而实现分割,如:大津阈值法、最大熵阈值法和直方图阈值法等,但该方法对海面状况要求较高,需要海面较为平静、匀质且灰度值整体偏低^[4]。目前,国外已开发出基于可见光遥感图像目标检测的使用系统,如欧盟 DECLIMS (Detection and Classification of Marine Traffic Formspace) 项目^[5]。文献[6]提出一种基于显著性和方向梯度直方图 (Histogram of Oriented Gradient, HOG)

收稿日期: 2016-09-26; 录用日期: 2016-12-16; 网络出版时间: 2017-01-19 11:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170119.1140.003.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFB0501300, 2016YFB0501302); 国家自然科学基金 (61501009, 61371134, 61071137); 航天科技创新基金

* 通讯作者: E-mail: jiangzg@buaa.edu.cn

引用格式: 黄洁, 姜志国, 张浩鹏, 等. 基于卷积神经网络的遥感图像舰船目标检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1841-1848. HUANG J, JIANG Z G, ZHANG H P, et al. Ship object detection in remote sensing images using convolutional neural networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1841-1848 (in Chinese).

特征的非监督舰船检测方法,利用显著性方法提取候选区域并旋转提取 HOG 特征,利用分类器对特征进行判断得到检测结果;文献[7]首先使用压缩域对舰船目标候选区域进行提取,再利用结合极限学习机的深度神经网络对候选区域进行特征表示和分类识别;文献[8]提出了一种基于贝叶斯决策理论的舰船检测方法,同时提出参数选择策略;文献[9]提出一种“由粗到精”的方法,结合局部特征对舰船目标进行检测。但由于可见光遥感图像受天气影响较大,光照、云层、大气中颗粒物等因素都会对遥感图像的成像造成影响,成为限制可见光遥感图像目标检测算法发展的重要原因。

卷积神经网络(Convolutional Neural Networks, CNN),作为如今最热门的深度神经网络之一,将人工神经网络和深度学习技术相结合,具有局部感受野、结构层次、特征抽取与分类结合的全局训练特征。经过多年的发展,卷积神经网络在图像识别领域取得了一定的成绩,尤其在字符识别和人脸识别方面,以 LeNet-5 为代表的字符识别已实现商业化应用。2012 年, Krizhevsky 等^[10]提出了 AlexNet 网络结构,在 ILSVRC 图像识别竞赛上超越传统方法, top-5 错误率由 25% 降低到 17%。

本文提出基于卷积神经网络的遥感图像舰船检测方法,主要创新点如下:

- 1) 将卷积神经网络应用到舰船检测领域,利用其特征提取层可自主提取图像特征并进行学习的优点,避免了复杂的特征选择和提取过程。
- 2) 由于获取神经网络参数需要大量训练样本,但舰船样本数量有限,尤其是其中的军舰样本更加难以获得,完全不足以实现对整个网络参数的训练,因此网络特征提取部分采用在 ImageNet 数据集上训练得到的参数,分类部分采用由舰船样本训练得到的经典支持向量机(Support Vector Machine, SVM)分类器。
- 3) 应用迁移学习的概念,利用大量民船样本辅助军舰图像的检测。

1 卷积神经网络模型

在传统模式识别的方法中,以舰船检测为例,预处理之后,常对样本图像进行连通区域的形状、长宽比或面积等人为预设的具体特征的提取;为了不丢失图像的细节特征,有时也忽略人为预设特征提取的过程,直接将图像中的所有像素作为特征,再将这些特征作为分类器训练与分类的基础信息。但是以上方法,前者不能保证提取到有效或重要的特征,后者又太过繁琐,带来大量冗余

信息。卷积神经网络则在一定程度上解决了上述问题,在自动提取图像的显著特性方面表现出了较优的性能,并且对比其他神经网络,卷积神经网络需要训练的参数大大减少,目前已经成为最为热门的深度学习方法之一。

1.1 卷积神经网络结构模型

卷积神经网络的一般模型如图 1 所示。主要由特征提取层和全连接层组成:特征提取层又包括卷积层和下采样层,二者间隔分布,作用是对输入图像进行特征提取;全连接层以卷积层的输出特征作为全连接层的输入,起到分类器的作用,其输出即为该网络的分类类别。根据不同应用要求,卷积层数和全连接层数都是可调整的。

以输入一幅图像为例,首先经过第一个卷积层进行卷积操作。每层有多个不同的卷积核,利用卷积操作减弱噪声信号、增强目标信号的作用,每个卷积核都对图像进行某种特定特征的提取,从而产生多个卷积结果。卷积层后大多连接下采样层,下采样层对卷积结果进行局部相加,利用训练参数对其添加乘性偏置和加性偏置,然后输入非线性函数中计算,得到下采样结果,即特征映射图。

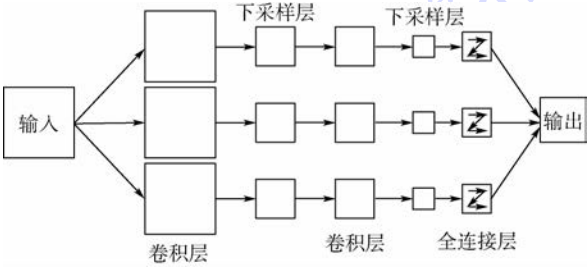


图 1 卷积神经网络结构

Fig. 1 Structure of convolutional neural networks

1.2 网络推导与实现

对于多层卷积神经网络来说,经过一次卷积和下采样处理之后,后续的操作是类似的。这一过程可由式(1)表示:

$$x_j^l = f \left(\sum_{i \in M_j} x_j^{l-1} * c_{ij}^l + b_j^l \right) \tag{1}$$

式中: l 为层数; i 为特征映射图上的点; j 为特征映射图的编号; x 为计算数值(如在输入级表示图像某通道的灰度值); c 表示卷积核; b 表示加性偏置; M_j 为特征映射图集合。

同理,下采样的过程也可用公式表示为 $x_j^l = f(\beta_j^l \text{down}(x_j^{l-1}) + b_j^l)$ 式中: β 表示乘性偏置; down 表示采样框内像素相加处理^[11]。

经过若干卷积层和下采样层进行特征提取之后,需要对提取到的特征进行判定,这时就需要用

到全连接网络。在卷积神经网络中,全连接层的应用分为前向传播和反向传播两部分。前向传播中,通过计算实际输出与标准结果的偏差,将某个样本的误差表示为

$$E_n = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^d (t_k^n - y_k^n)^2 = \frac{1}{2} \|t_n - y_n\|_2^2 \quad (3)$$

式中: t_k^n 为第 n 个样本中对应的第 k 维特征的标准值; y_k^n 为该特征的实际输出; d 为特征维数; t_n 为标准值向量; y_n 为实际输出向量。利用误差计算误差变化率,公式如下:

$$\frac{\partial E}{\partial b} = \frac{\partial E}{\partial u} \cdot \frac{\partial u}{\partial b} = \delta \quad (4)$$

式中: u 表示一个节点的全部输入; b 为偏置向量。由于 $\partial u / \partial b = 1$, 可以得到 $\partial E / \partial b = \partial E / \partial u = \delta$, 即误差对偏置的变化率可用误差对输入的变化率来表示。将该变化率反向传播,即可对偏置参数产生更新。同理可对权值参数进行更新。

1.3 卷积神经网络特点分析

局部感受野是卷积神经网络从生物神经网络受到的启发。1962 年,哈佛大学神经生理学实验室的 Hubel 和 Wiesel^[12] 发现了猫视觉皮层细胞中的局部感受机理和方向感知机理,并提出“感受野”的概念;1984 年,日本学者 Fukushima^[13] 提出了基于感受野的认知机模型,首次完成卷积神经网络的实现。在卷积神经网络中,利用卷积和下采样的过程模拟生物提取图像局部区域处理、获得抽象信息的过程^[10]。利用这一机理,卷积神经网络中的神经元只需要对局部区域全连接,而不需要与整幅图像进行全连接,且可以提取到包括边缘、角点等局部信息的底层信息。

权值共享是卷积神经网络的另外一个重要特点。所有神经元对局部区域采用相同的连接参数,意味着所有神经元对局部区域提取的特征是同一性质的。为了提取到更多的不同特征,在权值共享的基础上,给出多组不同的权值,可对局部进行多种特征的提取,即给出不同的卷积核,才能得到相应的不同特征映射图。同时,因对局部特征的关注,卷积神经网络还获得了一定意义上的尺度不变性和位移不变性。

2 基于卷积神经网络的舰船检测

2.1 数据集构建

数据集包括样本集、验证集和测试集。样本集包括正样本和负样本,正样本包括民船和军舰样本。利用公开的卫星地图,如谷歌地图等,获取多种类型的军舰样本 68 个、民船样本 426 个。正

样本如图 2、图 3 所示。负样本包括陆地、云、海浪等多种情况在内的非舰船目标,负样本如图 4 所示。

验证集和测试集包括民船和军舰测试图像。验证集用来进行算法验证和参数调整。由于真实卫星图像中非港口军舰图像难以获得,因此采用仿真方法获得军舰测试集;民船测试集则直接由已公开的卫星数据得到。测试集图像共 25 张,尺寸为 1 000 像素 × 1 000 像素,分辨率为 1 m。

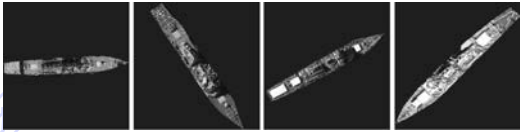


图 2 军舰样本图像

Fig. 2 Sample images of warships

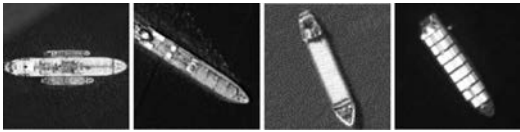


图 3 民船样本图像

Fig. 3 Sample images of civil ships



图 4 负样本图像(陆地、云、海浪)

Fig. 4 Images of negative samples
(lands, clouds and waves)

2.2 卷积神经网络框架搭建及特征提取

本文参考 AlexNet 网络结构^[14],共包含 8 层,前 5 层是卷积层,用来对图像进行特征提取,后 3 层是全连接层,对提取到的特征进行分类,第 1、2、5 卷积层之后都伴随最大值池化层进行池化处理。

在本方案中,提取出原框架前 5 层卷积层和 1 层全连接层。使用 ImageNet 数据集上的训练参数,该网络部分的作用为特征提取,而不需对参数进行更新。此时,通过如图 5 所示的网络,得到提取出的 4 096 维特征,即可作为样本特征输入后续的 SVM 分类器中进行训练和测试。

2.3 迁移学习应用

根据迁移学习定义,可将其分为 3 个部分:多任务学习、跨领域学习和不同数据分布下的学习,本文主要涉及同领域下的多任务学习和不同数据分布下的学习。

多任务学习是指在同一领域下,利用相关知识来解决新的任务。针对本文研究目标,即属于卷积神经网络对图像中物体进行检测和识别领域内的任务。ImageNet 数据集包含 1 000 类的物体,

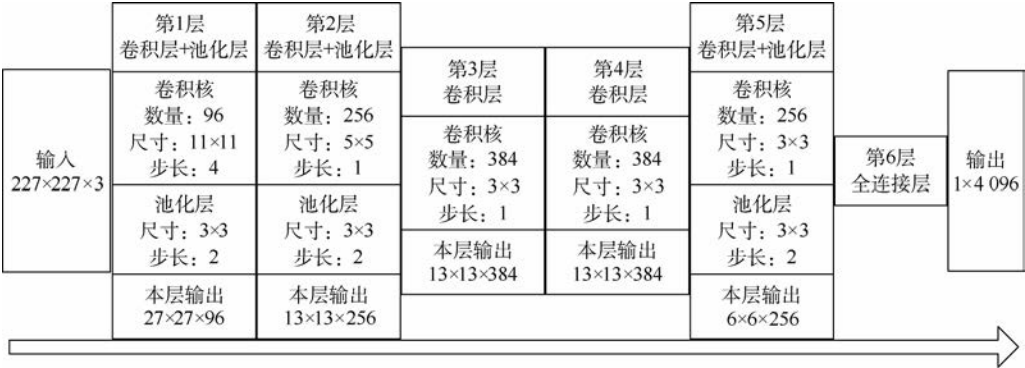


图 5 调整后的卷积神经网络模型

Fig. 5 Modified model of convolutional neural networks

可以检测到汽车、自行车、房屋等类别,这些目标与遥感图像中的舰船目标均属于人造物体,具有相似性,存在可以迁移的目标基础;从分类方法来看,对于识别领域的不同目标来说,提取信息的方法具有统一性,存在可以迁移的理论依据。

通常的机器学习是依据同分布假设的,但这一条件在很多情况下不容易满足。如本文的研究内容中的军舰目标检测,由于军舰目标非常难以获得,在迁移学习不同数据分布下的学习理论中,可以将与目标(军舰)相似的易得样本(民船)作为训练的辅助样本,与标准正样本(军舰样本)一起作为正样本,对网络进行训练。

由于舰船样本数量远远不能达到对整个卷积神经网络进行训练的要求,因此,应用迁移学习理论,可将在 ImageNet 数据集上训练得到的参数应用到本文所述的网络中,并在军舰检测中利用民

船作为训练的辅助样本。

2.4 SVM 分类器与非极大值抑制

本文中采用非线性两类 SVM。SVM 是机器学习一种有监督的学习方法,用来解决分类和回归的问题,在高维特征、非线性分类领域具有很强的优越性^[15]。在与人工神经网络的对比中发现,神经网络通过增加训练样本来减少错分率,样本增加的过程中更易出现过拟合的问题,使网络不具有普适性。而 SVM 在控制错分率的同时还要控制其风险,将二者结合起来,可在一定程度上避免过度拟合的问题。这也是卷积神经网络进行特征提取之后选择用 SVM 进行训练和分类的意义。

得到 SVM 分类分数之后,利用非极大值抑制(NMS)算法对结果进行处理,得到最终检测结果。

2.5 舰船检测方法步骤

本文所述方法流程图如图 6 所示。方法步骤

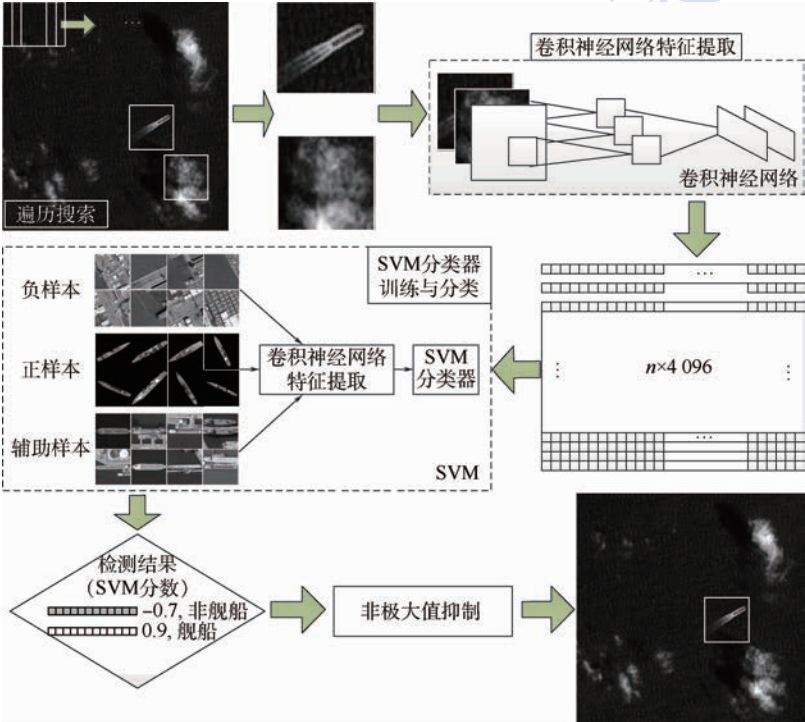


图 6 基于卷积神经网络的舰船检测方法流程图

Fig. 6 Flowchart of ship detection method using convolutional neural networks

如下:①输入一幅图像,对全图进行遍历搜索;②将搜索框输入 2.2 节中所述的卷积神经网络进行特征提取;③将所有遍历搜索框提取到的特征输入已训练好的 SVM 分类器;④得到 SVM 分数,利用非极大值抑制对上述结果进行处理;⑤得到最终遥感图像舰船检测结果。

3 实 验

3.1 评价方法与指标

目标检测领域最常用的评价指标为检测率和虚警率,通过对这 2 项指标的综合分析,得到对检测效果的整体评价。

本实验中,计算人工标注的真值图中目标 n 中心点坐标 (x_n, y_n) 与测试结果为“是舰船”的所有检测框中心点坐标 (x_i, y_i) 的欧氏距离 d_{ni}, d_i 为距离阈值。若存在 $d_{ni} \leq d_i$, 则判定目标 n 被检测到;若检测框与任意一个目标 n 的距离关系均为 $d_{ni} > d_i$, 则判定该检测框检测到虚警。由上述 2 个判定条件得到检测数和虚警数,其与实际目标数的比值即为检测率和虚警率。

位置偏移度是本实验中用来表示检测到的目标位置与实际目标位置的偏移程度,利用目标的偏移距离与检测框边长 l 的比值来定义,计算公式为

$$\varepsilon = \frac{\min \{d_{ni} | d_{ni} \leq d_i\}}{l}$$

(5)

3.2 参数选择

对通常存在的问题进行分析,首先要解决的是测试结果中出现虚警和漏检的问题。SVM 分

类器在进行分类 (N 类) 时,会给出 N 个分数,分数越高隶属程度越大。为了在保证精确度的前提下降低虚警率,应设置分数阈值;漏检与滑动检测框的步长和 SVM 的分数阈值均有关,步长过大或分数阈值过高均会导致漏检的情况发生。

因此,对本文方法的舰船检测结果产生影响的因素有:①检测框滑动步长的选择;②SVM 分类器分数阈值选择。检测框滑动步长的选择主要影响检测位置,过大的滑动步长容易丢失检测目标的最佳位置,过小的滑动步长耗时长,易对同一目标多次框选,因此选择适合的滑动步长非常重要;SVM 分类器的分数阈值对虚警有较大影响,偏低的分数阈值容易出现虚警过多的现象,偏高容易产生漏检的现象。

利用验证集对上述主要影响参数进行调整。本组实验使用控制变量法,控制分数阈值在 0 ~ 2.0 范围内测试最佳滑动步长,控制滑动步长为 20 ~ 100 像素范围内测试最佳分数阈值,得到检测率、虚警率和位置偏移度等指标,获得参数的最佳选择范围。最佳分数阈值下步长测试结果和最佳步长下阈值测试结果分别如表 1、表 2 所示。

综合考虑检测率、虚警率以及位置偏移度的测试结果,选定:①滑动窗步长为 40 像素;②SVM 分类器分数阈值为 0.5。在达到一定检测率的要求下,继续缩小滑动窗步长,所获得的性能提升小,计算量和虚警数量大大增加;同时,为保证检测结果的有效性,SVM 分数阈值不能过低。民船目标检测结果如图 7 所示。

表 1 不同滑动窗步长测试结果 (分数阈值为 0.5)

Table 1 Test results on different step sizes of sliding windows (when score threshold is 0.5)

编号	步长/像素	检测框数量	位置偏移度	检测数	漏检数	虚警数	检测率/%	虚警率/%
1	100	39	0.268 8	25	27	7	48.08	13.46
2	80	44	0.220 4	32	20	9	61.54	17.31
3	60	52	0.213 9	32	20	15	61.54	28.85
4	40	71	0.195 2	45	7	23	86.54	44.23
5	20	98	0.189 6	46	6	36	88.46	69.23

表 2 SVM 分类器不同分数阈值测试结果 (步长为 40 像素)

Table 2 Test results on different score thresholds of SVM classifier (when step size is 40 pixels)

编号	分数阈值	检测框数量	位置偏移度	检测数	漏检数	虚警数	检测率/%	虚警率/%
1	0	104	0.199 7	48	5	41	92.31	78.85
2	0.5	71	0.195 2	45	7	23	86.54	44.23
3	1.0	42	0.188 7	26	26	6	50.00	11.54
4	1.5	34	0.196 1	26	26	2	50.00	3.85
5	2.0	19	0.083 7	12	40	0	23.08	0.00

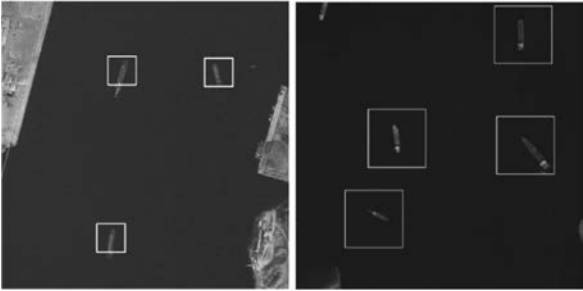


图 7 民船目标检测结果
Fig.7 Object detection results of civil ships

3.3 结果分析

1) 不同训练集下军舰目标检测结果

对使用民船作为训练样本来检测军舰目标的迁移学习应用问题进行验证,需要将军舰和民船正样本分开,对同一测试集单独使用不同的正样本集进行训练,包括:军舰样本集、民船样本集、民船和军舰样本集。实验结果如表 3 所示,检测步长为 40 像素,SVM 分数阈值为 0.5,目标数为 33。

表 3 不同训练集得到的军舰目标检测结果

Table 3 Warship object detection results obtained on different training sets

编号	训练集类型	检测框数量	检测率/%	虚警率/%
1	军舰	8	12.12	0.00
2	民船	44	87.88	12.12
3	民船+军舰	121	96.97	24.24

从结果中可以看出,尽管是对军舰测试集进行测试,但由于军舰样本数量偏少,若只使用军舰样本集对分类器进行训练,分类器可提取到的特征非常少,检测效果很差;若只使用民船样本集对分类器进行训练,由于训练样本多,且民船与军舰目标具有外形和特征上的相似性,分类器进行训练时能从特征中提取到更多信息,因此可得到好于只使用军舰训练集的实验结果;若使用民船和军舰样本合集对分类器进行训练,使用民船样本作为辅助训练样本,可在保证军舰特征的基础上,辅助以更为丰富的船只特征,可得到较好的检测结果。军舰目标检测结果如图 8 所示。

2) 对比实验

对比实验采用基于显著性候选区域提取与 HOG 特征描述子的舰船目标检测方法,即 S-HOG 方法,具体算法原理与实现见文献[6]。该方法与本文方法的检测流程一致,均为“候选区域+特征提取+分类识别”模式,因此作为本文方法的对比实验是合理有效的。由表 4 的对比实验结果可以看出,在自行建立的包含较复杂背景的军舰目标和民船目标测试集上,应用本文“卷积神

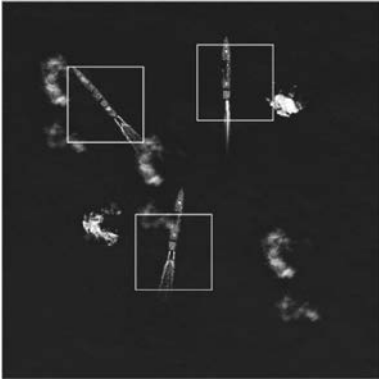


图 8 军舰目标检测结果
Fig.8 Object detection results of warships

表 4 不同舰船检测方法对比实验结果

Table 4 Comparison of experimental results of different ship detection methods

编号	算法类型	检测率/%	虚警率/%
1	S-HOG ^[6]	50.59	25.88
2	本文方法	90.59	36.47

经网络+支持向量机”方法,尽管虚警率存在小幅增长,但检测率取得了明显提升,整体检测效果明显优于 S-HOG 方法,在舰船目标检测问题上具有很强的有效性与优越性。

4 结 论

本文提出一种基于卷积神经网络和支持向量机的遥感图像舰船目标检测方法,经实验验证表明:

1) 为解决小样本网络参数训练问题,应用迁移学习的理论,利用在已有数据集上训练得到的网络参数进行特征提取,经过 SVM 分类器识别后得到了较好的检测结果。

2) 同时,本文提出并验证了利用民船作为辅助样本对军舰目标进行检测的可行性和有效性,对样本较难获得的目标检测问题具有一定的参考意义。

3) 通过实验,可知基于卷积神经网络的舰船目标检测方法具有可行性。

随着计算机处理器的发展,深度学习在图像处理和目标检测等领域将会获得更为广阔的应用和实践。

参考文献 (References)

[1] 陈韬亦,陈金勇,赵和鹏. 基于 Ecogniton 的光学遥感图像舰船目标检测[J]. 无线电工程,2013,43(11):11-13.
CHEN T Y, CHEN J Y, ZHAO H P. Ecognition-based ship detection on optical remote sensing images[J]. Radio Engineer-

- ing,2013,43(11):11-13(in Chinese).
- [2] 王彦情,马雷,田原. 光学遥感图像舰船目标检测与识别综述[J]. 自动化学报,2011,37(9):1029-1039.
WANG Y Q,MA L,TIAN Y. State-of-the-art of ship detection and recognition in optical remotely sensed imagery[J]. Acta Automatica Sinica,2011,37(9):1029-1039(in Chinese).
- [3] ELDHUSET K. Automatic ship and ship wake detection in space borne SAR images from coastal regions[C]// Remote Sensing:Moving Toward the 21st Century. Piscataway,NJ:IEEE Press,1988,3:1529-1533.
- [4] ZHANG W,BIAN C,ZHAO X,et al. Ship target segmentation and detection in complex optical remote sensing image based on component tree characteristics discrimination[C]// Optoelectronic Imaging and Multimedia Technology II. Bellingham,WA: SPIE,2012.
- [5] 唐沐恩,林挺强,文贡坚. 遥感图像中舰船检测方法综述[J]. 计算机应用研究,2011,28(1):29-36.
TANG M E,LIN T Q,WEN G J. Overview of ship detection methods in remote sensing image[J]. Application Research of Computers,2011,28(1):29-36(in Chinese).
- [6] QI S,MA J,LIN J,et al. Unsupervised ship detection based on saliency and S-HOG descriptor from optical satellite images[J]. Geoscience and Remote Sensing Letters,2015,12(7):1451-1455.
- [7] TANG J,DENG C,HUANG G,et al. Compressed-domain ship detection on spaceborne optical image using deep neural network and extreme learning machine[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2015,53(3):1174-1185.
- [8] PROIA N,PAGE V. Characterization of a Bayesian ship detection method in optical satellite images[J]. Geoscience and Remote Sensing Letters,2010,7(2):226-230.
- [9] SHI Z,YU X,JIANG Z,et al. Ship detection in high-resolution optical imagery based on anomaly detector and local shape feature[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2014,52(8):4511-4523.
- [10] KRIZHEVSKY A,SUTSKEVER I,HINTON G. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[C]// Advances in Neural Information Processing Systems. Stateline: NIPS,2012:1097-1105.
- [11] BOUVRIE J. Notes on convolutional neural networks[R/OL]. Cambridge:Massachusetts Institute of Technology,2006[2016-09-15]. http://cogprints.org/5869/1/cnn_tutorial.pdf.
- [12] HUBEL D H,WIESEL T N. Receptive fields,binocular interaction and functional architecture in the cat's visual cortex[J]. The Journal of Physiology,1962,160(1):106-154.
- [13] FUKUSHIMA K. A hierarchical neural network model for associative memory[J]. Biological Cybernetics,1984,50(2):105-113.
- [14] GIRSHICK R,DONAHUE J,DARRELL T,et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2014:580-587.
- [15] CORTES C,VAPNIK V. Support-vector networks[J]. Machine Learning,1995,20(3):273-297.

作者简介:

黄洁 女,硕士研究生。主要研究方向:图像目标检测。

姜志国 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:遥感图像处理、医学图像处理。

张浩鹏 男,博士,讲师。主要研究方向:目标检测识别、三维重建及姿态测量。

姚远 男,博士研究生。主要研究方向:遥感图像目标检测与识别。

Ship object detection in remote sensing images using convolutional neural networks

HUANG Jie^{1,2}, JIANG Zhiguo^{1,2,*}, ZHANG Haopeng^{1,2}, YAO Yuan^{1,2}

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

2. Beijing Key Laboratory of Digital Media, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Object detection in remote sensing images is mostly suffered from complex background and multiple interferences of environment. In this paper, a new method of ship detection is proposed, which combines convolutional neural networks (CNN) and support vector machine (SVM) to complete the ship detection task. Convolutional layers were adopted for feature extraction, taking advantages of independent feature extraction of CNNs and avoiding the process of complicated feature selection and extraction, which leads to better detection performance in complex background images. Meanwhile, since the samples of warship are difficult to acquire, samples of civil ship were employed as assistant samples for warship detection based on transfer learning theory. And this transfer learning method is proved to be effective by the experimental results, which performs better than the model trained only with warship samples. According to the parameter tuning and experimental validation, this method achieves a precision of 90.59% on testing dataset established by ourselves. In conclusion, this method possesses feasibility and robustness under different conditions of illumination and environment.

Keywords: convolutional neural networks (CNN); support vector machine (SVM); ship detection; feature extraction; transfer learning

Received: 2016-09-26; **Accepted:** 2016-12-16; **Published online:** 2017-01-19 11:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170119.1140.003.html

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2016YFB0501300, 2016YFB0501302); National Natural Science Foundation of China (61501009, 61371134, 61071137); Aerospace Science and Technology Innovation Fund of CASC

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0142

弹性前掠翼开裂式方向舵操纵特性分析

马斌麟¹, 苏新兵^{1,*}, 冯浩洋^{1,2}, 王宁¹, 张亚光¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军 93427 部队, 北京 101100)

摘

要: 针对机翼弹性变形对前掠翼(FSW)飞行器开裂式方向舵操纵特性的影响, 基于计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)松耦合静气动弹性数值计算方法, 计算了亚声速条件下刚性和弹性前掠机翼开裂式方向舵的操纵特性, 并分析了机翼弯扭变形对方向舵操纵特性的影响。计算结果表明, 右侧开裂式方向舵打开后, 与刚性翼相比, 弹性翼的失速迎角提前约 2° , 达到最大升阻比的迎角提前约 1° , 小迎角时偏航作用增强, 出现右滚力矩和滚转力矩“凹坑”现象, 大迎角时偏航规律趋势提前约 8° , 滚转作用加剧; 侧滑角增大时, 偏航力矩减小的幅度大于刚性翼, 滚转力矩完全反效; 舵偏角增大时, 偏航力矩的增幅小于刚性翼。经比较, 在弹性变形影响下, 弹性前掠翼的开裂式方向舵操纵特性与刚性前掠翼有明显区别。

关键词: 前掠翼(FSW); 弹性变形; 计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)松耦合; 开裂式方向舵; 操纵特性

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1849-10

前掠翼(Forward Swept Wing, FSW)布局的气动性能优良, 具有良好的操纵性能^[1-3]。而无尾布局的隐身性能好, 适宜于翼身融合设计^[4-5]。因此无尾前掠翼气动布局^[6-7]可以结合两者的优势, 提高飞行器的气动性能和隐身性能。但是, 无尾前掠翼布局没有常规方向舵, 不能直接提供偏航力矩, 为了保持飞行器足够的机动性, 就需要使用其他装置来实现对飞行器的偏航操纵。针对高机动无尾飞行器, 美国提出了一种新的阻力方向舵^[8], 即开裂式方向舵(Split Rudder, SR)来进行横航向控制。该舵面通常安装在翼尖处, 通过上下舵面的偏转在机翼外段产生阻力, 引起机体两侧阻力不对称而产生偏航作用。

针对无尾布局中开裂式方向舵的操纵特性, Gillard^[9]对新型操纵面进行了风洞测试, 指出开裂式方向舵有良好的操纵特性。Campbell 和 Sea-

cord^[10]进行了后掠无尾飞翼布局的全尺寸风洞试验, 试验表明开裂式方向舵可以提供有效的偏航力矩。Mohamad 等^[11]对无尾布局开裂式方向舵的操纵性能进行了数值仿真, 指出低速状态下开裂式方向舵的操纵效率随舵偏角增大而增大。张子军等^[12]在不同马赫数和舵偏下, 通过实验深入研究了开裂式方向舵的作动对某无尾飞翼布局飞机气动特性的影响。王磊等^[13]研究了开裂式方向舵偏转对飞机气动特性和稳定特性的影响。王旭等^[14]研究了变前掠翼中平直翼和典型前掠翼布局开裂式方向舵的操纵特性, 并对其操纵效率进行了比较。但是, 目前对开裂式方向舵操纵特性的大多数研究均假设飞行器为刚体。

随着现代战斗机结构柔性趋于增大, 飞行器的气动弹性问题显得更加突出^[15]。在实际飞行过程中, 机翼在气动力的作用下会发生复杂的弯

收稿日期: 2017-03-13; 录用日期: 2017-05-24; 网络出版时间: 2017-05-27 15:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170527.1529.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11402301); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2015JM1005)

* 通讯作者: E-mail: xxinbing01@163.com

引用格式: 马斌麟, 苏新兵, 冯浩洋, 等. 弹性前掠翼开裂式方向舵操纵特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1849-1858. MA B L, SU X B, FENG H Y, et al. Control characteristics analysis of split rudder of elastic forward swept wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1849-1858 (in Chinese).

扭耦合变形^[16],使得安装在机翼上的开裂式方向舵的操纵特性偏离原有设计状态。因此,对弹性变形影响下的前掠翼飞行器开裂式方向舵的操纵特性进行研究十分必要。

近年来,随着计算机性能的发展,数值仿真越来越成为飞行器静气动弹性特性研究的主流方法^[17-18],本文基于变前掠翼飞行器布局^[6]的前掠翼构型,使用计算流体力学/计算结构力学(Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics,CFD/CSD)松耦合静气弹数值计算方法,在亚声速条件下,对机翼刚性和弹性状态时开裂式方向舵在不同舵偏角下的操纵特性进行了研究,并对其操纵效率进行了比较。

1 计算方法

本文采用基于 CFD/CSD 松耦合的静气弹计算方法对全机进行数值模拟。在 CFD 计算收敛后将气动力传递到结构表面,结构变形后将位移传递到流场网格上,使用动网格技术对流场网格更新后进行下一次迭代,如此反复,直至结构变形收敛,CFD 计算残差收敛精度为 10^{-5} ,结构变形收敛精度为 10^{-3} mm。

CFD 气动力求解技术是 CFD/CSD 耦合计算的关键,流场计算中采用三维 Navier-Stokes 方程作为控制方程,在直角坐标系中,积分形式的守恒型三维 Navier-Stokes 方程组可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_S (\mathbf{F}^I - \mathbf{F}^V) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为解向量; dV 为体积微元; $\mathbf{F}^I$ 为无黏矢通量项; $\mathbf{F}^V$ 为黏性矢通量项; Ω 为控制体; S 为控制体表面; $\mathbf{n}$ 为边界的外法向量。

湍流模型选择剪切应力输运 (Shear-Stress Transport,SST) K-Omega 模型。采用有限体积法对控制方程进行离散,流场网格采用计算效率高、收敛精度高的多面体网格^[19]。

CSD 计算采用有限元方法,CFD 网格和 CSD 网格节点上的气动力和位移采用常体积转换 (Constant Volume Transformation,CVT) 方法进行数据传递,采用径向基函数方法^[20-21]对流场网格进行变形。

使用 HIRENASD 气动弹性模型^[22]对本文所用的数值计算方法进行验证。对流域进行多面体网格划分,对固定在机身上的 HIRENASD 机翼结构进行四面体网格划分,划分后的网格如图 1 所示,流场网格和结构网格单元数量分别为 5 797 367 和 195 898。

计算中,流场边界条件为迎角 $\alpha = 2^\circ$,马赫数 $Ma = 0.8$,雷诺数 $Re = 2.35 \times 10^7$, $q/E = 4.8 \times 10^{-7}$,其中 q 为流场计算中的动压, E 为结构模型的弹性模量。计算得到机翼展向 $y/b = 0.14, 0.59, 0.95$ 这 3 个站位处沿翼剖面弦向位置 x/c 的压力系数 C_p 如图 2 所示。从图 2 可以看到, $y/b = 0.14$ 时,弹性翼和刚性翼压力系数差别很

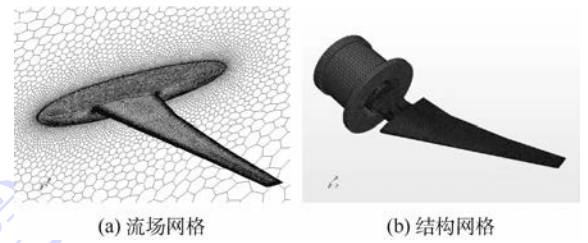


图 1 HIRENASD 流场和结构网格
Fig.1 Flow field and structure grids of HIRENASD

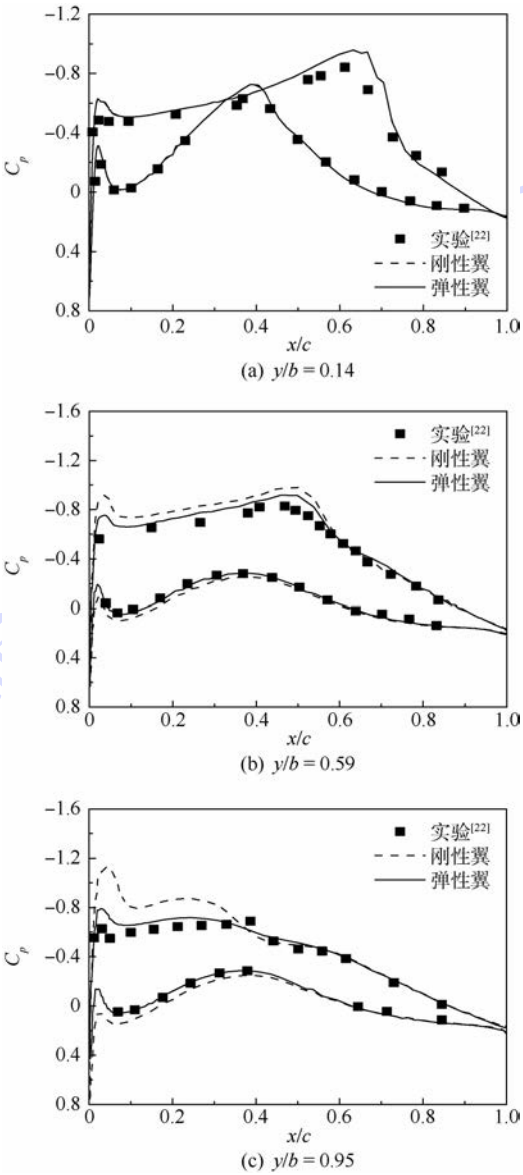


图 2 不同 y/b 时的压力系数
Fig.2 Pressure coefficient of different y/b

小,均与文献[22]实验值分布基本一致; $y/b = 0.59$ 时,由于弹性翼中段变形量较翼根部大,且在气动力作用下机翼发生负扭转,使得有效迎角变小,因此弹性翼下表面压力系数较刚性翼小,弹性翼上表面压力系数较刚性翼大,翼型剖面总体升力系数下降,与实验值吻合得更好; $y/b = 0.95$ 时,弹性翼变形量进一步增加,其压力分布与刚性翼差别更为明显,也更接近实验值。

由上可知,本文所用数值计算方法可满足计算和分析弹性前掠翼开裂式方向舵的操纵性能。

2 计算模型

本文所使用的前掠翼计算模型由变前掠翼布局飞行器的前掠翼构型^[6]转化而来,如图 3 所示。机翼半展长为 0.925 m,展弦比为 4.65,梢根比为 0.33,根弦长为 0.558 m,1/4 弦线处前掠角为 45°,采用 NACA 0006 翼型。阴影部分为开裂式方向舵,单侧舵面弦线与主机翼截面 $y/b = 0.8$ 段位处弦线夹角为舵偏角 δ ,设计舵偏角范围为 0°~30°。

根据文献[23],由于 50% 的空战都结束在高度 $H = 3 \sim 5$ km 和 $Ma = 0.4 \sim 0.6$ 的范围内,因此该前掠翼飞行器设计状态下的典型飞行状态如表 1 所示。

前掠翼模型的航向控制以开裂式方向舵为主,本文对弹性前掠翼模型开裂式方向舵的操纵特性进行数值研究,因此建立仅安装开裂式方向舵的前掠翼计算模型,如图 4 所示。

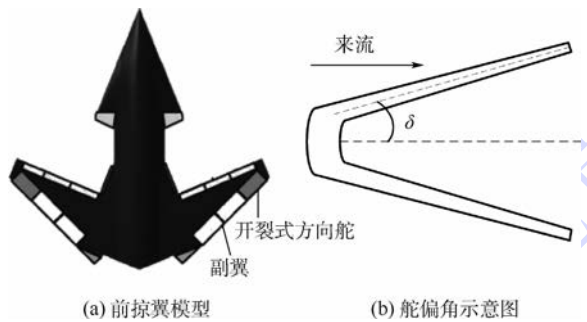


图 3 前掠翼模型及舵偏角示意图
Fig. 3 Schematic of FSW model and rudder deflection angle

表 1 前掠翼飞行器的典型飞行状态

Table 1 Typical flight state of FSW aircraft		
飞行状态	H/km	Ma
起飞	0	0.2
巡航	10	0.8
空战	5	0.5

在空战状态下需要飞行器具有高机动性能,因此研究此工况下弹性前掠翼开裂式方向舵的操纵特性。流场计算的边界条件为: $H = 5$ km, $Ma = 0.5$, 温度 $T = 256$ K, 压力 $P = 53\,500$ Pa, 密度为 0.6102 kg/m^3 。

CFD 网格近壁面第一层网格高度为 10^{-6} m,以满足机翼表面黏性边界层的计算要求。CSD 计算中,为减小计算量,将机翼根部固定在机身上,机身设为刚体,这样就只需要对机翼部分进行网格剖分。剖分后的流场和结构网格如图 5 所示。

机翼主体部分采用复合材料,其材料属性为: $E_1 = 0.89\text{ GPa}$, $E_2 = 1.54\text{ GPa}$, $\nu = 0.31$, $G = 2.6\text{ GPa}$, $\rho = 0.338\text{ g/cm}^3$;舵面部分采用 $\rho = 2.7\text{ g/cm}^3$, $E = 72\text{ GPa}$, $\nu = 0.34$ 的铝合金材料。其中, E_1 为材料 x 和 z 方向的弹性模量, E_2 为 y 方向的弹性模量 (x 沿弦向, y 沿展向), ν 为泊松比, G 为每个方向的剪切模量, ρ 为机翼结构密度。

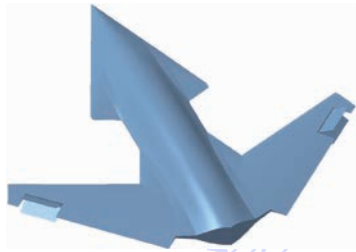


图 4 计算模型
Fig. 4 Computational model

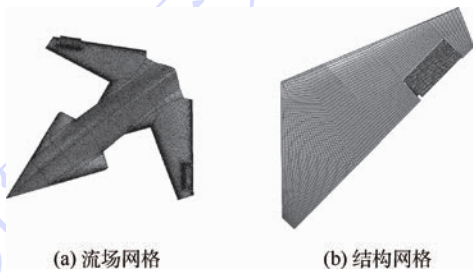


图 5 前掠翼流场和结构网格
Fig. 5 Flow field and structure grids of FSW

3 基本特性

仅将右侧开裂式方向舵打开,计算得到弹性翼和刚性翼的升力系数 C_L 和升阻比 K 如图 6 所示。

由图 6 可以看出,随着舵偏角的增加,弹性翼和刚性翼的升力系数和升阻比都相应降低,大迎角时弹性翼和刚性翼的升阻比基本都不受舵偏角的影响;在小迎角时,弹性翼沿展向的扭转使其升力系数和升阻比大于刚性翼,大迎角时,弹性翼的升力系数和升阻比均小于刚性翼。相比刚性翼而

言,弹性翼的失速迎角大约提前了 2° 左右,达到最大升阻比的迎角大约提前了 1° 左右。

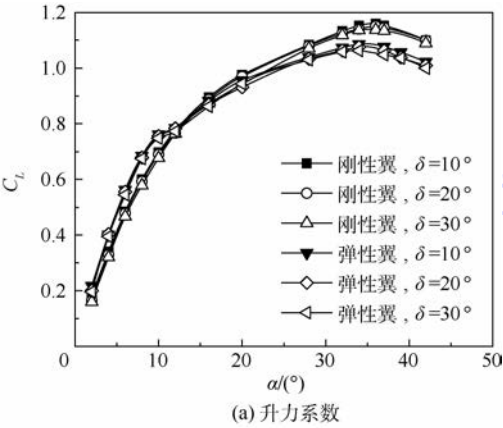
图 7 和图 8 是在最大升阻比迎角 $\alpha = 6^{\circ}$ 时,弹性翼沿展向翼型剖面产生的扭转角 γ 和弯曲挠度 w 。如图 7 和图 8 所示,随着舵偏角的增加,机翼沿展向的扭转角变小,弯曲挠度增加。

不同舵偏角下,弹性翼右侧翼梢处的扭转角响应如图 9 所示。

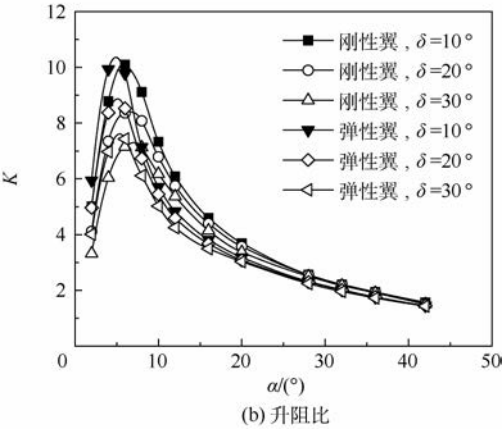
由图 9 可看出,舵偏角增大,扭转角响应的幅值和收敛时间逐渐减小。因此,开裂式方向舵对

弹性前掠翼的弹性振动有抑制效果,并且随着舵偏角的增大,抑制效果越好。当一个风速能够激起常规舵面的颤振时,对于具有开裂角的阻力方向舵来说,因为非定常气动力不足,而不能发生颤振^[24]。因此,舵偏角对开裂式方向舵的气动弹性问题具有积极影响。

对弹性翼来说,相对于来流方向,舵面下偏部分的有效迎角较上偏部分更大,产生的压力也随之增加,如图 10 所示,下翼面的压力增量明显大于上翼面的压力增量,这就会在机翼上产生低头力矩,使得机翼的扭转角度变小,舵偏角越大,方向舵提供的低头力矩越大,机翼的扭转角就越小,有效迎角减小导致升力系数也随之降低;挠度增加同样是因为下翼面压力的增加,使得机翼弯矩增大造成的。小迎角时,由于前掠机翼的弹性变形会产生正扭转,使得机翼有效迎角增大,而此时机翼的扭转没有破坏翼面的流态,机翼表面仍然保持附着流动,因此图 6 中的升力系数和升阻比都增加。但随着迎角的增加,较大的挠度会减小机翼的有效展长,使升力系数减小;同时,机翼的扭转会使得气流较早与机翼表面脱离,增大飞行中的阻力,使得升阻比降低。



(a) 升力系数



(b) 升阻比

图 6 升阻特性

Fig. 6 Lift-drag characteristics

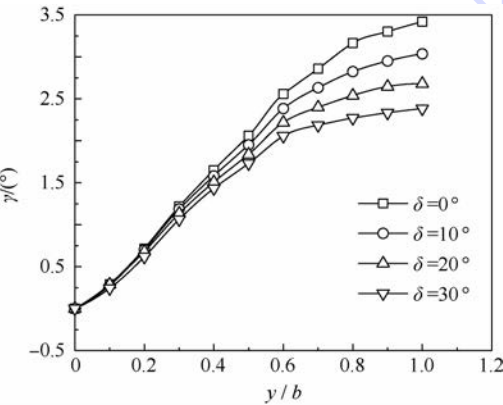


图 7 机翼展向扭转角

Fig. 7 Torsional angle of wing along spanwise direction

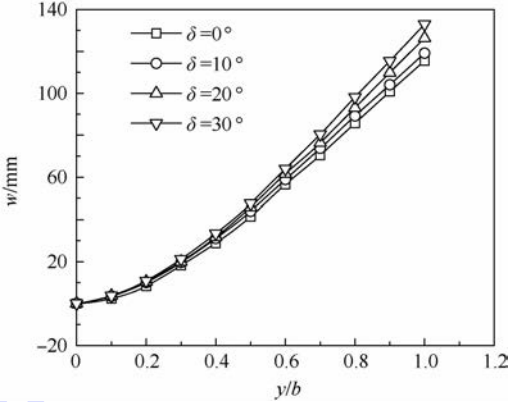


图 8 机翼展向弯曲挠度

Fig. 8 Bending deflection of wing along spanwise direction

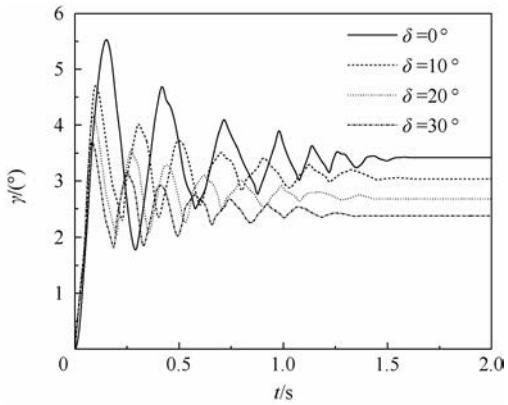


图 9 翼梢处扭转角响应

Fig. 9 Response of torsional angle of wing tip

计算得到的偏航力矩系数 C_n 如图 11 所示。可以看出,刚性翼和弹性翼的偏航力矩随迎角增加均呈非线性,在迎角 $\alpha < 12^\circ$ 时,偏航力矩的绝对值呈现缓慢增加的趋势,且弹性翼提供的力矩大于刚性翼, $12^\circ \sim 20^\circ$ 之间急剧增加, 20° 后先减小后增加,在失速迎角附近再次降低,且弹性翼和刚性翼提供的偏航力矩几乎相同。由于舵面所在翼尖部分的扭转变形量较大,增加了舵面的有效迎角,使得弹性翼的变化幅度较刚性翼更大,且曲线的拐点较刚性翼提前。在失速迎角附近, $\delta = 30^\circ$ 时弹性翼和刚性翼仍能提供大约 0.034 2 的偏航力矩系数。

计算得到的滚转力矩系数 C_l 如图 12 所示。可以看出,对于刚性前掠翼, $\delta = 10^\circ, 20^\circ$ 时,在小

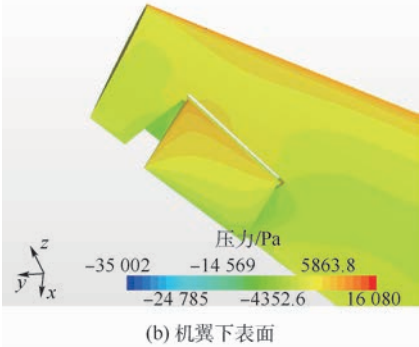
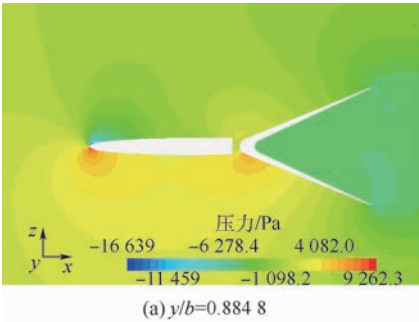


图 10 压力云图
Fig. 10 Pressure contour

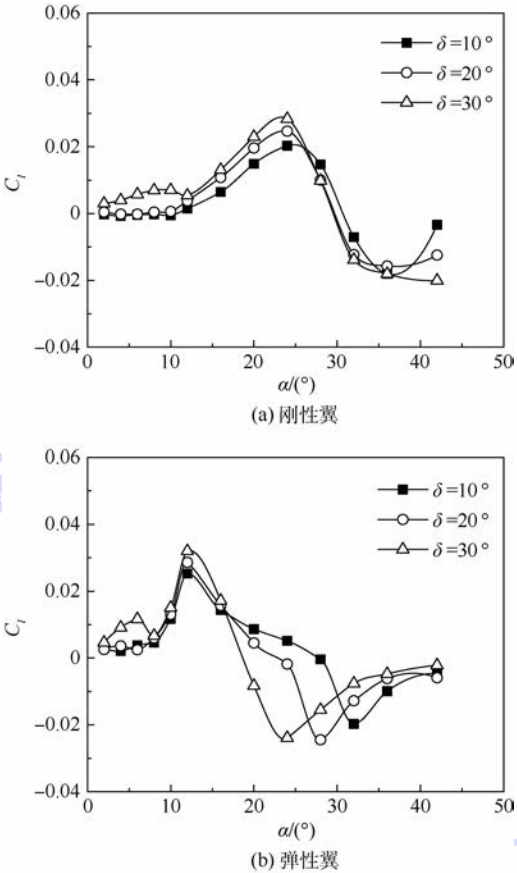


图 12 滚转力矩特性
Fig. 12 Rolling moment characteristics

迎角下几乎没有滚转力矩, $\delta = 30^\circ$ 时,在偏航作用的影响下,产生了较小的右滚转力矩;迎角约大于 12° 时,均出现了正的滚转力矩,并急剧增加,到 24° 左右达到最大值,然后逐渐减小至迎角 30° 时接近消失直至出现反向滚转效应,约 34° 时反向作用效果最为显著,接近失速迎角时,滚转又有所降低。在大迎角时舵偏角的增加对滚转力矩有增强的趋势。这是因为,尽管舵面的偏转使得刚性翼后缘上下翼面局部压力增大,但上下翼面的相对压差变化不大,左右两侧机翼的升力系数不会产生明显差异,因此在小迎角时,飞机的滚转力矩在 0 附近。

而对于弹性前掠翼,小迎角时即出现了右滚转力矩,随着舵偏角的增加滚转效应逐渐增强,并在 8° 时滚转效应急剧变大,在大迎角时,弹性滚转力矩的变化趋势与刚性翼大致相同,但达到正向滚转力矩最大值的迎角提前了大约 12° 。这是因为对弹性翼来说,舵面的偏转会使机翼的扭转角减小,有效迎角降低,当右翼舵面偏转、左翼舵面不偏转时,两侧机翼由于有效迎角的不同会出现升力差,导致飞机发生右滚转。机翼的右滚转力矩随着舵面偏转角度的增加而增加,这是因为

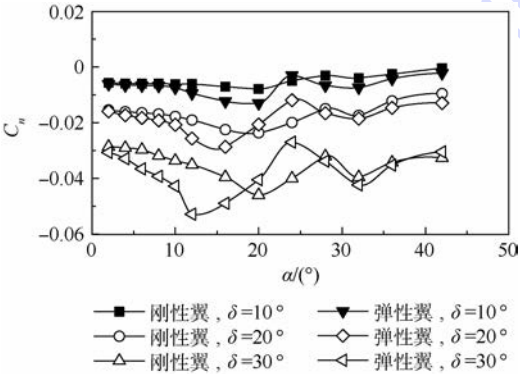


图 11 偏航力矩特性
Fig. 11 Yawing moment characteristics

随着舵面偏转角度增大,机翼扭转角度减小而导致有效迎角减小,右翼升力系数就越低,由此产生的右滚转力矩就越大,对前掠翼飞机的滚转操纵通道会产生影响。因此,在弹性翼条件下,使用开裂式方向舵需要有升降副翼等其他舵面进行辅助联合控制调整飞行姿态。

滚转力矩的产生是由于左右两侧机翼的升力差造成的,舵偏角的大小会影响前掠翼的扭转变形程度。在小迎角范围内,弹性翼的滚转力矩在总体上是缓慢增加的,但在某一角度附近会产生“凹坑”现象,即 $\delta = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 时,迎角 $\alpha = 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 附近的滚转力矩明显小于附近迎角下的滚转力矩。

以左翼无舵偏、右翼舵偏角 $\delta = 30^\circ$ 为例,其小迎角下左右两侧机翼的升力系数如图 13 所示, $\alpha = 8^\circ$ 时,右侧弹性翼的升力系数有明显的跳跃现象。这是因为在该迎角下,右翼的扭转和舵面的偏转发生耦合,使得下翼面压力的增量大于上翼面压力的增量,上下翼面压差变大,升力相对变大,右滚力矩随着左右翼升力差的减小而减小。迎角进一步增大时,耦合现象消失,右翼的升力恢复常态,滚转力矩继续增大,因此出现滚转力矩“凹坑”现象。

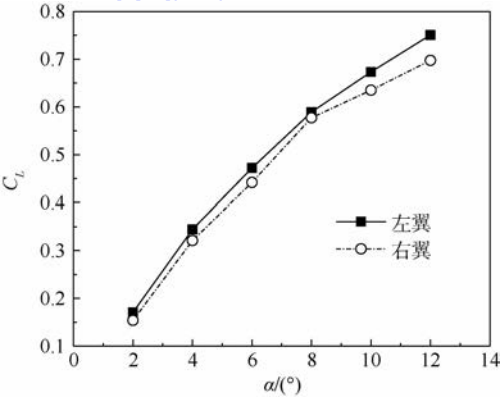


图 13 升力系数
Fig. 13 Lift coefficient

4 侧滑影响

在右翼方向舵打开,左翼方向舵闭合情况下,计算最大升阻比 K_{max} 附近迎角 $\alpha = 6^\circ$ 、 $Ma = 0.5$ 、侧滑角 $\beta = -15^\circ \sim 15^\circ$ 、 $\Delta\beta = 5^\circ$ 时的刚性翼和弹性翼的侧滑特性,得到的结果如图 14 所示。

由图 14,刚性翼状态下,侧滑角为负(左侧滑)时,右翼舵面迎风面积变大,阻力增加,有效展长变大,阻力臂变长,产生右偏航力矩;右侧滑时,右翼舵面迎风面积减小,阻力降低,左翼有效

翼展增加,相应的摩擦阻力也增加,导致偏航力矩逐渐减小直至反向。

左侧滑对偏航的影响强于右侧滑,这是因为右侧滑时右翼有效掠角增加,使得舵面产生的阻力和阻力臂都减小,偏航作用降低;左侧滑时舵面处有效掠角减小,阻力和阻力臂都增加,使偏航作用增强。

图 15 给出弹性翼展向扭转角与侧滑角关系。从图中可以看出,弹性翼条件下,右侧滑时右翼有

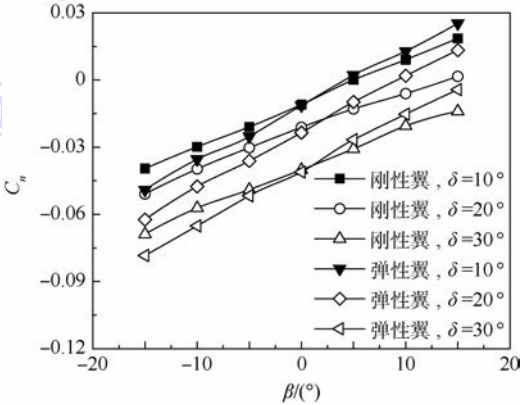
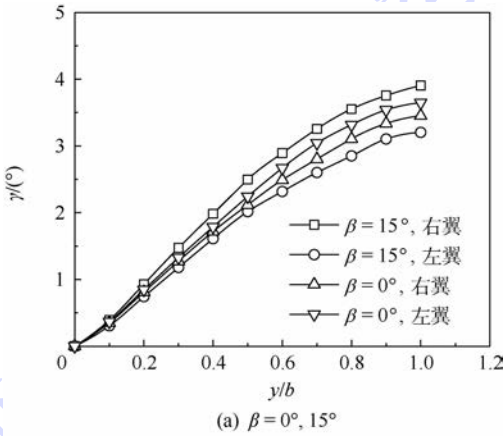
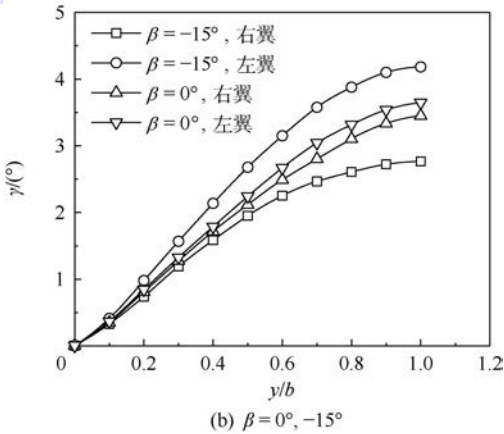


图 14 侧滑偏航特性

Fig. 14 Side slip yawing characteristics



(a) $\beta = 0^\circ, 15^\circ$



(b) $\beta = 0^\circ, -15^\circ$

图 15 侧滑时的展向扭转角

Fig. 15 Torsional angle with side slip along spanwise direction

效前掠角增大,机翼扭转变形加剧,舵面处的有效迎角增加,偏航作用增强;左侧滑时右翼有效迎角减小,舵面处机翼的扭转量相对减小,偏航作用减弱。

侧滑条件下计算得到的滚转特性如图 16 所示。在刚性翼条件下,左侧滑时,左翼有效前掠角变大,有效翼展减小,因此升力系数降低;右翼有效前掠角变小,有效翼展增大,升力系数增加,产生左滚转力矩,随着侧滑角的增加,滚转力矩逐渐变小,直至出现反向滚转力矩。

弹性翼和刚性翼正好相反,在右侧滑时,右翼有效前掠角变大导致扭转变形更加剧烈,如图 16 所示, $\beta = 15^\circ$ 在时,右翼的扭转角相比左翼大了 1° 左右,有效迎角的增加使得升力系数上升,超过了左翼有效翼展的增加带来的升力增量,因此产生向左的滚转力矩;而左侧滑时,左翼有效掠角增加,扭转变形大于右翼,且扭转角度比右翼大了 1.8° 左右,扭转角度差值的不同是由于右翼舵面提供了一定的低头力矩使其扭转角度相对变小的缘故,进而导致有效迎角变小,产生了右滚转力矩,且稍大于右侧滑时的左滚转力矩。

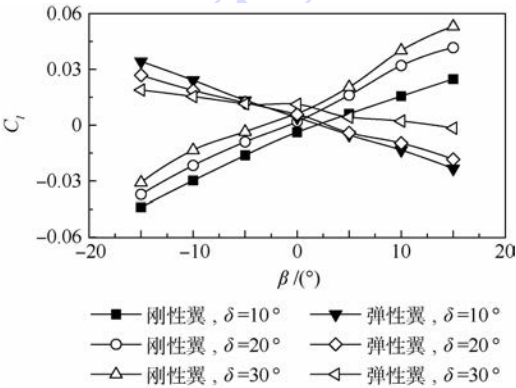


图 16 侧滑滚转特性
Fig. 16 Side slip rolling characteristics

5 操纵效率比较

由于开裂式方向舵附加在前掠翼翼尖后缘上,前掠翼的扭转变形会影响阻力,从而对其操纵效率产生较大影响。弹性翼和刚性翼在 $\alpha = 6^\circ$ 、 $Ma = 0.5$ 时的阻力系数相对于各自无偏转构型的增加量 ΔC_D 如表 2 所示。

由以上数据可知随着舵偏角的增加,刚性翼和弹性翼开裂式方向舵的阻力系数均明显增加,但弹性翼的增加幅度要比刚性翼的小,这是因为随着舵偏角的增加,方向舵附加在翼尖处的低头力矩变大,弹性翼的扭转角度变小,方向舵的有效

迎角降低,阻力增量也随之下降。

图 17 为 $\alpha = 6^\circ$ 、 $Ma = 0.5$ 时,右侧开裂式方向舵偏转所产生的偏航力矩系数增量 $\Delta C_n^{[25]}$ 及偏航操纵效率 $C_{n\delta}$ 随舵偏角的变化规律。

由图 17(a)可以看出,随着舵偏角的增加,刚性翼的偏航力矩线性较好,而弹性翼偏航力矩呈完全非线性变化,但弹性翼的偏航作用要强于刚性翼,这主要是因为方向舵所在翼尖处扭转变形较大,使得舵面处有效迎角变大所致。

根据图 17(b)可知,刚性翼和弹性翼状态下,开裂式方向舵的偏航操纵效率 $C_{n\delta}$ 均随舵偏角的增大而增大,且当 $20^\circ < \delta < 30^\circ$ 时,弹性翼操纵

表 2 前掠翼阻力系数增量
Table 2 Increment of drag coefficient for FSW

$\delta/(^\circ)$	$\Delta C_D/\%$	
	刚性翼	弹性翼
10	10.20	7.55
20	23.64	19.89
30	41.43	35.18

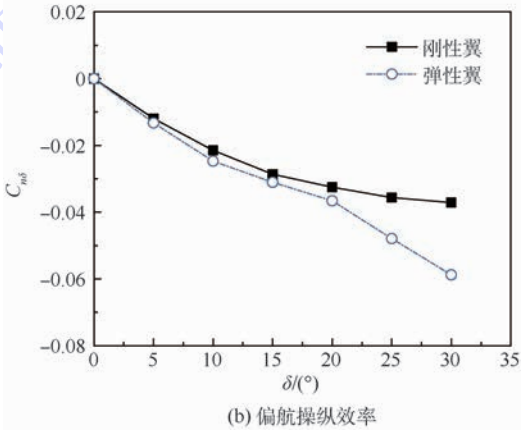
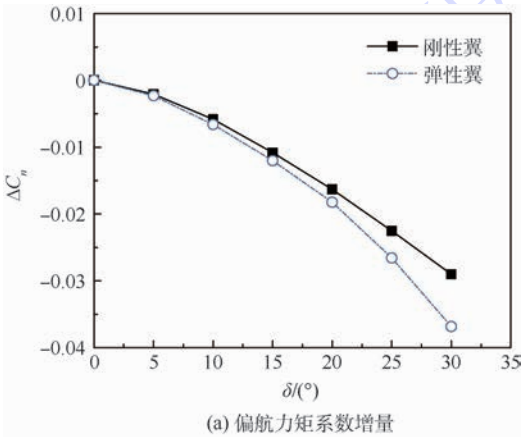


图 17 偏航力矩系数增量及偏航操纵效率
随舵偏角的变化

Fig. 17 Variation of increment of yawing moment coefficient and yaw control efficiency with rudder deflection angle

效率的增幅更大。舵偏角较小时,刚性翼和弹性翼偏航操纵效率均较低,且2种状态下相差不大。当舵偏角达到 10° 时,其偏航操纵效率分别只有0.02149和0.0247。舵偏角较大时,刚性翼和弹性翼的偏航操纵效率均有较大提高。当舵偏角达到 30° 时,其偏航操纵效率分别达到了0.03713和0.05878,与常规方向舵的偏航操纵效率0.05的量级^[13]相比,刚性翼的偏航操纵效率较低,而弹性翼的偏航操纵效率高。因此,相对于刚性翼,弹性翼开裂式方向舵在大偏角状态下产生的偏航舵效是充足的,能满足飞机偏航操纵的要求。

阻力类偏航操纵装置在提供偏航操纵力矩的同时,与滚转力矩存在一定程度的耦合^[25]。在刚性和弹性状态下,当机翼右侧开裂式方向舵打开时,产生使得机头向右的偏航力矩,同时右翼升力减小,产生向右侧的滚转力矩,因此前掠翼飞机上的开裂式方向舵也具有好的滚转-偏航协调性。图18为 $\alpha = 6^\circ$ 、 $Ma = 0.5$ 时,弹性翼和刚性翼滚转力矩系数随舵偏角的变化规律。

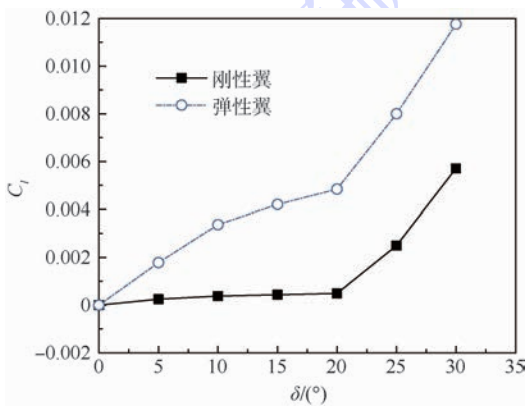


图18 滚转力矩系数随舵偏角的变化

Fig. 18 Variation of rolling moment coefficient with rudder deflection angle

由图18可知,舵偏角 $\delta = 10^\circ, 20^\circ$ 时,刚性翼的滚转力矩几乎为0,因为 $\alpha = 6^\circ$ 时,方向舵上下压差增加幅度基本相同,升力几乎没有变化,因此左右两侧机翼的升力基本相等,不会产生滚转力矩;而弹性翼的滚转力矩耦合明显,如图18产生右滚力矩是由于方向舵附加的低头力矩使得右侧翼有效迎角减小,升力降低,左侧翼升力相对变大所致。 $\delta = 30^\circ$ 时,在偏航的耦合作用下,刚性翼出现右滚力矩,弹性翼的右滚作用增强。

随着舵偏角的增大,弹性翼开裂式方向舵的滚转力矩的耦合更加明显,在飞行操纵及控制律设计时应充分考虑其带来的影响。对于前掠翼飞机,以X-29A验证机为例,当副翼偏度为 22.6° 时

副翼产生的滚转力矩量级约为 $0.064^{[23]}$ 。而即使当 $\delta = 30^\circ$ 时,开裂式方向舵造成的滚转力矩增量仅约为0.01176,远小于副翼产生的滚转力矩。因此弹性翼开裂式方向舵滚转力矩耦合明显问题可通过适当偏转升降副翼产生滚转力矩来消除,对前掠翼飞机的操纵影响不大。

6 结 论

1) 小迎角时,在偏航作用的影响下,刚性翼只会产生很小的、可以忽略不计的滚转力矩,而弹性翼在机翼扭转变形的影响下,会产生向开裂式方向舵一侧的滚转力矩,随着舵偏角的增加,这一现象有所增强。

2) 前掠翼的偏航力矩随迎角增加表现出非线性,在小迎角时,随着迎角的增加显现缓慢增加的趋势,大迎角时先减小后增加再减小,呈现出很强的非线性,弹性翼的变化幅度较刚性翼更大,而且变化趋势提前大约提前 4° 左右。

3) 左侧滑时,刚性翼产生左滚转力矩;弹性翼由于左右两侧机翼扭转变形量的不同会产生相反的右滚转力矩,随着侧滑角的增加,两者产生的滚转力矩都逐步减小直至反向。

4) 随着舵偏角的增加,刚性翼和弹性翼开裂式方向舵的阻力系数均明显增加,在方向舵附加低头力矩的作用下,弹性翼阻力的增加幅度小于刚性翼。

本文只对亚声速条件下开裂式方向舵的操纵效率进行了研究,因此研究跨声速和超声速飞行状态下的弹性翼舵面操纵效率,从而全面掌握弹性变形对前掠翼开裂式方向舵操纵效率的影响是进一步需要解决的问题。

参考文献 (References)

- [1] SALTZMAN E J, HICKS J W. In-flight lift drag characteristics for a forward swept wing aircraft; NASA TP-3414 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1994.
- [2] 张彬乾, LASCHKA B. 前掠翼气动特性研究[J]. 西北工业大学学报, 1989, 7(3): 321-328.
ZHANG B Q, LASCHKA B. On forward-swept wing's aerodynamic characteristics [J]. Journal of Northwestern Poly Technical University, 1989, 7(3): 321-328 (in Chinese).
- [3] SPACHT G. The forward swept wing-A unique design challenge; AIAA-1980-1885 [R]. Reston: AIAA, 1980: 1-5.
- [4] 吴立新, 左重, 刘平生, 等. 无尾飞翼气动布局是UCAV总体设计的最佳选择[J]. 洪都科技, 2003(1): 1-5.
WU L X, ZUO Z, LIU P S, et al. Tailless flying wing aerodynamic configuration being optimal selection in UCAV general layout design [J]. Hongdu Science and Technology, 2003(1):

- 1-5 (in Chinese).
- [5] MCMASTERS J H, CUMMINGS R M. Airplane design-past, present, and future[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 10-17.
- [6] 刘文法, 王旭, 米康. 一种新的变前掠翼无人机气动布局概念研究[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 832-836.
- LIU W F, WANG X, MI K. A new aerodynamic configuration of UAV with variable forward-swept wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 832-836 (in Chinese).
- [7] SUN J, ZHANG B, YANG G. Concept investigation of 'W' tailless configuration: AIAA-2005-4602[R]. Reston: AIAA, 2005.
- [8] DORSETT K M, MEHL D R. Innovative control effectors (ICE): WL-TR-96-3043[R]. Fort Worth: Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems, 1996.
- [9] GILLARD W J. Innovative control effectors (configuration 101) dynamic wind tunnel test report. Rotary balance and forced oscillation tests: AFRL-VA-WP-TR-1998-3043[R]. Wright-Patterson AFB: Air Force Research Lab, 1998.
- [10] CAMPBELL J P, SEACORD JR C L. Determination of the stability and control characteristics of a tailless all-wing airplane model with sweepback in the langley free-flight tunnel: NACA ACR-L5A13[R]. Washington, D. C.: NACA, 1947.
- [11] MOHAMAD F, WISNOE W, NASIR R E M, et al. A study about the split drag flaps deflections to directional motion of UTM's blended wing body aircraft based on computational fluid dynamics simulation[C]//The 47th International Meeting of Advances in Thermofluids. New York: AIP Publishing, 2012, 1440(1): 324-329.
- [12] 张子军, 黎军, 李天, 等. 开裂式方向舵对某无尾飞翼布局飞机气动特性影响的实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3): 63-66.
- ZHANG Z J, LI J, LI T, et al. Experimental investigation of split-rudder deflection on aerodynamic performance of tailless flying-wing aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3): 63-66 (in Chinese).
- [13] 王磊, 王立新, 贾重任. 飞翼布局飞机开裂式方向舵的作用特性和使用特点[J]. 航空学报, 2011, 32(8): 1392-1399.
- WANG L, WANG L X, JIA Z R. Control features and application characteristics of split drag rudder utilized by flying wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1392-1399 (in Chinese).
- [14] 王旭, 于冲, 苏新兵, 等. 开裂式方向舵在变前掠翼布局中的操纵性能研究[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 741-749.
- WANG X, YU C, SU X B, et al. Study of control characteristics for split rudder in variable forward swept wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 741-749 (in Chinese).
- [15] RODDEN W P. Theoretical and computational aeroelasticity[M]. Camarillo: Crest Publishing, 2011: 1-20.
- [16] 张华, 马东立, 马铁林. 弹性变形对柔性机翼气动特性影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 487-490.
- ZHANG H, MA D L, MA T L. Analysis of aerodynamics characteristic of flexible wing caused by deflection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 487-490 (in Chinese).
- [17] 陈大伟, 杨国伟. 静气动弹性计算方法研究[J]. 力学学报, 2009, 41(4): 469-479.
- CHEN D W, YANG G W. Static aeroelastic analysis of a flying-wing using different models[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(4): 469-479.
- [18] CAI J, LIU F, TSAI H, et al. Static aero-elastic computation with a coupled CFD and CSD method[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 2001. Reston: AIAA, 2001: 1-8.
- [19] 许晓平, 周洲. 多面体网格在 CFD 中的应用[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 87-93.
- XU X P, ZHOU Z. Application of polyhedral mesh in CFD[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 87-93 (in Chinese).
- [20] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 303-319.
- ZHANG W W, GAO C Q, YE Z Y. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 303-319 (in Chinese).
- [21] GUMEROV N A, DURAISWAMI R. Fast radial basis function interpolation via preconditioned Krylov iteration[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2007, 29(5): 1876-1899.
- [22] BALLMANN J, DAFNIS A, KORSCH H, et al. Experimental analysis of high Reynolds number aero-structural dynamics in ETW[C]//The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2008: 7-10.
- [23] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997: 363-367.
- FANG B R. Aircraft aerodynamic configuration design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 363-367 (in Chinese).
- [24] 韩鹏, 吴志刚, 杨超. 开裂角对阻力方向舵颤振特性的影响[J]. 航空科学技术, 2014, 25(10): 26-32.
- HAN P, WU Z G, YANG C. Effect of different split angles on flutter velocity of split drag rudder[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(10): 26-32 (in Chinese).
- [25] 李忠剑, 马东立. 飞翼布局阻力类偏航操纵装置操纵特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 695-700.
- LI Z J, MA D L. Control characteristics analysis of drag yawing control devices of flying wing configuration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 695-700 (in Chinese).

作者简介:

马斌麟 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器设计及计算流体力学。

苏新兵 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行器设计及计算流体力学。

Control characteristics analysis of split rudder of elastic forward swept wing

MA Binlin¹, SU Xinbing^{1,*}, FENG Haoyang^{1,2}, WANG Ning¹, ZHANG Yaguang¹

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

2. Unit 93427, The Chinese People's Liberation Army, Beijing 101100, China)

Abstract: Aimed at the influence of elastic deformation on the control characteristics of split rudder for the forward swept wing (FSW) aircraft, the computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) loose coupling static aeroelastic numerical calculation method was adopted. The calculation and analysis on control characteristics of the split rudder with rigid and elastic wings were performed under the subsonic condition. The simulation had highlighted the influence of wing deformation on the control characteristics of the rudder. The calculation result shows that, when the right side split rudder opens, compared with rigid wing, the stall attack angle of the elastic wing advances about 2° , the attack angle of maximum lift-drag ratio advances about 1° , the yaw effect at small attack angle is enhanced, the "pits" phenomenon of right-roll moment and roll moment appears, and the trend of yaw at high angle of attack advances about 8° with more violent roll action; under the influence of sideslip, the decrease extent of the yawing moment with the increase of sideslip angle is larger than that of the rigid wing, and the roll moment has completely opposite result; under the action of down moment proving by rudder, the increase extent of the yawing moment with the increase of sideslip angle is larger than that of the rigid wing. By comparison, the control characteristics of split rudder for the elastic FSW have a distinct difference with rigid FSW.

Keywords: forward swept wing (PSW); elastic deformation; computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) loose coupling; split rudder; control characteristics

Received: 2017-03-13; **Accepted:** 2017-05-24; **Published online:** 2017-05-27 15:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170527.1529.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11402301); Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi Province of China (2015JM1005)

* **Corresponding author.** E-mail: sxinbing01@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0688



全自动快换装置精准对接技术

汤志东¹, 负超^{2,*}

(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 机器人研究所, 北京 100083)

摘

要: 当抢险救援机器人腕部的全自动快换装置(full-AQHCD)自动锁紧属具接口

即下耦合件(LCP)时,要同步精准对接和自动接通下耦合件的液压管路,为此,分别提出了数字量测量条件下和模拟量测量条件下精准对接理论(PDT),分别用于指导产品阶段和样机阶段的生产。产品阶段的精准对接理论是:把全自动快换装置视为被动目标,把下耦合件视为主动目标;通过4个耦合点实现全自动快换装置与下耦合件的连接;通过测量分别建立被动目标坐标系($X_1O_1Y_1$)、主动目标坐标系($X_2O_2Y_2$)与精准对接坐标系(XOY)之间的位姿关系;将被动目标对接点 $X_1O_1Y_1$ 坐标变换到 XOY 坐标,再变换到主动目标对接点 $X_2O_2Y_2$ 坐标;根据主动目标对接点 $X_2O_2Y_2$ 坐标对主动目标对接点进行调姿以实现精准对接被动目标对接点;最后固定主动目标对接点。样机阶段的精准对接理论是:把全自动快换装置视为被动目标,把下耦合件视为主动目标;不完工被动目标布线舱,从而暴露出工作舱类似扳手空间的操作空间;通过4个耦合点实现全自动快换装置与下耦合件的连接;另外布置油源,在操作空间中先“对接”液压管路,再“测量、调姿和最后固定”主动目标的液压管路;完工被动目标布线舱。对上述2种条件下理论进行了仿真实验。

关键词: 精准对接; 坐标变换; 全自动快换; 属具; 救援机器人

中图分类号: TP242; V245.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1859-14

与无自动快换装置相比,由于半自动快换装置不需要人工拆卸和装配连接销轴,而是通过自带独立的液压油缸驱动活动爪卡住属具上的固定轴相连接,极大地减轻了人工操作量,因此半自动快换装置至今已经得到大量的普及和应用。“双动力智能型双臂手系列化大型救援机器人^[1]”作为国家“十二五”科技支撑计划项目(下文简称该项目),首次引入了全自动快换装置(full-Automatic Quick Hitch Coupling Device, full-AQHCD)的概念用于副臂分手腕部。全自动快换装置的“全自动”就是体现在不需要人为参与地完成锁紧或解锁属具的同时,同样不需要人为参与地完成属具

油路的接通或断开。属具油路的接通或断开选用符合ISO国际标准^[2]的国产ISO 16028快速接头^[3]。全自动快换装置要满足频繁更换属具的使用要求,由于副臂分手腕部所配属具主要是各种型号的液压剪,不同型号的液压剪就会有不同的规格尺寸,如果直接与全自动快换装置相连接,就会出现尺寸不兼容的问题,因此,只有在全自动快换装置与属具之间专门设计尺寸统一的属具接口即下耦合件(LCP)来与全自动快换装置相连接才能解决这种尺寸不兼容的问题。也就是说,全自动快换装置的“全自动”实际上就变成了在不需人为参与地完成锁紧或解锁下耦合件的同

收稿日期: 2016-08-26; 录用日期: 2016-11-25; 网络出版时间: 2016-12-15 18:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161215.1803.004.html

基金项目: 国家科技支撑计划(2011BAF04B01)

* 通讯作者: E-mail: cyun18@vip.sina.com

引用格式: 汤志东, 负超. 全自动快换装置精准对接技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1859-1872.

TANG Z D, YUN C. Precise docking technology in full-automatic quick hitch coupling device[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1859-1872 (in Chinese).

时,同样不需要人为参与地完成下耦合件油路的接通或断开,即 ISO 16028 快速接头在全自动快换装置上的阴接头与下耦合件上的阳接头之间连接的接通或断开。ISO 16028 快速接头的自动对接是通过全自动快换装置上集成了 2 个小流量 (30 L/min) 和高压 (32 MPa) 的带缓冲结构的双作用单活塞杆液压缸 (HSG) 的安装架来实现的,也就是说,锁紧或解锁下耦合件和接通或断开 ISO 16028 快速接头的连接都是由这 2 个 HSG 液压缸同步驱动的。经计算,这 2 个 HSG 液压缸在工作压力为 32 MPa 和最大压力为 35 MPa 时将产生 80 384 N (约 8.2 吨力) 的推力和 87 920 N (约 9 吨力) 的最大推力。ISO 16028 快速接头精准对接的重要性主要体现在 3 个方面:①轴线不对齐,由于 ISO 16028 快速接头的阴/阳接头轴线不能对齐重合造成的不精准的对接将会使这种 ISO 16028 快速接头在上文所述的 2 个 HSG 液压缸约 8~9 吨力的推力作用下严重变形甚至破坏并产生泄露,造成严重安全事故;②欠位,虽然 ISO 16028 快速接头的阴/阳接头轴线对齐重合,但是 2 个 HSG 液压缸的活塞走到极限行程(即速度为零)时,阴/阳接头还没有插入到位造成的不精准的对接,将会使这种 ISO 16028 快速接头不能顺利导通油路,从而造成属具由于得不到正常液压的操纵和控制以致不能正常作业的严重故障;③过位,虽然 ISO 16028 快速接头的阴/阳接头轴线对齐重合,但是 2 个 HSG 液压缸的活塞还没有走到极限行程(即速度不为零)时,阴/阳接头就插入到位造成的不精准的对接,将会使这种 ISO 16028 快速接头继续在随后约 8~9 吨力的推力作用下产生巨大的接触应力,同样会严重变形甚至破坏并产生泄露,造成严重安全事故。需要强调的是,本文所述的精准对接问题是指在出厂之前的制造环节中必须解决的问题,也就是说,出厂之后就已经具备了精准对接的功能。如果采用各种测距和定位传感器,把 2 个 HSG 液压缸改为伺服液压缸,通过精密液控来解决上述精准对接问题不仅是得不偿失的,而且会使问题变得更加复杂,因为这种精密液控措施必须在出厂之后仍然存在和始终安全可靠。国内外飞机大部件对接^[4-14]、深海潜器对接^[15-18]、空中加油对接^[19-23]和空间交会对接^[24-28]都普遍采用了“测量、调姿^[29-36]和最后固定^[37-44]”的精准对接策略。“测量”包括模拟量测量和数字量测量^[45],数字量测量主要有室内 iGPS(indoor/infrared GPS, iGPS)、激光跟踪仪(Laser Tracker System, LTS)和激光雷

达(Light laser Detection And Ranging, LiDAR)等测量手段,还有红外、GPS 差分测量、超声雷达、微波雷达和基于视觉成像的测量敏感器等辅助测量手段。试图通过分别精准设计和分别精准制造 2 个部件而不通过“测量、调姿”就能实现这 2 个部件之间精准对接的技术路线是行不通的死路。ISO 16028 快速接头精准对接问题应该采用上述精准对接策略来解决,因为出厂之后无需再“测量”和“调姿”,“最后固定”的是精准对接的结果。

1 精准对接

1.1 数字量测量条件下精准对接理论

1.1.1 精准对接过程

抢险救援机器人的全部副臂分手如图 1 所示。全自动快换装置与下耦合件如图 2 所示。全自动快换装置与下耦合件示意图,如图 3 所示。

图 3(a)中, H_{11} 、 H_{12} 为 2 个 HSG 液压缸, P_{11} 、 Q_{11} 、

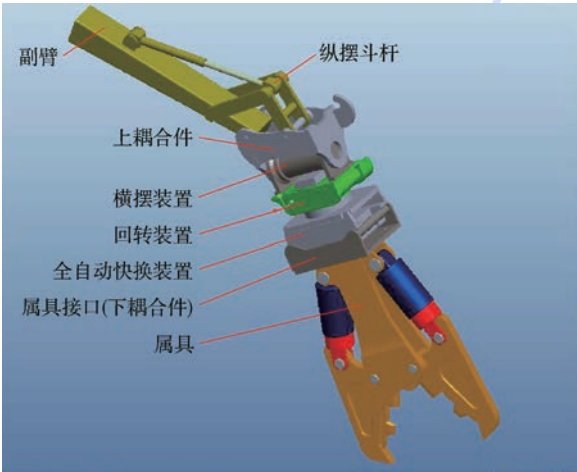


图 1 抢险救援机器人的全部副臂分手
Fig. 1 Rescue robot's whole vice-arm with cutter

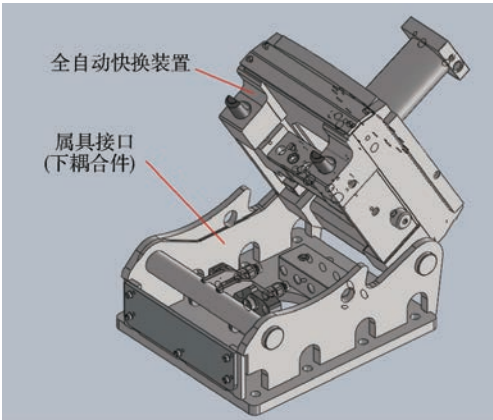


图 2 全自动快换装置与下耦合件
Fig. 2 Full-AQHCD and LCP

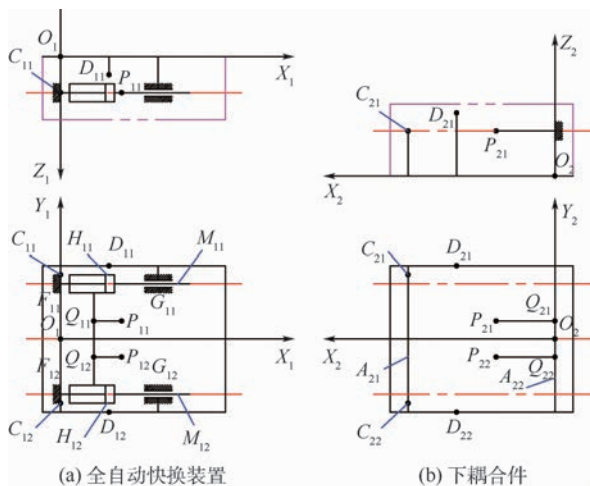


图 3 全自动快换装置与下耦合件示意图

Fig. 3 Schematic for full-AQHCD and LCP

$P_{12}Q_{12}$ 为 2 对 ISO 16028 快速接头的阴接头, P_{11} 、 P_{12} 为阴接头 2 个对接点, Q_{11} 、 Q_{12} 为阴接头 2 个安装点, F_{11} 、 F_{12} 为 2 个固定爪, M_{11} 、 M_{12} 为 2 个活动爪, G_{11} 、 G_{12} 为确保 M_{11} 、 M_{12} 作直线往复运动的 2 个导向孔, C_{11} 、 C_{12} 、 D_{11} 、 D_{12} 为与下耦合件连接的 4 个耦合点, $X_1O_1Y_1$ 为被动目标坐标系 (左手定则)。

图 3(b) 中, $P_{21}Q_{21}$ 、 $P_{22}Q_{22}$ 为 2 对 ISO 16028 快速接头的阳接头, P_{21} 、 P_{22} 为阳接头 2 个对接点, Q_{21} 、 Q_{22} 为阳接头 2 个安装点, A_{21} 、 A_{22} 为与全自动快换装置锁紧/解锁的 2 根轴, A_{21} 与 F_{11} 、 F_{12} 锁紧/解锁, A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 锁紧/解锁, C_{21} 、 C_{22} 、 D_{21} 、 D_{22} 为与全自动快换装置连接的 4 个耦合点, $X_2O_2Y_2$ 为主动目标坐标系 (左手定则)。

理论设计的精准对接过程分为以下 3 步。

第 1 步 C_{11} 与 C_{21} 耦合 (即 $C_{11} = C_{21}$)、 C_{12} 与 C_{22} 耦合 (即 $C_{12} = C_{22}$), 如图 2 所示, 对应示意图如图 4 所示。

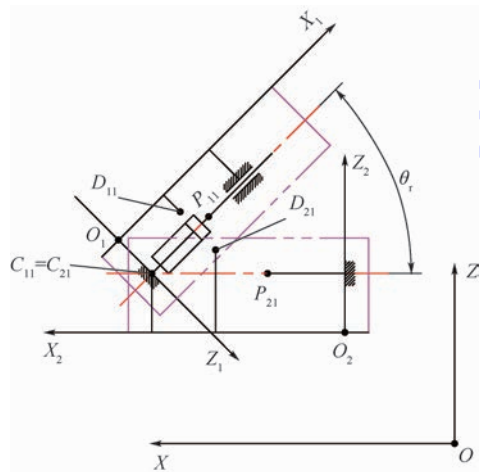


图 4 精准对接第 1 步示意图

Fig. 4 Schematic for the 1st step of precise docking

第 2 步 以 $C_{11}C_{12}$ 为回转轴线, θ_r 为回转角度, 朝逐渐缩小 θ_r 方向回转全自动快换装置, 直到 D_{11} 与 D_{21} 耦合 (即 $D_{11} = D_{21}$)、 D_{12} 与 D_{22} 耦合 (即 $D_{12} = D_{22}$), 如图 5 所示。

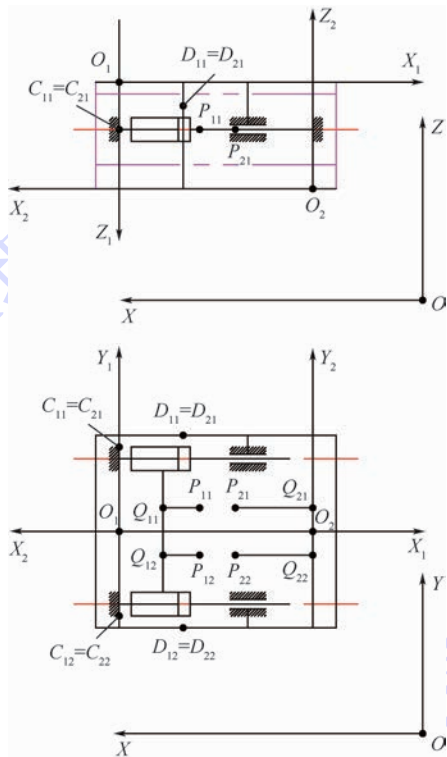


图 5 数字量测量条件下精准对接第 2 步示意图

Fig. 5 Schematics for the 2nd step of precise docking under condition of digital measurement

第 3 步 M_{11} 、 M_{12} 分别沿 G_{11} 、 G_{12} 朝 A_{22} 方向伸出直到极限行程 $L_{\max}$ 时停止, 此时 A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 在 S_1 、 S_2 处锁紧, 并导致 A_{21} 与 F_{11} 、 F_{12} 锁紧, 即全自动快换装置无法再以 $C_{11}C_{12}$ 为回转轴线, θ_r 为回转角度, 朝逐渐增大 θ_r 反方向回转, 也就是说, 全自动快换装置与下耦合件已经处于全锁紧状态 (除非 M_{11} 、 M_{12} 分别沿 G_{11} 、 G_{12} 朝 A_{21} 反方向缩回直到 A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 在 S_1 、 S_2 处解锁, 才能解除这种全锁紧状态), 更重要的是, 与此同时, P_{11} 、 P_{12} 分别与 P_{21} 、 P_{22} 在这种全锁紧状态下也同步实现精准对接, 即 $P_{11} = P_{21}$ 、 $P_{12} = P_{22}$, 如图 6 所示。

4 个耦合点 C_{11} 、 C_{12} 、 D_{11} 、 D_{12} 类似 4 腿桌与地面的 4 个接触点, 2 个对接点 P_{11} 、 P_{12} 类似 4 腿桌距地面高度为 h 的桌面上的 2 点, 如图 7 所示。当 4 腿桌中 1 条腿 D_{12} 处与地面存在间隙 ε 时, 4 腿桌就会以 C_{12} 、 D_{11} 这两对角点的连线为轴线回转产生偏斜, 偏斜角度 θ 由间隙 ε 和回转半径 r 决定, 同时 2 点 P_{11} 、 P_{12} 也会以 C_{12} 、 D_{11} 这两对角点的连线为轴线回转相同偏斜角度 θ 偏离原来位置, 偏离程度即位移弧长 s_1 和 s_2 由回转半径 r_1 、

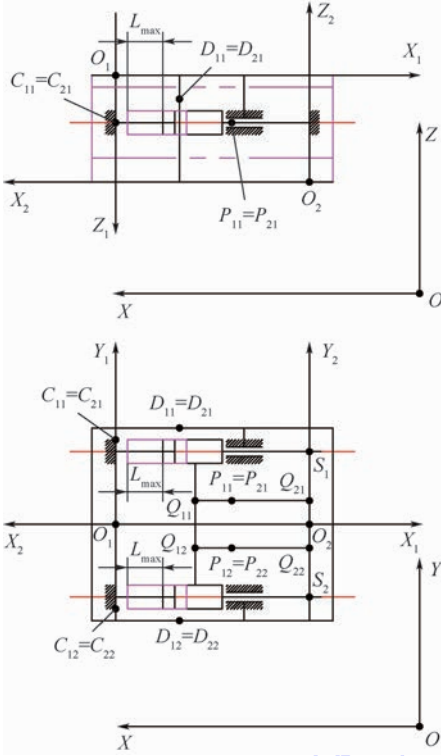


图6 精准对接第3步示意图

Fig.6 Schematic for the 3rd step of precise docking

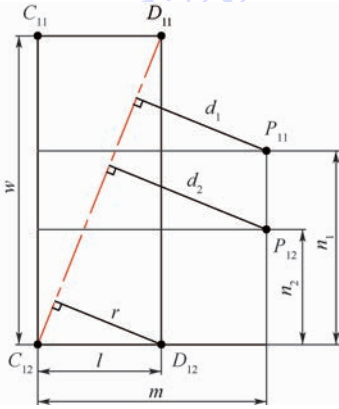


图7 4腿桌与桌面上2点示意图

Fig.7 Schematic of 4-leg table and 2 points on desktop

r_2 决定,由式(1)给出。

$$\left\{ \begin{aligned} r &= \frac{lw}{\sqrt{l^2 + w^2}} \\ d_1 &= \frac{|ln_1 - wm|}{\sqrt{l^2 + w^2}} \\ d_2 &= \frac{|ln_2 - wm|}{\sqrt{l^2 + w^2}} \\ r_1 &= \sqrt{d_1^2 + h^2} \\ r_2 &= \sqrt{d_2^2 + h^2} \\ s_1 &= r_1 \cdot \arctan(\varepsilon/r) \\ s_2 &= r_2 \cdot \arctan(\varepsilon/r) \end{aligned} \right. \quad (1)$$

由式(1)可以看出,如果 $r_1 > r, r_2 > r$, 则 $s_1 >$

$\varepsilon, s_2 > \varepsilon$, 即 2 点 P_{11}, P_{12} 偏离原来位置的程度会被放大,而不是缩小。

上述精准对接过程中, $l = 177.50 \text{ mm}, w = 440 \text{ mm}, m = 328.50 \text{ mm}, h = 32.50 \text{ mm}, n_1 = 276 \text{ mm}, n_2 = 164 \text{ mm}$; 4 对耦合点中 C_{11} 和 C_{21}, C_{12} 和 C_{22} 实际上对应轴孔配合的间隙配合 $\phi 50\text{F}8/\text{h}7$ (间隙为 $0.025 \sim 0.089 \text{ mm}$), D_{11} 和 D_{21}, D_{12} 和 D_{22} 实际上对应轴孔配合的间隙配合 $\phi 65\text{F}8/\text{h}7$ (间隙为 $0.030 \sim 0.106 \text{ mm}$), 因此取耦合点处定形尺寸偏差 $\varepsilon_1 = 0.1 \text{ mm}$; 4 对耦合点实际上通过热加工焊接定位, 国家标准^[46]规定的 A 级(最高级)焊接精度是 $\pm 1 \text{ mm}$, 因此取耦合点之间定位尺寸偏差 $\varepsilon_2 = 1 \text{ mm}$; 当 $C_{11} = C_{21}, C_{12} = C_{22}, D_{11} = D_{21}, D_{12} = D_{22}$ 时实际上对应轴孔的圆柱面相切接触, 不再有轴孔配合的间隙存在, 否则 4 对耦合点中就会有悬空, 造成全自动快换装置与下耦合件之间连接晃动不稳固, 带来安全隐患, 因此, 4 对耦合点必须全部成功对接, 即全部都要相切接触, 不能有任何间隙存在, 特别是 4 对耦合点存在制造上的定形尺寸偏差 ε_1 和定位尺寸偏差 ε_2 , 当 4 对耦合点全部成功对接之后, 全自动快换装置与下耦合件之间的相对位姿关系已经不再是理论设计时的相对位姿关系, 取 $\varepsilon = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 = 1.1 \text{ mm}$, 由式(1)计算得 $r = 164.6104 \text{ mm}, r_1 = 203.9951 \text{ mm}, r_2 = 245.4515 \text{ mm}, s_1 = 1.3632 \text{ mm}, s_2 = 1.6402 \text{ mm}$, P_{11}, P_{12} 的真实位置已经偏离理论设计位置最大超过 1.5 mm , 如果 P_{21}, P_{22} 仍然按照 P_{11}, P_{12} 的理论设计位置实施对接, 必然造成精准对接失败。即使把 4 对耦合点中 C_{11} 和 C_{21}, C_{12} 和 C_{22} 与 D_{11} 和 D_{21}, D_{12} 和 D_{22} 之间存在 25 mm 的高度差考虑在内, 计算得 $r = 166 \text{ mm}, r_1 = 201.78 \text{ mm}, r_2 = 243.95 \text{ mm}, s_1 = 1.3371 \text{ mm}, s_2 = 1.6165 \text{ mm}$, P_{11}, P_{12} 的真实位置仍然偏离理论设计位置最大超过 1.5 mm , 因为是按 A 级(最高级)焊接精度计算得出的结论, 所以实际情况会更严重。

通常是热加工焊接之后再机加工来获得更高的定位精度, 但是 4 对耦合点处的轴孔配合如果是热加工焊接之后再机加工, 则轴的加工已经没有相对刀具的回转空间而无法进行; 在上述精准对接失败的源头消除间隙实际上只是将偏斜固定, 防止被动目标与主动目标之间晃动, 而不是纠偏, 所以要在精准对接失败的末端通过“调姿”将偏就偏做精度改善。由于全自动快换装置结构比下耦合件复杂得多, “调姿”比下耦合件更困难, 因此, 把全自动快换装置视为被动目标, 把下耦合件视为主动目标, 按照左手定则建立

精准对接坐标系(XOY),把4对耦合点全部成功对接之后 P_{11} 、 P_{12} 在极限行程 $L_{\max}$ 时的真实位置 $X_1O_1Y_1$ 坐标变换到 XOY 坐标,再变换到 $X_2O_2Y_2$ 坐标,在 $X_2O_2Y_2$ 坐标系下对 P_{21} 、 P_{22} 进行“调姿”,直到满足在 XOY 坐标系下 $P_{11}=P_{21}$ 、 $P_{12}=P_{22}$,才能“最后固定” P_{21} 、 P_{22} 的真实位置。用同样的方法对 Q_{21} 、 Q_{22} 进行“调姿”,直到满足在 XOY 坐标系下 $\overrightarrow{P_{21}Q_{21}}$ 与 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 方向矢量重合、 $\overrightarrow{P_{22}Q_{22}}$ 与 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 方向矢量重合,才能“最后固定” Q_{21} 、 Q_{22} 的真实位置。

A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 在 S_1 、 S_2 处锁紧实际上对应轴的圆柱面与斜平面之间的相切接触,同样必须在2个耦合点 S_1 、 S_2 处全部成功对接,即全部都要相切接触,不能有任何间隙存在。如何实现4对耦合点 C_{11} 和 C_{21} 、 C_{12} 和 C_{22} 、 D_{11} 和 D_{21} 、 D_{12} 和 D_{22} 以及2个耦合点 S_1 、 S_2 全部成功对接,同样也必须通过“测量、调姿和最后固定”的程序,但是不需要精准对接,只需要消除全部间隙,确保全部相切接触即可,因此该程序不在本文中阐述。

1.1.2 坐标变换过程

理论设计的精准对接过程中,被动目标坐标系 $X_1O_1Y_1$ 与主动目标坐标系 $X_2O_2Y_2$ 的坐标轴对应平行,即 $O_1X_1 \parallel O_2X_2$ 、 $O_1Y_1 \parallel O_2Y_2$ 、 $O_1Z_1 \parallel O_2Z_2$,如1.1.1节所述,当4对耦合点 C_{11} 和 C_{21} 、 C_{12} 和 C_{22} 、 D_{11} 和 D_{21} 、 D_{12} 和 D_{22} 全部成功对接之后,这种坐标轴对应平行关系就被破坏了,即 $X_1O_1Y_1$ 与 $X_2O_2Y_2$ 之间的相对位姿关系发生了改变,这种改变只有在同一个参考坐标系,即精准对接坐标系 XOY 下,通过测量才能计算出来。 $X_1O_1Y_1$ 和 $X_2O_2Y_2$ 在 XOY 中的真实位姿可以认为是它们从与 XOY 完全重合的位姿开始,先绕 OZ 轴旋转 γ_1 和 γ_2 角、再绕 OY 轴旋转 β_1 和 β_2 角、再绕 OX 轴旋转 α_1 和 α_2 角,然后平移到 O_1 和 O_2 点处产生的。 O_1 和 O_2 点在 XOY 中的坐标 $O_1(t_{1x}, t_{1y}, t_{1z})$

和 $O_2(t_{2x}, t_{2y}, t_{2z})$ 可以通过测量直接得到,但是 α_1 和 α_2 、 β_1 和 β_2 、 γ_1 和 γ_2 很难通过测量直接得到,为此,在 $X_1O_1Y_1$ 和 $X_2O_2Y_2$ 上分别选取3个标定点,即 $(u_1, 0, 0)$ 和 $(u_2, 0, 0)$ 、 $(0, v_1, 0)$ 和 $(0, v_2, 0)$ 、 $(0, 0, w_1)$ 和 $(0, 0, w_2)$,分别测量出它们在 XOY 下的坐标,即 (u_{1x}, u_{1y}, u_{1z}) 和 (u_{2x}, u_{2y}, u_{2z}) 、 (v_{1x}, v_{1y}, v_{1z}) 和 (v_{2x}, v_{2y}, v_{2z}) 、 (w_{1x}, w_{1y}, w_{1z}) 和 (w_{2x}, w_{2y}, w_{2z}) ,然后通过旋转平移矩阵间接计算出 α_1 和 α_2 、 β_1 和 β_2 、 γ_1 和 γ_2 。

先绕 OZ 轴旋转 γ_1 和 γ_2 、再绕 OY 轴旋转 β_1 和 β_2 、再绕 OX 轴旋转 α_1 和 α_2 ,然后平移到 O_1 和 O_2 点处对应的旋转平移矩阵分别由式(2)~式(5)给出。

$$R(z, \gamma_i) = \begin{bmatrix} \cos \gamma_i & -\sin \gamma_i & 0 & 0 \\ \sin \gamma_i & \cos \gamma_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (2)$$

$$R(y, \beta_i) = \begin{bmatrix} \cos \beta_i & 0 & \sin \beta_i & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \beta_i & 0 & \cos \beta_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (3)$$

$$R(x, \alpha_i) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_i & -\sin \alpha_i & 0 \\ 0 & \sin \alpha_i & \cos \alpha_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (4)$$

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & t_{ix} \\ 0 & 1 & 0 & t_{iy} \\ 0 & 0 & 1 & t_{iz} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (5)$$

旋转组合矩阵由式(6)给出。

$$R_i = R(x, \alpha_i) R(y, \beta_i) R(z, \gamma_i) = \begin{bmatrix} \cos \beta_i \cos \gamma_i & -\cos \beta_i \sin \gamma_i & \sin \beta_i & 0 \\ \cos \alpha_i \sin \gamma_i + \cos \gamma_i \sin \alpha_i \sin \beta_i & \cos \alpha_i \cos \gamma_i - \sin \alpha_i \sin \beta_i \sin \gamma_i & -\cos \beta_i \sin \alpha_i & 0 \\ \sin \alpha_i \sin \gamma_i - \cos \alpha_i \cos \gamma_i \sin \beta_i & \cos \gamma_i \sin \alpha_i + \cos \alpha_i \sin \beta_i \sin \gamma_i & \cos \alpha_i \cos \beta_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (6)$$

在 $X_1O_1Y_1$ 和 $X_2O_2Y_2$ 上分别选取3个标定点组成的坐标矩阵由式(7)给出。

$$N_i = \begin{bmatrix} u_i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & v_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & w_i & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (7)$$

分别测量出3个标定点在 XOY 下的坐标组成的矩阵由式(8)给出。

$$N(u_i, v_i, w_i) = \begin{bmatrix} u_{ix} & v_{ix} & w_{ix} & t_{ix} \\ u_{iy} & v_{iy} & w_{iy} & t_{iy} \\ u_{iz} & v_{iz} & w_{iz} & t_{iz} \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \quad (8)$$

由 3 个标定点建立的 $X_1O_1Y_1$ 和 $X_2O_2Y_2$ 与 XOY 之间的相对位姿关系由式(9)给出。

$$T_i R_i N_i = N(u_i, v_i, w_i) \quad i = 1, 2 \quad (9)$$

由式(9)可以计算出旋转组合矩阵式(10)。

$$R_i = T_i^{-1} N(u_i, v_i, w_i) N_i^{-1} =$$

$$\begin{bmatrix} (u_{i_x} - t_{i_x})/u_i & (v_{i_x} - t_{i_x})/v_i & (w_{i_x} - t_{i_x})/w_i & 0 \\ (u_{i_y} - t_{i_y})/u_i & (v_{i_y} - t_{i_y})/v_i & (w_{i_y} - t_{i_y})/w_i & 0 \\ (u_{i_z} - t_{i_z})/u_i & (v_{i_z} - t_{i_z})/v_i & (w_{i_z} - t_{i_z})/w_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} n_{11_i} & n_{12_i} & n_{13_i} & 0 \\ n_{21_i} & n_{22_i} & n_{23_i} & 0 \\ n_{31_i} & n_{32_i} & n_{33_i} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中:

$$\begin{aligned} n_{11_i} &= (u_{i_x} - t_{i_x})/u_i \\ n_{13_i} &= (w_{i_x} - t_{i_x})/w_i \\ n_{22_i} &= (v_{i_y} - t_{i_y})/v_i \\ n_{31_i} &= (u_{i_z} - t_{i_z})/u_i \\ n_{33_i} &= (w_{i_z} - t_{i_z})/w_i \\ n_{12_i} &= (v_{i_x} - t_{i_x})/v_i \\ n_{21_i} &= (u_{i_y} - t_{i_y})/u_i \\ n_{23_i} &= (w_{i_y} - t_{i_y})/w_i \\ n_{32_i} &= (v_{i_z} - t_{i_z})/v_i \\ i &= 1, 2 \end{aligned}$$

实际上 $X_1O_1Y_1$ 和 $X_2O_2Y_2$ 与 XOY 之间相对位姿关系的改变是小幅度的,不会出现 β_1 和 β_2 等于 $\pm \pi/2$ 这种极端相对位姿关系,因此,由式(6)和式(10)可以求出 α_1 和 α_2 、 β_1 和 β_2 、 γ_1 和 γ_2 ,如式(11)所示。

$$-\frac{\pi}{2} < \beta_i < \frac{\pi}{2} \Rightarrow \cos \beta_i \neq 0 \Rightarrow$$

$$\begin{cases} \alpha_i = \arctan\left(\frac{-n_{23_i}}{n_{33_i}}\right) \\ \beta_i = \arctan\left(\frac{n_{13_i}}{\sqrt{n_{11_i}^2 + n_{12_i}^2}}\right) \\ \gamma_i = \arctan\left(\frac{-n_{12_i}}{n_{11_i}}\right) \end{cases} \quad i = 1, 2 \quad (11)$$

根据被动目标上 2 个对接点 P_{11} 、 P_{12} 和 2 个安装点 Q_{11} 、 Q_{12} 的 $X_1O_1Y_1$ 坐标 $P_{11}(x_{1P_{11}}, y_{1P_{11}}, z_{1P_{11}})$ 、 $P_{12}(x_{1P_{12}}, y_{1P_{12}}, z_{1P_{12}})$ 、 $Q_{11}(x_{1Q_{11}}, y_{1Q_{11}}, z_{1Q_{11}})$ 、 $Q_{12}(x_{1Q_{12}}, y_{1Q_{12}}, z_{1Q_{12}})$ 就可以计算出它们的 XOY 坐标 $P_{11}(x_{P_{11}}, y_{P_{11}}, z_{P_{11}})$ 、 $P_{12}(x_{P_{12}}, y_{P_{12}}, z_{P_{12}})$ 、 $Q_{11}(x_{Q_{11}}, y_{Q_{11}}, z_{Q_{11}})$ 、 $Q_{12}(x_{Q_{12}}, y_{Q_{12}}, z_{Q_{12}})$,如式(12)所示。

$$\begin{bmatrix} x_{P_{11}} & x_{P_{12}} & x_{Q_{11}} & x_{Q_{12}} \\ y_{P_{11}} & y_{P_{12}} & y_{Q_{11}} & y_{Q_{12}} \\ z_{P_{11}} & z_{P_{12}} & z_{Q_{11}} & z_{Q_{12}} \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} =$$

$$T_1 R_1 \begin{bmatrix} x_{1P_{11}} & x_{1P_{12}} & x_{1Q_{11}} & x_{1Q_{12}} \\ y_{1P_{11}} & y_{1P_{12}} & y_{1Q_{11}} & y_{1Q_{12}} \\ z_{1P_{11}} & z_{1P_{12}} & z_{1Q_{11}} & z_{1Q_{12}} \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

由式(13)就可以确定主动目标上 2 个对接点 P_{21} 、 P_{22} 的 XOY 坐标 $P_{21}(x_{P_{21}}, y_{P_{21}}, z_{P_{21}})$ 、 $P_{22}(x_{P_{22}}, y_{P_{22}}, z_{P_{22}})$ 。

$$P_{21} = P_{11}, P_{22} = P_{12} \Rightarrow$$

$$\begin{cases} x_{P_{21}} = x_{P_{11}}, y_{P_{21}} = y_{P_{11}}, z_{P_{21}} = z_{P_{11}} \\ x_{P_{22}} = x_{P_{12}}, y_{P_{22}} = y_{P_{12}}, z_{P_{22}} = z_{P_{12}} \end{cases} \quad (13)$$

由式(14)就可以确定主动目标上 2 个对接点 P_{21} 、 P_{22} 的“调姿”坐标,即 $X_2O_2Y_2$ 坐标 $P_{21}(x_{2P_{21}}, y_{2P_{21}}, z_{2P_{21}})$ 、 $P_{22}(x_{2P_{22}}, y_{2P_{22}}, z_{2P_{22}})$ 。

$$\begin{bmatrix} x_{2P_{21}} & x_{2P_{22}} \\ y_{2P_{21}} & y_{2P_{22}} \\ z_{2P_{21}} & z_{2P_{22}} \\ 1 & 1 \end{bmatrix} = R_2^{-1} T_2^{-1} \begin{bmatrix} x_{P_{21}} & x_{P_{22}} \\ y_{P_{21}} & y_{P_{22}} \\ z_{P_{21}} & z_{P_{22}} \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

主动目标上 2 个安装点 Q_{21} 、 Q_{22} 必须满足在 XOY 坐标系下 $\overrightarrow{P_{21}Q_{21}}$ 与 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 方向矢量重合、 $\overrightarrow{P_{22}Q_{22}}$ 与 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 方向矢量重合。在 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 方向矢量和 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 方向矢量与 XOY 坐标系的坐标轴都不平行的一般情况下(特殊情况下更易求解,故不再阐述),由式(15)、式(16)就可以确定 Q_{21} 、 Q_{22} 的 XOY 坐标 $Q_{21}(x_{Q_{21}}, y_{Q_{21}}, z_{Q_{21}})$ 、 $Q_{22}(x_{Q_{22}}, y_{Q_{22}}, z_{Q_{22}})$ 。

$$\left. \begin{aligned} \frac{x - x_{P_{11}}}{x_{Q_{11}} - x_{P_{11}}} &= \frac{y - y_{P_{11}}}{y_{Q_{11}} - y_{P_{11}}} = \frac{z - z_{P_{11}}}{z_{Q_{11}} - z_{P_{11}}} \\ \frac{x_{Q_{21}} - x_{P_{11}}}{x_{Q_{11}} - x_{P_{11}}} &= \frac{y_{Q_{21}} - y_{P_{11}}}{y_{Q_{11}} - y_{P_{11}}} = \frac{z_{Q_{21}} - z_{P_{11}}}{z_{Q_{11}} - z_{P_{11}}} = k_{21} \\ \sqrt{(x_{Q_{21}} - x_{P_{11}})^2 + (y_{Q_{21}} - y_{P_{11}})^2 + (z_{Q_{21}} - z_{P_{11}})^2} &= d_{21} \\ \sqrt{(x_{Q_{11}} - x_{P_{11}})^2 + (y_{Q_{11}} - y_{P_{11}})^2 + (z_{Q_{11}} - z_{P_{11}})^2} &= d_{11} \end{aligned} \right\} \Rightarrow$$

$$\begin{cases} k_{21} = \frac{d_{21}}{d_{11}} \\ x_{Q_{21}} = k_{21}(x_{Q_{11}} - x_{P_{11}}) + x_{P_{11}} \\ y_{Q_{21}} = k_{21}(y_{Q_{11}} - y_{P_{11}}) + y_{P_{11}} \\ z_{Q_{21}} = k_{21}(z_{Q_{11}} - z_{P_{11}}) + z_{P_{11}} \end{cases} \quad (15)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{x-x_{p_{12}}}{x_{q_{12}}-x_{p_{12}}} &= \frac{y-y_{p_{12}}}{y_{q_{12}}-y_{p_{12}}} = \frac{z-z_{p_{12}}}{z_{q_{12}}-z_{p_{12}}} \\ \frac{x_{q_{22}}-x_{p_{12}}}{x_{q_{12}}-x_{p_{12}}} &= \frac{y_{q_{22}}-y_{p_{12}}}{y_{q_{12}}-y_{p_{12}}} = \frac{z_{q_{22}}-z_{p_{12}}}{z_{q_{12}}-z_{p_{12}}} = k_{22} \\ \sqrt{(x_{q_{22}}-x_{p_{12}})^2 + (y_{q_{22}}-y_{p_{12}})^2 + (z_{q_{22}}-z_{p_{12}})^2} &= d_{22} \\ \sqrt{(x_{q_{12}}-x_{p_{12}})^2 + (y_{q_{12}}-y_{p_{12}})^2 + (z_{q_{12}}-z_{p_{12}})^2} &= d_{12} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} k_{22} &= \frac{d_{22}}{d_{12}} \\ x_{q_{22}} &= k_{22}(x_{q_{12}}-x_{p_{12}}) + x_{p_{12}} \\ y_{q_{22}} &= k_{22}(y_{q_{12}}-y_{p_{12}}) + y_{p_{12}} \\ z_{q_{22}} &= k_{22}(z_{q_{12}}-z_{p_{12}}) + z_{p_{12}} \end{aligned} \right. \quad (16)$$

由式(17)就可以确定主动目标上 2 个安装点 Q_{21} 、 Q_{22} 的“调姿”坐标,即 $X_2O_2Y_2$ 坐标 $Q_{21}(x_{2Q_{21}}, y_{2Q_{21}}, z_{2Q_{21}})$ 、 $Q_{22}(x_{2Q_{22}}, y_{2Q_{22}}, z_{2Q_{22}})$ 。

$$\begin{bmatrix} x_{2Q_{21}} & x_{2Q_{22}} \\ y_{2Q_{21}} & y_{2Q_{22}} \\ z_{2Q_{21}} & z_{2Q_{22}} \\ 1 & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{R}_2^{-1} \mathbf{T}_2^{-1} \begin{bmatrix} x_{Q_{21}} & x_{Q_{22}} \\ y_{Q_{21}} & y_{Q_{22}} \\ z_{Q_{21}} & z_{Q_{22}} \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

1.2 模拟量测量条件下精准对接理论

1.2.1 精准对接过程

在不具备构建数字化测量场的条件下,模拟量测量不可能精准定位被动目标上的 2 个对接点 P_{11} 、 P_{12} 和 2 个安装点 Q_{11} 、 Q_{12} ,更不可能精准定位 $\overrightarrow{P_{21}Q_{21}}$ 与 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 方向矢量重合、 $\overrightarrow{P_{22}Q_{22}}$ 与 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 方向矢量重合,只能另辟蹊径,反其道而行之,也就是说,让“精准对接”这个“最后固定”的结果变成前提,即先“对接”,然后围绕这个前提,再“测量、调姿和最后固定”。

理论设计的精准对接过程分为如下 3 步。

第 1 步 C_{11} 与 C_{21} 耦合(即 $C_{11} = C_{21}$)、 C_{12} 与 C_{22} 耦合(即 $C_{12} = C_{22}$),如图 2 所示,对应示意图如图 4 所示。

第 2 步 以 $C_{11}C_{12}$ 为回转轴线, θ_r 为回转角度,朝逐渐缩小 θ_r 方向回转全自动快换装置,直到 D_{11} 与 D_{21} 耦合(即 $D_{11} = D_{21}$)、 D_{12} 与 D_{22} 耦合(即 $D_{12} = D_{22}$),然后 P_{11} 、 P_{12} 分别与 P_{21} 、 P_{22} 实现精准对接,即 $P_{11} = P_{21}$ 、 $P_{12} = P_{22}$,并且, $\overrightarrow{P_{21}Q_{21}}$ 与 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 同步实现方向矢量重合、 $\overrightarrow{P_{22}Q_{22}}$ 与 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 同步实现方向矢量重合,如图 8 所示。

第 3 步 M_{11} 、 M_{12} 分别沿 G_{11} 、 G_{12} 朝 A_{22} 方向伸出直到极限行程 $L_{\max}$ 时停止,此时 A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 在 S_1 、 S_2 处锁紧,并导致 A_{21} 与 F_{11} 、 F_{12} 锁紧,即全自动快换装置无法再以 $C_{11}C_{12}$ 为回转轴线, θ_r

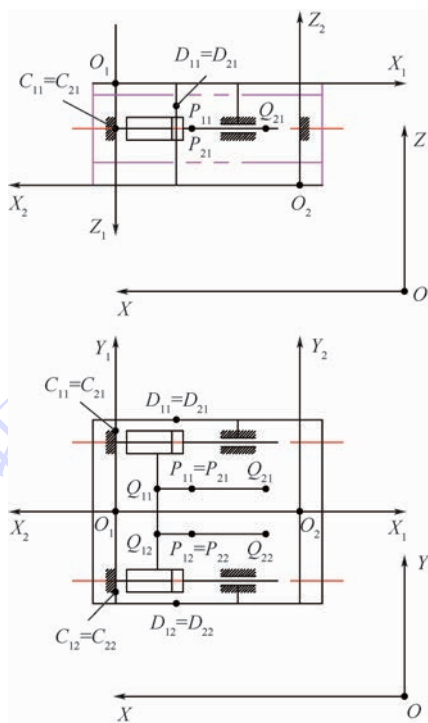


图 8 模拟量测量条件下精准对接第 2 步示意图

Fig. 8 Schematic for the 2nd step of precise docking under condition of analog measurement

为回转角度,朝逐渐增大 θ_r 反方向回转,也就是说,全自动快换装置与下耦合件已经处于全锁紧状态(除非 M_{11} 、 M_{12} 分别沿 G_{11} 、 G_{12} 朝 A_{21} 反方向缩回直到 A_{22} 与 M_{11} 、 M_{12} 在 S_1 、 S_2 处解锁,才能解除这种全锁紧状态),在这种全锁紧状态下通过“测量、调姿和最后固定”2 个安装点 Q_{21} 、 Q_{22} ,如图 6 所示。

但是,上述精准对接过程中,要实现第 2 步的先“对接”,必须有类似扳手空间的操作空间,而被动目标如图 2 所示在完整形态下是全封闭的,只能将其变成类似主动目标的敞开式,把操作空间暴露出来,也就是说,被动目标只能处于非完整形态下,待第 3 步完成之后,再将被动目标和主动目标分离,然后单独将被动目标尚未完成的制造环节彻底完工。

1.2.2 数字量测量条件下能否适用

那么,数字量测量条件下,是否也可以采用先“对接”,再“测量、调姿和最后固定”? 如果被动目标处于全封闭完整形态下,那么耦合连接之后就不会有先“对接”的操作空间,因此只能在耦合连接之前先“对接”,然后把 4 对耦合点全部成功对接之后 Q_{21} 、 Q_{22} 在极限行程 $L_{\max}$ 时的真实位置 $X_1O_1Y_1$ 坐标变换到 XOY 坐标,再变换到 $X_2O_2Y_2$ 坐标,再用同样的方法对 P_{21} 、 P_{22} 进行“调姿”,直

到满足在 XOY 坐标系下 $\overrightarrow{P_{21}Q_{21}}$ 与 $\overrightarrow{P_{11}Q_{11}}$ 方向矢量重合、 $\overrightarrow{P_{22}Q_{22}}$ 与 $\overrightarrow{P_{12}Q_{12}}$ 方向矢量重合,才能在 $X_2O_2Y_2$ 坐标系下“最后固定” Q_{21} 、 Q_{22} 的真实位置。可以看出,此过程并不比 1.1.1 节和 1.1.2 节简便。

2 仿真验证

2.1 数字量测量条件下仿真验证

2.1.1 仿真验证过程

将 SolidWorks 建模环境作为数字化测量场,将 SolidWorks 评估测量工具作为数字化测量设备,对坐标变换进行仿真验证。

如图 9(a)所示为被动目标坐标系 $X_1O_1Y_1$ 和精准对接坐标系 XOY ,以及被动目标上标定点的 $X_1O_1Y_1$ 坐标 $U_1(u=300,0,0)$ 、 $V_1(0,v=200,0)$ 、 $W_1(0,0,w=100)$ 和对接点的 $X_1O_1Y_1$ 坐标 $P_1(x_{p_1}=300,y_{p_1}=200,z_{p_1}=100)$;如图 9(b)所示

为被动目标坐标系 $X_1O_1Y_1$ 的坐标原点 O_1 的 XOY 坐标($x_i = -30, y_i = 20, z_i = -10$)。

如图 10(a)所示为数字化测量测得 O_1X_1 轴上标定点 $U_1(u=300,0,0)$ 在 XOY 坐标系下的坐标 $U(x_u=264.32, y_u=-31.90, z_u=16.15)$;如图 10(b)所示为数字化测量测得 O_1Y_1 轴上标定点 $V_1(0,v=200,0)$ 在 XOY 坐标系下的坐标 $V(x_v=-12.83, y_v=16.97, z_v=-209.24)$;如图 10(c)所示为数字化测量测得 O_1Z_1 轴上标定点 $W_1(0,0,w=100)$ 在 XOY 坐标系下的坐标 $W(x_w=-12.64, y_w=118.48, z_w=-10)$ 。

由式(2)~式(12)编写 MATLAB 计算程序的流程图如图 11 所示。

计算得到被动目标 $X_1O_1Y_1$ 相对 XOY 的位姿关系: $\gamma_i = -5^\circ$ 、 $\beta_i = 10^\circ$ 、 $\alpha_i = -90^\circ$ 。

计算得到被动目标上对接点 P_1 的 XOY 坐标: $P(298.8502, 63.5732, -183.0865)$,并与

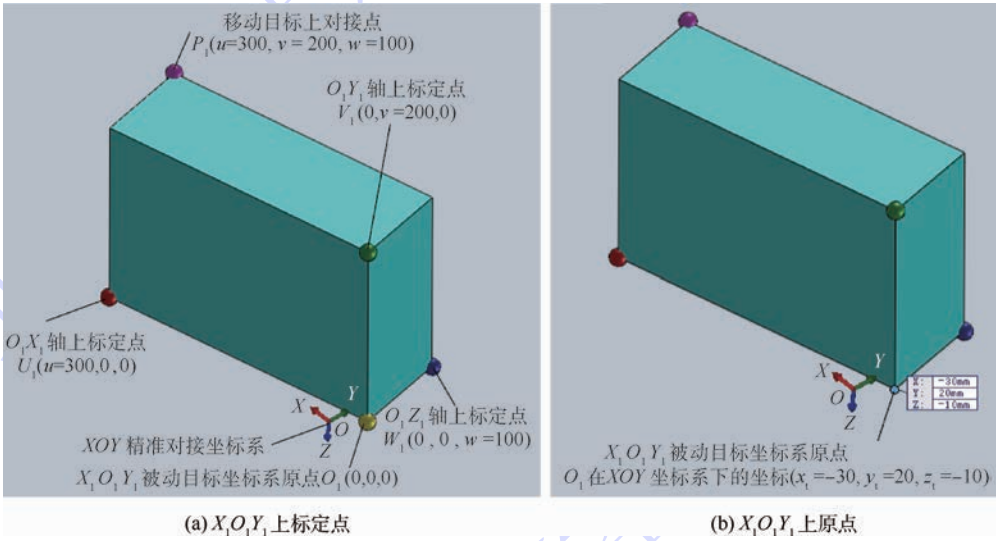


图 9 被动目标坐标系与精准对接坐标系

Fig. 9 Passive target coordinate system and precise docking coordinate system

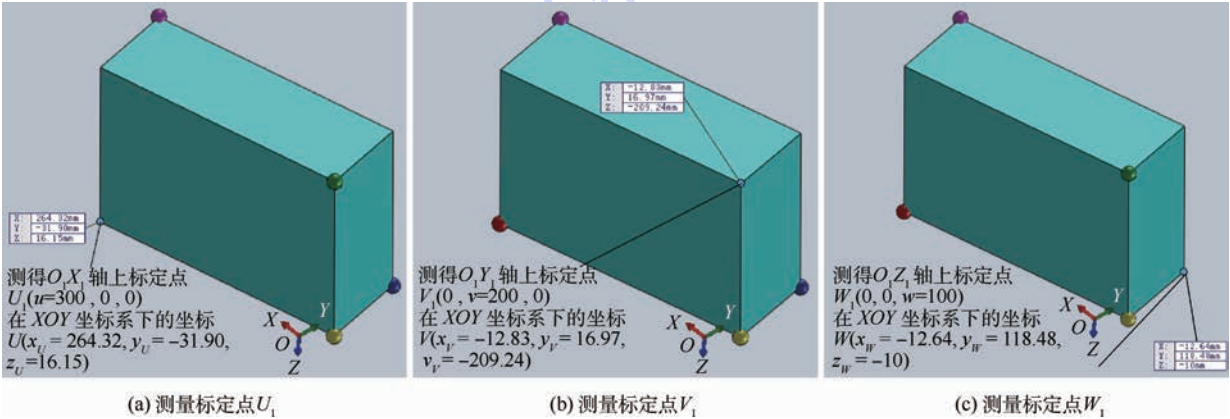


图 10 数字化测量 $X_1O_1Y_1$ 上标定点

Fig. 10 Digital measurement of $X_1O_1Y_1$ calibration points

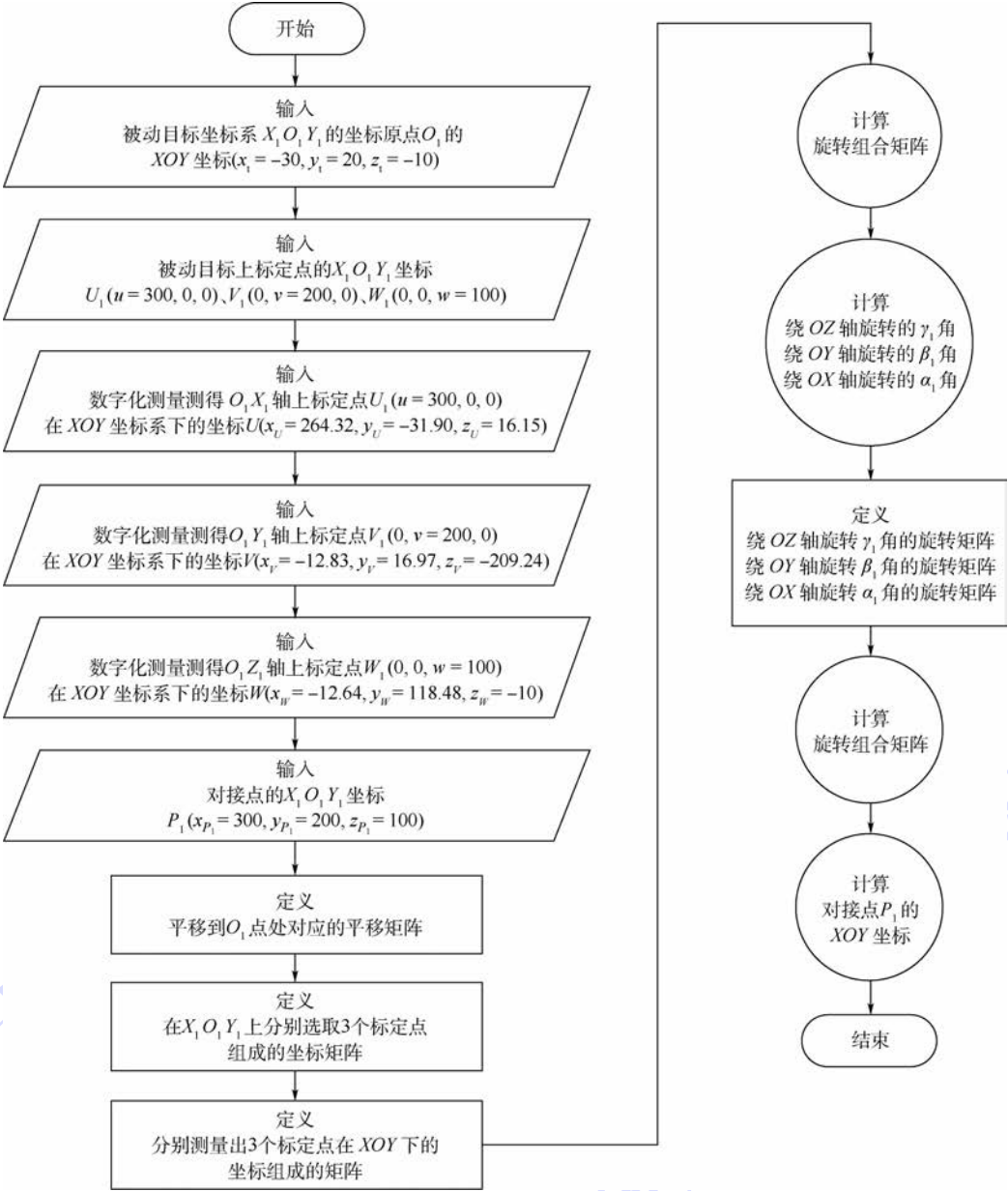


图 11 坐标变换 MATLAB 计算程序流程图

Fig. 11 Flow chart for MATLAB calculation program for coordinate transformation

如图 12 所示数字化测量测得的被动目标上对接点 P_1 的 XOY 坐标 $P(298.85, 63.56, -183.09)$ 一致,证明坐标变换过程正确。

由式(13)~式(17)将被动目标上对接点 P_1 的 XOY 坐标变换到主动目标上对接点 P_2 的 $X_2O_2Y_2$ 坐标(即“调姿”坐标)的坐标变换计算过程类似,不再阐述。

2.1.2 优缺点

需要构建数字化测量场,但是构建之后可以重复使用。被动目标与主动目标先耦合连接,在耦合连接状态下进行数字量测量,测量之后分离,然后单独对主动目标进行“调姿”,由图 2 可以看出,主动目标是敞开式的,存在类似扳手空间的“调姿”空间,便于操作,精准对接之前,被动目标

可以完整形态制造出来,精准对接之后,尚未完成的制造环节都集中在主动目标上,因此更适合产品阶段的批量生产。但是该项目处于 20、40 和 60 t 样机研制阶段,受实际条件限制,因此上述理论在短期内尚不具备构建数字化测量场的条件进行验证,难免还会存在尚未发现的不足之处。

2.2 模拟量测量条件下仿真验证

2.2.1 仿真验证过程

图 13(a)中 J_{10} 为 5 通道旋转接头供油系统,其中 2 条小流量(30 L/min)和高压力(32 MPa)通道是给 2 个 HSG 液压缸(如图 3(a)中 H_{11} 和 H_{12} 所示)供油,2 条大流量(160 L/min)和高压力(32 MPa)通道要借助 ISO 16028 快速接头(如图 3 中 $P_{11}Q_{11}$ 与 $P_{21}Q_{21}$ 、 $P_{12}Q_{12}$ 与 $P_{22}Q_{22}$ 所示)精准对

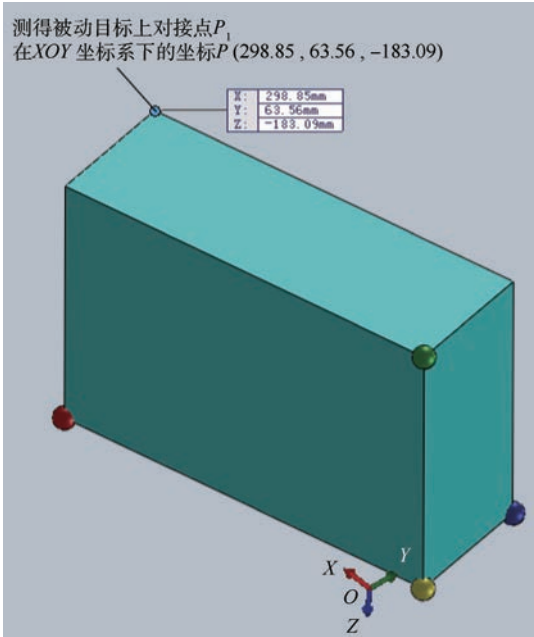


图 12 数字化测量 $X_1O_1Y_1$ 上对接点
Fig. 12 Digital measurement of $X_1O_1Y_1$ docking point

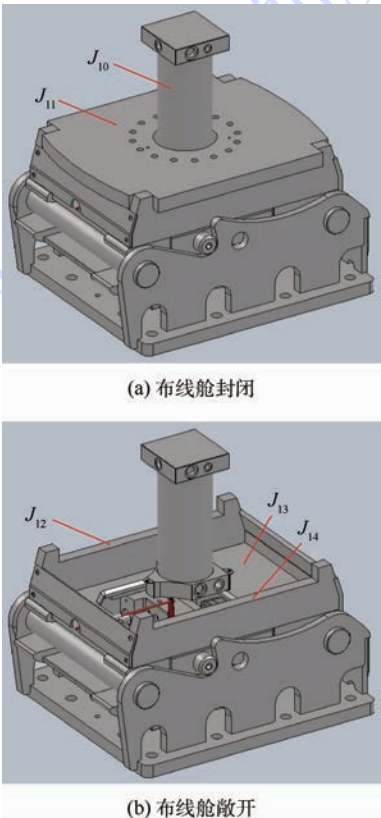


图 13 全自动快换装置与下耦合件耦合中
Fig. 13 Full-AQHCD coupling with LCP

接给属具供油,再加 1 条备用通道;上板 J_{11} 与回转装置连接;如图 13(b)中 2 个侧板 J_{12} 、 J_{14} 、中隔板 J_{13} 与上板 J_{11} 构成封闭布线舱,专门放置 J_{10} 的 5 通道油路的 5 根液压管线,特别是给 2 个 HSG 液压缸供油的 2 根液压管线要随它们作直线往复

运动时一起伸展或缩回,给属具供油的 2 根液压管线也是如此,因此布线舱要保证这 4 根液压管线必须有宽松的运动空间,不能彼此之间发生缠绕;中隔板 J_{13} 下部分为工作舱,锁紧/解锁属具、接通/断开属具油路这 2 个功能都在工作舱中进行。可以看出,布线舱和工作舱分工明确,布线舱不是可有可无的,而是必需的。

但是,先“对接”,就必须有类似扳手空间的操作空间,因此,只能先暂时不完工布线舱和不安装 J_{10} ,把工作舱暴露出来,如图 14 所示,另外布置油源给 2 个 HSG 液压缸供油以实现它们作直线往复运动。

在实现精准对接之后,再将全自动快换装置和下耦合件分离,单独完工全自动快换装置的布线舱和安装 J_{10} ,如图 15 所示,其中下耦合件快速接头安装架 K_{20} 与轴 A_{22} 之间借助 4 个固定架 K_{21} 、 K_{22} 、 K_{23} 、 K_{24} 实现“测量、调姿和最后固定”。

按照上述模拟量测量条件下精准对接理论和

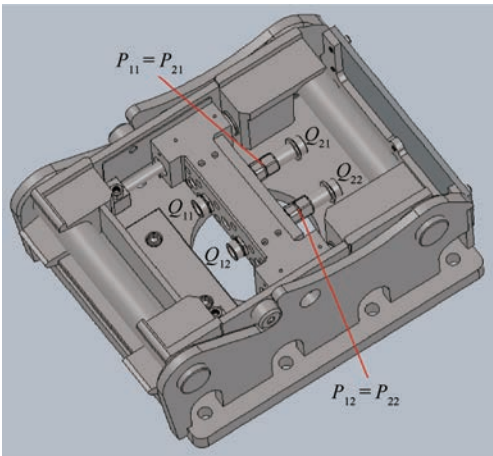


图 14 全自动快换装置与下耦合件先“对接”
Fig. 14 Full-AQHCD docking with LCP at first

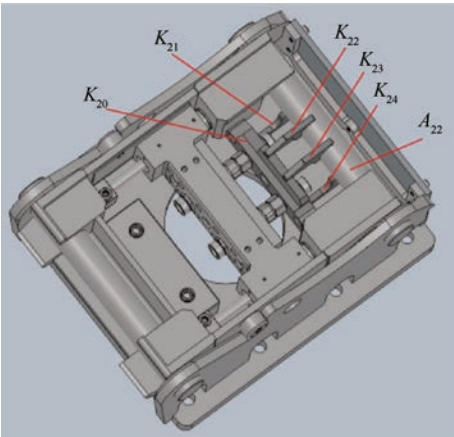


图 15 快速接头与下耦合件“最后固定”
Fig. 15 Quick coupling “finally fixing” with LCP

仿真验证实现精准对接的全自动快换装置和下耦合件实物如图 16 所示。

全套副臂分手腕部实物如图 17 所示。



图 16 全自动快换装置与下耦合件实物
Fig. 16 Real object for full-AQHCD and LCP



图 17 副臂分手腕部实物
Fig. 17 Real object for vice-arm cutter wrist

2.2.2 优缺点

不需要构建数字化测量场,被动目标与主动目标先耦合连接,在耦合连接状态下先进行对接,被动目标不可以完整形态制造出来,精准对接之后,尚未完成的制造环节都集中在被动目标上,因此更适合样机阶段的单件生产。此理论已通过该项目 40 t 和 60 t 样机的研制得到验证。但是最大的不足就是生产效率低下,类似手工作坊式,并且精准对接过程中,被动目标处于不完整形态,液压管路暴露在外,热加工焊接环节较多,存在易燃易爆的安全隐患。

3 结 论

- 1) 被动目标与主动目标之间 4 对耦合点处小间隙与 4 腿桌与地面之间小间隙会使桌面与地面之间发生偏斜类似,会使被动目标与主动目标之间发生偏斜,小间隙会被放大,从而加剧偏斜程度,这是精准对接失败的主要原因。
- 2) 在精准对接失败的源头即 4 对耦合点处消除间隙只是将偏斜固定,防止被动目标与主动目标之间晃动,而不是纠偏,还应该精准对接失败的末端通过“调姿”将偏就偏做精度改善。
- 3) 精准对接一定是通过动态“调姿”到静态“最后固定”的过程来实现的,动态“调姿”依据的是“测量”。
- 4) “测量”包括模拟量测量、数字量测量和模拟量、数字量融合测量,需要根据制造现场是否具备数字量测量的实际条件进行选择,比如航空企业基本上都已经构建了先进的数字化测量场,飞机大部件对接都采用了数字量测量为主、模拟量测量为辅的融合测量,否则就只能选择传统模拟量测量。
- 5) 动态“调姿”包括有人参与手控调姿、无人参与自控调姿和手控、自控融合调姿,也需要根据制造现场是否具备先进数控调姿设备和高素质技工队伍的实际条件进行选择,比如航空企业都具有自主研发先进数控调姿设备的实力,飞机大部件对接都采用了自控调姿为主、手控调姿为辅的融合调姿,否则就只能选择传统手控调姿。
- 6) 精准对接是“最后固定”的结果,必须把此结果对应的精准形位尺寸保留下来,以备将来精准对接一旦受到破坏之后,可以按照此精准形位尺寸迅速恢复,而无需再通过“测量、调姿、最后固定”的程序重走一遍。
- 7) 精准对接的被动目标和主动目标是成对的,也就是说,2 对精准对接的被动目标和主动目标之间没有互换性,即该对的被动目标未必能与另一对的主动目标精准对接。

参考文献 (References)

[1] 陈磊. 救援机器人“用兵一时”更应“养兵千日”[N/OL]. 科技日报, 2013-05-21 [2016-01-01]. http://digitalpaper.stdaily.com/http_www.kjrb.com/kjrb/html/2013-05/21/content_204231.htm?div=-1.
CHEN L. A rescue robot should be paid more attention to “Troops are kept a thousand days” than “To be used on one day” [N/OL]. Science and Technology Daily, 2013-05-21

- [2016-01-01]. http://digitalpaer.stdaily.com/http_www.kjrb.com/kjrb/html/2013-05/21/content_204231.htm?div=-1 (in Chinese).
- [2] International Organization for Standardization. Hydraulic fluid power-Flush-face type, quick-action couplings for use at pressures of 20 MPa (200 bar) to 31.5 MPa (315 bar)-Specifications—AMENDMENT 1: ISO 16028—1999/Amd. 1—2006(E) [S]. Geneva:ISO Copyright Office, 2006.
- [3] 楼松乔. LSQ-FF 平面式液压快速接头(碳钢)(新) [EB/OL]. [2016-01-01]. http://www.songqiao.com/showproduct_p46.html.
LOU S Q. LSQ-FF flat-face hydraulic quick action coupling (Carbon steel) (New) [EB/OL]. [2016-01-01]. http://www.songqiao.com/showproduct_p46.html (in Chinese).
- [4] 邹方. 飞机装配的高效、低成本、智能化之路[J]. 航空制造技术, 2015(13): 70-75.
ZOU F. High-efficiency, low-cost and intelligent road of aircraft assembly [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(13): 70-75 (in Chinese).
- [5] 解敏. 揭秘国产大飞机 C919“家族档案”——大飞机怎样“拼”起来? [EB/OL]. 2015-03-04 [2016-01-01]. <http://sh.eastday.com/m/20150304/u1ai8604281.html>.
XIE M. To expose domestic large aircraft C919 “Family Archives”—How large aircraft “Stitching” up? [EB/OL]. 2015-03-04 [2016-01-01]. <http://sh.eastday.com/m/20150304/u1ai8604281.html> (in Chinese).
- [6] 孟俊涛, 王仲奇, 殷俊清. 飞机部件精准对接技术研究[J]. 机械制造, 2008, 46(8): 42-44.
MENG J T, WANG Z Q, YIN J Q. Research on precision docking technology of aircraft parts [J]. Machinery Manufacturing, 2008, 46(8): 42-44 (in Chinese).
- [7] 徐靛. 飞机大部件数字化对接虚拟装配技术研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2014: 6-22.
XU L. Research on virtual assembly technology of the large-size aircraft parts digital docking [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2014: 6-22 (in Chinese).
- [8] 赵建国, 郭洪杰, 王丽秀, 等. 飞机数字化柔性精准装配技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2014(21): 32-35.
ZHAO J G, GUO H J, WANG L X, et al. Study and application technology on digital flexible accurate assembly for aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(21): 32-35 (in Chinese).
- [9] 谭旭光, 于鸿彬, 王磊. 精准装配模式研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2007(6): 108-111.
TAN X G, YU H B, WANG L. The research on lean and correct assembly [J]. Combined Machine Tools and Automatic Processing Technology, 2007(6): 108-111 (in Chinese).
- [10] 刘永强. 飞机翼身自动对接仿真系统研究与开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 8-35.
LIU Y Q. Research and development of aircraft wing-fuselage automatic connection simulation system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 8-35 (in Chinese).
- [11] 夏平均, 姚英学. 虚拟装配的研究综述与分析(I) [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(5): 740-744.
XIA P J, YAO Y X. Survey and analysis of virtual assembly (I): Concept, classification, architecture and workflow [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(5): 740-744 (in Chinese).
- [12] 李丽娟, 徐靛, 林雪竹, 等. 基于 DELMIA 的大部件虚拟对接可视化技术研究[C] // 2013 国际工业设计研讨会暨第十八届全国工业设计学术年会论文集. 北京: 中国机械工程学工业分会, 沈阳: 辽宁省机械工程学学会, 2013: 287-291.
LI L J, XU L, LIN X Z, et al. Study on visualization of the large-size parts virtual docking process based on DELMIA [C] // 2013 International Symposium on Industrial Design and the Eighteenth Academic Annual Meeting Proceedings on Industrial Design. Beijing: Industrial Design Branch of China Machinery Engineering Society, Shenyang: Liaoning Institute of Mechanical Engineering, 2013: 287-291 (in Chinese).
- [13] 夏平均, 姚英学. 虚拟装配的研究综述与分析(II) [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(6): 942-947.
XIA P J, YAO Y X. Survey and analysis of virtual assembly (II): Research progress, typical systems, shortcomings and obstacles, future work [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(6): 942-947 (in Chinese).
- [14] YANG R D, FAN X M, WU D L, et al. Virtual assembly technologies based on constraint and DOF analysis [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2007, 23(4): 447-456.
- [15] 李明. ROV 与水下作业机具液压管路对接装置的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2009: 24-42.
LI M. Research on docking device for hydraulic pipeline of ROV and underwater operating machinery [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2009: 24-42 (in Chinese).
- [16] 常艳艳. 深潜救生艇对接装置虚拟样机及仿真系统的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005: 10-20.
CHANG Y Y. Research on virtual prototype and simulation system for interfacing apparatus of DSRV [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2005: 10-20 (in Chinese).
- [17] 常艳艳, 王贺春, 孟庆鑫. 潜器水下对接技术虚拟仿真研究[J]. 武汉理工大学学报, 2010, 32(23): 58-62.
CHANG Y Y, WANG H C, MENG Q X. Research on virtual simulation of the docking technique of underwater vehicle [J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2010, 32(23): 58-62 (in Chinese).
- [18] 常艳艳. 水下运载器对接装置虚拟仿真系统关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010: 17-39.
CHANG Y Y. Research on key techniques of virtual simulation system of underwater vehicle's interfacing apparatus [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010: 17-39 (in Chinese).
- [19] 罗志会. 飞机空中加油设备分析研究[J]. 航空科学技术, 2013(6): 10-13.
LUO Z H. Analysis and study of air refueling equipment for aircraft [J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(6): 10-13 (in Chinese).
- [20] 韩国华. 美军“插头-锥管”式空中加油系统规范的简介与浅析[J]. 航空标准化与质量, 1989(4): 33-36.

- HAN G H. Brief introduction and analysis on the standard of "probe-drogue" aerial refueling system in the U. S. army [J]. Aviation Standardization and Quality, 1989(4):33-36 (in Chinese).
- [21] 徐干,曹近齐. 国外空中加油技术的现状及发展[J]. 航空科学技术, 1995(1):27-30.
- XU G, CAO J Q. Present situation and development of foreign aerial refueling technology [J]. Aeronautical Science and Technology, 1995(1):27-30 (in Chinese).
- [22] 侯玉燕. 国外空中加油技术的发展和展望[J]. 飞行力学, 1994, 12(4):14-22.
- HOU Y Y. Development and prospect of foreign aerial refueling technology [J]. Flight Mechanics, 1994, 12(4):14-22 (in Chinese).
- [23] 全权,魏子博,高俊,等. 软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9):2390-2410.
- QUAN Q, WEI Z B, GAO J, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9):2390-2410 (in Chinese).
- [24] 郑永煌. 空间交会对接技术[J]. 自然杂志, 2011, 33(6):311-314.
- ZHENG Y H. Rendezvous and docking technology for space flight [J]. Chinese Journal of Nature, 2011, 33(6):311-314 (in Chinese).
- [25] 林来兴. 四十年空间交会对接技术的发展[J]. 航天器工程, 2007, 16(4):70-77.
- LIN L X. Development of space rendezvous and docking technology in past 40 years [J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(4):70-77 (in Chinese).
- [26] 博引. 空间交会对接技术的发展[J]. 国际太空, 2011(10):22-29.
- BO Y. Development of space rendezvous and docking technology [J]. Space International, 2011(10):22-29 (in Chinese).
- [27] 王忠贵. 我国首次空间交会对接近距离引导方案设计与飞行验证[J]. 中国科学:技术科学, 2012, 42(7):764-770.
- WANG Z G. Design and flight verification of long distance navigation scheme for China's first space rendezvous and docking [J]. Scientia Sinica: Technologica, 2012, 42(7):764-770 (in Chinese).
- [28] 崔潇潇. 美国空间交会对接测量技术发展研究[J]. 国际太空, 2011(10):36-41.
- CUI X X. Research on the development of space rendezvous and docking measurement technology in the United States [J]. Space International, 2011(10):36-41 (in Chinese).
- [29] 邱宝贵,蒋君侠,毕运波,等. 大型飞机机身调姿与对接试验系统[J]. 航空学报, 2011, 32(5):908-919.
- QIU B G, JIANG J X, BI Y B, et al. Posture alignment and joining test system for large aircraft fuselages [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5):908-919 (in Chinese).
- [30] KNUTHSON P. Quick-acting coupling: EP1357325 [P]. 2003-10-29.
- [31] HARTMANN J. Hydraulic multiple coupling: EP1950484 [P]. 2010-08-04.
- [32] AROSIO M. Quick-fitting coupling for simultaneously connecting or disconnecting a plurality of couplings: US5316347 [P]. 1994-05-31.
- [33] MENARD O R. Quick-set hydraulic coupler: US5896889 [P]. 1999-04-27.
- [34] 张立勋,刘乃钊,王启明,等. 水下机器人作业机械手液压自动对接腕[J]. 机床与液压, 1997(2):33-35.
- ZHANG L X, LIU N Z, WANG Q M, et al. Hydraulic automatic butt wrist of working manipulator for underwater robot [J]. Machine Tool and Hydraulics, 1997(2):33-35 (in Chinese).
- [35] 张立勋,曹彩霞,王以伦,等. 一种用于水下机器人的油路快速换接自动封闭接头的研究[J]. 机床与液压, 2001(2):27-28.
- ZHANG L X, CAO C X, WANG Y L, et al. Research on the self-closed joint for oil circuit connection of underwater robot [J]. Machine Tool and Hydraulics, 2001(2):27-28 (in Chinese).
- [36] 杜维杰. 水下作业机械手与工具自动对接技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2005:11-21.
- DU W J. Research on mating technology between underwater manipulator and automatic toolkit [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2005:11-21 (in Chinese).
- [37] 刘楚辉,李江雄,董辉跃,等. 飞机机身-机翼接头精加工条件评价技术[J]. 航空学报, 2010, 31(6):1272-1279.
- LIU C H, LI J X, DONG H Y, et al. Finish machining condition evaluation technology for aircraft fuselage-wing joints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6):1272-1279 (in Chinese).
- [38] 刘楚辉. 飞机机身数字化对接装配中的翼身交点加工关键技术研究[D]. 杭州:浙江大学, 2011:63-103.
- LIU C H. Study on key techniques of wing-fuselage joints machining in digital aircraft assembly [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011:63-103 (in Chinese).
- [39] 牛润军,王梅,范斌,等. 飞机大部件接合交点孔精加工技术研究[J]. 新技术新工艺, 2014(9):1-3.
- NIU R J, WANG M, FAN B, et al. Research on finish machining of joints of aircraft major parts [J]. New Technology & New Process, 2014(9):1-3 (in Chinese).
- [40] 郑思渊. 基于任务调度的飞机翼身交点孔、面精加工系统集成[D]. 杭州:浙江大学, 2012:9-21.
- ZHENG S Y. Integration of finish machining system of hole & surface on fuselage-wing joint based on task dispatcher [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2012:9-21 (in Chinese).
- [41] 董利娜. 飞机部件装配精加工工艺研究[J]. 价值工程, 2014(25):46-47.
- DONG L N. Research on aircraft parts finishing process [J]. Value Engineering, 2014(25):46-47 (in Chinese).
- [42] 高红,陈允全,秦龙刚. 飞机大部件结合交点精加工[J]. 航空制造技术, 2010(23):26-29.
- GAO H, CHEN Y Q, QIN L G. Finish machining of joints between aircraft major parts [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(23):26-29 (in Chinese).
- [43] 曾六生. 飞机部件装配精加工[J]. 航空制造技术, 2002(10):63-66.
- ZENG L S. Finish machining in assembling aircraft component [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002(10):63-66

(in Chinese).

[44] 曾六生. K8 飞机机身机翼对接协调性分析[J]. 洪都科技, 2002(1): 23-29.

ZENG L S. Analysis on joint synchronization between K8 fuselage and wing[J]. Hongdu Science and Technology, 2002(1): 23-29 (in Chinese).

[45] 池新. 某型飞机中央翼模拟量与数字量协调装配技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014: 7-16.

CHI X. Research on coordinated analog and digital assembly technology of center wing aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014: 7-16 (in Chinese).

[46] 国家质量监督检验检疫总局, 国家标准化管理委员会. 焊接结构的一般尺寸公差和形位公差: GB/T 19804—2005[S]. 北京: 中国标准出版社, 2005.

General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Welding-general tolerances for welded constructions-dimensions for lengths and angles-shape and position: GB/T 19804—2005 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2005 (in Chinese).

作者简介:

汤志东 男, 博士研究生, 助理研究员。主要研究方向: 机械设计及理论、抢险救援机器人、工业设计。

袁超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机器人技术、物流仓储自动化、机械系统动力学。

Precise docking technology in full-automatic quick hitch coupling device

TANG Zhidong¹, YUN Chao^{2,*}

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

Abstract: When the full-automatic quick hitch coupling device (full-AQHCD) of the rescue robot wrist automatically locks tightly the attachment interface, i. e., the lower coupling parts (LCP), it must synchronously dock precisely with and switch on the hydraulic pipelines of the LCP automatically, for this reason, the precise docking theory (PDT) based on digital measurement and the PDT based on analog measurement are proposed for guiding the manufacturing at the product stage and the prototype stage respectively. The PDT at product stage is: the full-AQHCD is regarded as a passive target, and the LCP is regarded as an active target; the full-AQHCD is connected with the LCP through 4 coupling points; the position-orientation relationships between the passive target coordinate system ($X_1O_1Y_1$), the active target coordinate system ($X_2O_2Y_2$) and the precise docking coordinate system (XOY) are established by measurement; the coordinates of docking points (CDPs) in $X_1O_1Y_1$ are transformed to the CDPs in XOY , and then transformed to the CDPs in $X_2O_2Y_2$; the postures of the docking points on the active target are adjusted according to their CDPs in $X_2O_2Y_2$ to achieve the precise docking with the docking points on the passive target; finally, the docking points on the active target are fixed. The PDT at prototype stage is: the full-AQHCD is regarded as a passive target, and the LCP is regarded as an active target; the oil-lines cabin of the full-AQHCD is not constructed to expose the operation space (like wrench space) of the working cabin of the full-AQHCD; the full-AQHCD is connected with the LCP through 4 coupling points; the additional oil source is supplied for first “docking” hydraulic lines in the operation space, and then “measuring, posture adjusting and finally fixing” hydraulic lines of the active target; the oil-lines cabin of the full-AQHCD is completed. Regarding the above two theories under two conditions, simulation and verification are carried out.

Keywords: precise docking; coordinate transformation; full-automatic quick hitch coupling; attachment; rescue robot

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0687

低空自由飞行短期冲突探测算法



刘洋, 向锦武*, 罗漳平, 金万增

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对低空自由飞行航线自主的特点, 提出了一种概率型的短期冲突探测算法。算法考虑导航误差、控制误差及风扰动引起的飞行器位置预测误差, 建立了合理的误差模型, 以计算短期内飞行器之间的瞬时冲突概率; 采用坐标变换以及扩展冲突区域, 提出了三维空间内机动飞行情况下, 计算冲突概率的近似解析算法。通过与 Paielli 和 Erzberger (P&E) 提出的近似算法及 Monte Carlo 仿真算法的比较, 表明本文算法提高了计算冲突概率的准确性, 且计算复杂性远远低于 Monte Carlo 算法, 满足低空自由飞行的实时性要求, 可实现复杂环境下的冲突探测。

关 键 词: 自由飞行; 航迹预测; 冲突探测; 冲突概率; 布朗运动

中图分类号: V328.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1873-09

飞行冲突是指飞行过程中飞机之间的距离小于规定的最小间隔, 一般分为水平间隔和垂直间隔, 相当于在飞机外面形成了一个圆柱形保护区, 如果有其他的飞机进入了这个保护区, 则形成飞行冲突。低空飞行环境中的空域形态复杂, 飞行器密度高, 监视系统难以有效覆盖该空域, 再加上低空空域内活动的飞行器航线自由度大, 导致低空飞行冲突发生的可能性大大增加, 飞行安全受到极大威胁。为此要有更加高效的冲突探测和避免手段, 以保证低空飞行的安全性。

飞行冲突探测是在航迹预测基础上, 建立2架或多架飞行器航迹误差模型和飞行碰撞危险模型, 计算飞行冲突概率。冲突概率的计算精度决定了预警的准确程度, 精度越高准确度越大, 飞行冲突探测目前主要采用概率的方法^[1]。概率冲突探测方法考虑了飞行器行为的不确定性, 采用不确定性模型描述潜在的航迹位置偏差, 建立

飞行安全空间模型, 计算冲突发生的概率。该方法冲突探测准确率较高, 漏警率和虚警率较低, 因此应用较为广泛。通常航迹预估是在预定航迹上加一个扰动项, 对扰动的建模精度决定了航迹预估的精度, 因此航迹预估的难点主要在于对飞行器飞行的干扰因素进行建模。对于低空自由飞行而言, 飞行器速度相对较低, 且没有航路历史飞行统计数据, 因此需要对预测误差进行精细建模, 本文把低空自由飞行的误差来源具体地分为3项: 导航误差、控制误差、风扰动, 对每一项误差来源进行单独建模和分析。

经典的冲突探测概率算法如 Paielli 和 Erzberger (P&E)^[2-3]的近似算法, 假设了飞行速度大小和方向均不改变, 只适用于直线飞行, 不适用于机动飞行的情况。在 P&E 近似算法的基础上, 很多人做了一些扩展性的研究^[4-6]。Prandini 等^[7-8]提出的基于布朗运动的算法, 把风等不确

收稿日期: 2016-08-25; 录用日期: 2016-11-18; 网络出版时间: 2017-01-06 11:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170106.1103.001.html

基金项目: 国家“973”计划 (2011CB707002)

* 通讯作者: E-mail: xiangjw@buaa.edu.cn

引用格式: 刘洋, 向锦武, 罗漳平, 等. 低空自由飞行短期冲突探测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1873-1881.

LIU Y, XIANG J W, LUO Z P, et al. Short-term conflict detection algorithm for free flight in low-altitude airspace [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1873-1881 (in Chinese).

定因素对飞行的影响计入动力学方程,来计算中短期的冲突概率。文献[9-11]针对不同的情况下改进了基于布朗运动的算法。Jilkov 等^[12]在文献[13]的基础上从航迹预测方面采用多模型来提高预测精度,从而提高了冲突概率的估算精度。Jacquemart 和 Morio^[14]采用 IPS(Interacting Particle System)算法来提高冲突概率的估算精度,改进了算法的收敛速度。对于机动飞行情况下的冲突探测,Monto Carlo^[15-18]算法虽然能得到较好的结果,但计算量大,计算过程复杂,无法满足实时性要求。

本文基于概率型冲突探测的思想,假设可能处于飞行冲突中的飞行器之间能够互相交换飞行状态信息,对 2 架飞行器的航迹进行预估,分析了飞行器航迹预测的 3 种误差来源并分别建模。考虑到低空飞行中飞行器种类的多样性以及相对于民航的低速性,把飞行器的保护区建模为椭球。采用坐标变换以及扩展冲突区域的方法,提出了在机动飞行情况下,计算冲突概率的近似解析算法。可以计算短期内任意时刻飞行器之间的瞬时冲突概率,以及冲突概率随时间的变化,适用于低空飞行机动目标的冲突探测。最后通过仿真实验对算法进行了验证和比较,说明了算法的准确性,快速性和实时性。

1 飞行冲突保护区

对于低空自由飞行而言,主要活动的飞行器为直升机,飞行速度相对较低,而且低空航线自由,经常会有垂直方向的机动,也容易遭遇起飞和降落的其他飞行器,故而低空飞行的垂直间隔和水平间隔应当具有同样量级的要求,本文以直升机为对象,采用椭球作为低空飞行器的保护区来进行冲突探测比较合适。即

$$S_x(t) = \{ \hat{x} \in \mathbf{R}^3 \mid (\hat{x} - x(t))^T U (\hat{x} - x(t)) \leq 1 \} \quad (1)$$

式中: $S_x(t)$ 为 t 时刻飞行器的保护区; $x(t)$ 为 t 时刻飞行器的位置; $U = \text{diag} \{ 1/\sigma_1^2, 1/\sigma_2^2, 1/\sigma_3^2 \}$, σ_1 、 σ_2 和 σ_3 分别为飞行前后、左右和垂直间隔,也是保护区的 3 个半轴。通常情况下,民航飞行中水平间隔为 6 km,垂直间隔为 0.3 km,即 $\sigma_1 = \sigma_2 = 6 \text{ km}$, $\sigma_3 = 0.3 \text{ km}$ 如果一架飞行器 B 进入另一架飞行器 A 的保护区即发生飞行冲突(如图 1 所示),因此在给定的前瞻时间 $[0, T_f]$ 内任意时刻的冲突概率 $P_c(t)$ 定义如下:

$$P_c(t) = P \{ \forall t \in [0, T_f] \mid x^B(t) \in S_x(t) \} \quad (2)$$

式中: $x^B(t)$ 为 t 时刻飞行器 B 的位置。

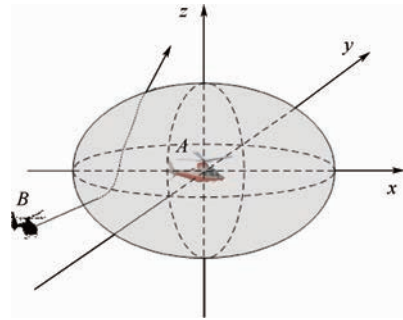


图 1 低空自由飞行的保护区

Fig. 1 Protection zone of aircraft for free flight in low-altitude airspace

2 航迹预估模型

冲突概率的计算依赖于飞行器的航迹预估模型,在飞行过程中飞行器受各种随机扰动的影响,需要对扰动因素进行分析建模,建立适当的误差模型是冲突探测的基础,直接影响冲突探测的准确性。

位置预测误差的来源主要有以下几个方面:
①导航误差(定位误差、速度测量误差)会导致位置预测误差;
②控制误差,飞行器做机动飞行时需要保持预期的过载,但由于油门扰动、控制面扰动、反馈系统噪声等影响会产生控制误差并随时间积累,进而导致位置预测误差;
③风扰动对位置预测也有影响,通常很难建立一个确定的风扰动模型。位置预测误差是由这些因素综合作用的结果,通常可认为它服从期望值为零的高斯分布。

假设飞行器之间可以实时交换状态信息,包括当前时刻的位置、速度等信息。数据链系统以较短的周期更新状态信息,当飞行器获得新的状态信息时,记当前时刻为零时刻。 $x^i(t)$ 、 $\bar{x}^i(t)$ 、 $\hat{x}^i(t)$ 分别表示地面坐标系中,飞行器 $i = (A, B)$ 在 t 时刻后的真实位置、预测位置及预测位置误差,三者之间的关系如下:

$$x^i(t) = \bar{x}^i(t) + \hat{x}^i(t) \quad (3)$$

t 时刻预测位置可由当前时刻的位置信息、运动信息、控制信息外推得到:

$$\bar{x}^i(t) = \bar{x}_N^i + \bar{v}_N^i \cdot t + \frac{1}{2} R^i \cdot \bar{a}_N^i \cdot t^2 \quad (4)$$

$$\hat{x}^i(t) = \hat{x}_N^i + \hat{x}_v^i(t) + \hat{x}_a^i(t) + \hat{x}_w^i(t) \quad (5)$$

式中: $\bar{x}_N^i$ 和 $\bar{v}_N^i$ 分别为当前时刻导航仪器测得的位置和运动速度; $\bar{a}_N^i$ 为预期控制输入; $\hat{x}_N^i$ 、 $\hat{x}_v^i(t)$ 、 $\hat{x}_a^i(t)$ 和 $\hat{x}_w^i(t)$ 分别为定位误差、速度测量误差、控制误差、随机风扰动引起的位置预测误差分量; R^i 为机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵, $i = (A, B)$ 。

$$\mathbf{R}^i = \begin{bmatrix} \cos \psi^i \cos \theta^i & -\sin \psi^i \cos \phi^i + \cos \psi^i \sin \theta^i \sin \phi^i & \cos \psi^i \sin \theta^i \cos \phi^i + \sin \psi^i \sin \phi^i \\ \sin \psi^i \sin \theta^i & \cos \psi^i \cos \phi^i + \sin \psi^i \sin \theta^i \sin \phi^i & -\cos \psi^i \cos \phi^i + \sin \psi^i \sin \theta^i \cos \phi^i \\ -\sin \theta^i & \cos \theta^i \sin \phi^i & \cos \theta^i \cos \phi^i \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: ψ 、 θ 和 ϕ 分别为飞行器的偏航角、俯仰角和滚转角。

位置预测误差的协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}^i(t) = \text{cov}(\hat{\mathbf{x}}^i(t)) \quad (7)$$

位置预测误差服从期望值为零的高斯分布,即 $\hat{\mathbf{x}}^i \sim N(0, \mathbf{Q}^i(t))$ 。

卫星定位系统在测量飞行器位置时存在误差,该误差通常可描述为期望值为零的高斯分布,定位误差协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}_p^i(t) = \text{cov}(\hat{\mathbf{x}}_p^i(t)) = \mathbf{\Sigma}_p^i (\mathbf{\Sigma}_p^i)^T = \text{diag}\{(\sigma_x^i)^2, (\sigma_y^i)^2, (\sigma_z^i)^2\} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{\Sigma}_p^i = \text{diag}\{\sigma_x^i, \sigma_y^i, \sigma_z^i\}$ 为功率谱矩阵,下文中所有 $\mathbf{\Sigma}$ 皆为相应上下标所指对象的功率谱矩阵。

导航仪器在测量飞行器飞行速度时存在误差,由式(4)可知,速度测量误差会引起位置预测误差,并随时间累积。速度测量误差协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}_v^i(t) = \text{cov}(\hat{\mathbf{x}}_v^i(t)) = \text{cov}(t \mathbf{v}_v^i) = t^2 \mathbf{\Sigma}_v^i (\mathbf{\Sigma}_v^i)^T = t^2 \cdot \text{diag}\{(\sigma_{vx}^i)^2, (\sigma_{vy}^i)^2, (\sigma_{vz}^i)^2\} \quad (9)$$

飞行器做机动飞行时需要保持预期的过载,但由于油门扰动、控制面扰动、反馈系统噪声等影响会产生控制误差,在短时间内,控制误差可以描述为作用于加速度的布朗运动。布朗运动的线性变换仍然为布朗运动^[19],可得如下表达式:

$$\begin{cases} d\hat{\mathbf{v}}_a^i(t) = \mathbf{R}^i \mathbf{\Sigma}_a^i d\mathbf{B}_a^i(t) \\ \hat{\mathbf{x}}_a^i(t) = \int_0^t \mathbf{R}^i \mathbf{\Sigma}_a^i \mathbf{B}_a^i(s) ds \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{B}_a^i(t)$ 为三维标准布朗运动。布朗运动的积分为高斯过程,任意时刻的协方差矩阵为^[19]

$$\mathbf{Q}_a^i(t) = \text{cov}(\hat{\mathbf{x}}_a^i(t)) = \frac{t^3}{3} \mathbf{R}^i \mathbf{\Sigma}_a^i (\mathbf{\Sigma}_a^i)^T (\mathbf{R}^i)^T \quad (11)$$

文献[20]提出了空间相关风力场,描述风对位置预测误差的影响。认为风由确定部分和随机部分组成,确定部分是均匀、各向同性的,可以通过测量补偿抵消,因此,只关心随机部分对位置预测误差的影响。随机风扰动作用在飞行器上,使飞行器的空气动力产生扰动,进而引起加速度变化。将随机风对加速度的扰动描述为布朗运动,仿照式(11)的推导可得

$$\mathbf{Q}_w^i(t) = \text{cov}(\hat{\mathbf{x}}_w^i(t)) = \frac{t^3}{3} \mathbf{R}^i \mathbf{\Sigma}_w^i (\mathbf{\Sigma}_w^i)^T (\mathbf{R}^i)^T \quad (12)$$

式中: $\mathbf{\Sigma}_w^i = \text{diag}\{\sigma_{wx}^i, \sigma_{wy}^i, \sigma_{wz}^i\}$ 为功率谱矩阵。

根据高斯分布的性质:有限个服从高斯分布的随机变量的线性组合仍然服从高斯分布。位置预测误差是由导航误差、随机风扰动、控制误差等因素引起的,可认为三者是相互独立的,因此,飞行器在地面坐标系内的位置预测误差协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}^i(t) = \mathbf{Q}_p^i(t) + \mathbf{Q}_v^i(t) + \mathbf{Q}_a^i(t) + \mathbf{Q}_w^i(t) \quad (13)$$

每个飞行器的位置预测误差描述为高斯分布,因此可以将2个飞行器各自的协方差矩阵合并为2个飞行器之间相对位置误差的联合协方差矩阵。将联合协方差矩阵施加在其中的一个飞行器上,称为“随机”飞行器,则另一架飞行器可以看作是没有误差的,称为“参考”飞行器。将A作为随机飞行器,相对位置固定在原点;将B看作参考飞行器,相对于随机飞行器运动。

两飞行器在地面坐标系内的相对位置真实值为

$$\Delta \mathbf{x}(t) = \mathbf{x}^B(t) - \mathbf{x}^A(t) \quad (14)$$

两飞行器在地面坐标系内的相对位置测量值为

$$\Delta \bar{\mathbf{x}}(t) = \bar{\mathbf{x}}^B(t) - \bar{\mathbf{x}}^A(t) \quad (15)$$

两飞行器在地面坐标系的相对位置误差为

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}(t) = \hat{\mathbf{x}}^B(t) - \hat{\mathbf{x}}^A(t) \quad (16)$$

联合协方差矩阵为

$$\mathbf{M}(t) = \text{cov}(\Delta \hat{\mathbf{x}}(t)) = \mathbf{Q}^A(t) + \mathbf{Q}^B(t) - \mathbf{Q}^{AB}(t) \quad (17)$$

其中: $\mathbf{Q}^{AB}(t)$ 为交叉相关项,定义如下:

$$\mathbf{Q}^{AB}(t) = E[\hat{\mathbf{x}}^A (\hat{\mathbf{x}}^B)^T - \hat{\mathbf{x}}^B (\hat{\mathbf{x}}^A)^T] \quad (18)$$

导航误差与控制误差来源于两飞行器上两套互相独立的导航设备与控制系统,因此两者引起的交叉相关项为零。但随机风扰动引起的误差交叉相关项在近距离内不可以忽略^[20]。

$$\mathbf{Q}^{AB}(t) = \mathbf{Q}_w^{AB}(t) = E[\hat{\mathbf{x}}_w^A (\hat{\mathbf{x}}_w^B)^T - \hat{\mathbf{x}}_w^B (\hat{\mathbf{x}}_w^A)^T] \quad (19)$$

Blin等^[21]推导了二维平面内随机风扰动引起的交叉相关项。将其扩展为三维情况:

$$\mathbf{Q}_w^{AB}(t) = \pm [\mathbf{e}^A (\mathbf{e}^B)^T + \mathbf{e}^B (\mathbf{e}^A)^T] \mathbf{\Sigma}^A \mathbf{\Sigma}^B \cdot \frac{t^3}{3} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{e}^i = (x^i, y^i, z^i)^T$ 为飞行器 $i = (A, B)$ 的单位方向向量。

3 冲突探测算法

由于预测位置相对于真实位置的不确定性带

来的误差符合特定的概率分布,故可依据冲突探测算法预测前瞻时间 $[0, T_c]$ 内任意时刻发生冲突的概率,并以此时间段内冲突概率的最大值作为衡量冲突发生可能性的依据。

Paielli 和 Erzberger^[2-3] 基于常速度和直线飞行假设,使用平行于相对速度方向的无限延长的条形扩展区域计算冲突概率,这种方法得到直线航路内冲突概率的上限值,高估了冲突概率且无法用于机动飞行情况。其他学者使用 Monto Carlo 算法计算冲突概率,虽然适用于计算机动情况下的冲突概率,但计算量大,计算过程复杂,无法满足实时性要求,本文仅使用 Monto Carlo 算法作为对比算法验证。

由于联合误差分布不规则,坐标之间是耦合的,积分运算十分困难,因此需要进行适当的变换,使变换后的误差分布在新坐标系下服从独立的高斯分布。

设 $\boldsymbol{\varepsilon}^i(t)$ 为新坐标系 $O\text{-}\xi\eta\gamma$ 中的位置向量, $\boldsymbol{T}$ 为从地面坐标系 $O\text{-}xyz$ 到新坐标系 $O\text{-}\xi\eta\gamma$ 的旋转矩阵:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^i(t) = \boldsymbol{T}\boldsymbol{x}^i(t) \tag{21}$$

新坐标系中相对位置向量为

$$\Delta\boldsymbol{\varepsilon}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}^A(t) - \boldsymbol{\varepsilon}^B(t) \tag{22}$$

新坐标系中联合协方差矩阵为

$$\boldsymbol{M}_{\varepsilon} = \text{cov}(\Delta\boldsymbol{\varepsilon}(t)) = \boldsymbol{T}\boldsymbol{M}\boldsymbol{T}^T \tag{23}$$

联合协方差矩阵为实对称阵,通过矩阵正交分解可得正交矩阵 $\boldsymbol{T}$,使得联合协方差矩阵为

$$\boldsymbol{M}_{\varepsilon} = \text{diag}\{\sigma_{\xi}^2, \sigma_{\eta}^2, \sigma_{\gamma}^2\} \tag{24}$$

式中: $\sigma_{\xi}^2, \sigma_{\eta}^2, \sigma_{\gamma}^2$ 为方差在坐标轴方向的特征分量。由此可得到位置预测误差在坐标系 $O\text{-}\xi\eta\gamma$ 内的联合概率密度函数:

$$f(\xi, \eta, \gamma) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} |\boldsymbol{M}_{\varepsilon}|^{1/2}} \exp\left(-\frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{M}_{\varepsilon}^{-1} \boldsymbol{\varepsilon}\right) \tag{25}$$

在新坐标系 $O\text{-}\xi\eta\gamma$ 内,飞行冲突保护区为

$$\begin{aligned} S_{\varepsilon}(t) = \\ \{\hat{\boldsymbol{\varepsilon}} \in \mathbf{R}^3 \mid (\hat{\boldsymbol{\varepsilon}} - \bar{\boldsymbol{\varepsilon}}(t))^T \boldsymbol{W}^T \boldsymbol{U} \boldsymbol{W} (\hat{\boldsymbol{\varepsilon}} - \bar{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)) \leq 1\} \end{aligned} \tag{26}$$

式中: $\boldsymbol{W} = \boldsymbol{T}^{-1}$ 。

任意时刻的冲突概率等于联合概率密度函数在变换后的保护区内的积分

$$\begin{aligned} P_c(t) = \iiint_{S_{\varepsilon}(t)} f(\xi, \eta, \gamma) d\xi d\eta d\gamma = \\ \iiint_{S_{\varepsilon}(t)} f(\xi) f(\eta) f(\gamma) d\xi d\eta d\gamma \end{aligned} \tag{27}$$

尽管概率密度函数是关于坐标解耦的,但求

解该三重积分表达式的解析解十分困难,因此寻找一种精度高且满足实时性要求的算法是问题的关键所在。首先考虑二维冲突情况,即假设两飞行器在同一高度飞行,然后将二维冲突探测算法拓展到三维空间。

设经坐标变换后的保护区二次型矩阵为

$$\boldsymbol{Q}_f = \boldsymbol{W}^T \boldsymbol{U} \boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} a & c \\ c & b \end{bmatrix} \quad \boldsymbol{W} = \boldsymbol{T}^{-1} \tag{28}$$

式中: $\boldsymbol{W}, \boldsymbol{U}$ 为退化的二阶方阵。

图 2 为二维平面冲突概率计算的示意图,其中保护区退化为平面椭圆形,其边界为

$$a(\Delta\xi_c)^2 + b(\Delta\eta_c)^2 + 2c\Delta\xi_c\Delta\eta_c = 1 \tag{29}$$

其外切矩形的边长分别为

$$\begin{cases} 2\Delta\xi_c = 2\sqrt{\frac{a}{ab - c^2}} \\ 2\Delta\eta_c = 2\sqrt{\frac{b}{ab - c^2}} \end{cases} \tag{30}$$

$(\xi_i, \eta_i), \delta\xi_i, \delta\eta_i$ 可由式(31)和式(32)确定:

$$\begin{cases} (\xi_1, \eta_1) = (\sqrt{1/(a + bk^2 + 2ck)}, \\ k\sqrt{1/(a + bk^2 + 2ck)}) \\ (\xi_2, \eta_2) = (-\sqrt{1/(a + bk^2 - 2ck)}, \\ k\sqrt{1/(a + bk^2 - 2ck)}) \\ (\xi_3, \eta_3) = -(\xi_1, \eta_1) \\ (\xi_4, \eta_4) = -(\xi_2, \eta_2) \end{cases} \tag{31}$$

$$\begin{cases} \delta\xi_i = \Delta\xi_c - |\xi_i| \\ \delta\eta_i = \Delta\eta_c - |\eta_i| \end{cases} \tag{32}$$

式中: $k = \frac{\Delta\eta_c}{\Delta\xi_c}$ 。

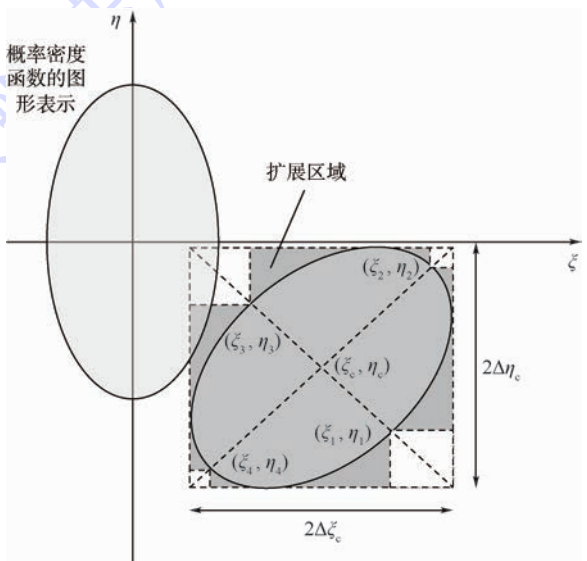


图 2 二维平面冲突概率计算示意图
Fig. 2 Schematic diagram of calculation of conflict probability in two-dimensional plane

由于概率密度函数关于坐标解耦,且扩展区域的边界平行(垂直)于坐标轴,假设联合概率密度函数在扩展区域内的积分为

$$P_{\text{extend}}(t) = \iint_{S_{\text{extend}}(t)} f(\xi)f(\eta) d\xi d\eta \quad (33)$$

令

$$P(t) = \left[\Phi\left(\frac{\xi_c + \Delta\xi_c}{\sigma_1}\right) - \Phi\left(\frac{\xi_c - \Delta\xi_c}{\sigma_1}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\eta_c + \Delta\eta_c}{\sigma_2}\right) - \Phi\left(\frac{\eta_c - \Delta\eta_c}{\sigma_2}\right) \right] - \sum_{i=1}^4 \left[\Phi\left(\frac{\xi_c + \xi_i + \delta\xi_i}{\sigma_1}\right) - \Phi\left(\frac{\xi_c + \xi_i}{\sigma_1}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\eta_c + \eta_i + \delta\eta_i}{\sigma_2}\right) - \Phi\left(\frac{\eta_c + \eta_i}{\sigma_2}\right) \right] \quad (34)$$

式中: $\Phi(x) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp(-s^2) ds$ 为标准正态分布的累积分布函数。

则式(27)的冲突概率为可表示为

$$P_c(t) = P(t) - P_{\text{extend}}(t) \quad (35)$$

由于 $P_{\text{extend}}(t)$ 无法求得解析表达式,本文用 $P(t)$ 来近似代替 $P_c(t)$,造成的误差为 $P_{\text{extend}}(t)$ 。

现在将二维冲突探测算法拓展到三维空间,如图 3 所示。

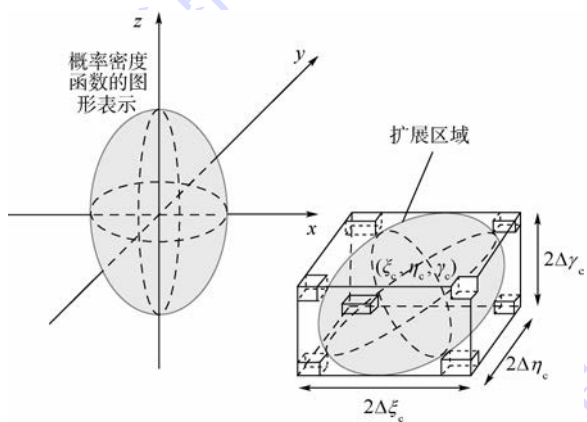


图 3 三维空间冲突概率计算示意图

Fig. 3 Schematic diagram of calculation of conflict probability in three-dimensional airspace

设经坐标变换后保护区的二次型矩阵为

$$\mathbf{Q}_f = \begin{bmatrix} a & d & f \\ d & b & e \\ f & e & c \end{bmatrix} \quad (36)$$

保护区的边界为

$$a(\Delta\xi_c)^2 + b(\Delta\eta_c)^2 + c(\Delta\gamma_c)^2 + 2d\Delta\xi_c\Delta\eta_c + 2e\Delta\eta_c\Delta\gamma_c + 2f\Delta\xi_c\Delta\gamma_c = 1 \quad (37)$$

其外切长方体的边长分别为

$$\begin{cases} 2\Delta\xi_c = 2\sqrt{\frac{e^2 - bc}{a(e^2 - bc) + bf^2 + cd^2 - 2def}} \\ 2\Delta\eta_c = 2\sqrt{\frac{f^2 - ac}{b(f^2 - ac) + ae^2 + cd^2 - 2def}} \\ 2\Delta\gamma_c = 2\sqrt{\frac{d^2 - ab}{c(d^2 - ab) + ae^2 + bf^2 - 2def}} \end{cases} \quad (38)$$

$(\xi_i, \eta_i, \gamma_i)$ 、 $\delta\xi_i$ 、 $\delta\eta_i$ 、 $\delta\gamma_i$ 可由式(39)确定:

$$\begin{cases} (\xi_1, \eta_1, \gamma_1) = [1/(am^2 + bn^2 + cq^2 + 2dmn + 2enq + 2fmq)]^{\frac{1}{2}} \cdot (m, n, q) \\ (\xi_2, \eta_2, \gamma_2) = [1/(am^2 + bn^2 + cq^2 - 2dmn + 2enq - 2fmq)]^{\frac{1}{2}} \cdot (-m, n, q) \\ (\xi_3, \eta_3, \gamma_3) = [1/(am^2 + bn^2 + cq^2 + 2dmn - 2enq - 2fmq)]^{\frac{1}{2}} \cdot (-m, -n, q) \\ (\xi_4, \eta_4, \gamma_4) = [1/(am^2 + bn^2 + cq^2 - 2dmn - 2enq + 2fmq)]^{\frac{1}{2}} \cdot (m, -n, q) \\ (\xi_5, \eta_5, \gamma_5) = -(\xi_3, \eta_3, \gamma_3) \\ (\xi_6, \eta_6, \gamma_6) = -(\xi_4, \eta_4, \gamma_4) \\ (\xi_7, \eta_7, \gamma_7) = -(\xi_1, \eta_1, \gamma_1) \\ (\xi_8, \eta_8, \gamma_8) = -(\xi_2, \eta_2, \gamma_2) \end{cases} \quad (39)$$

$$\begin{cases} \delta\xi_i = \Delta\xi_c - |\xi_i| \\ \delta\eta_i = \Delta\eta_c - |\eta_i| \\ \delta\gamma_i = \Delta\gamma_c - |\gamma_i| \end{cases} \quad (40)$$

$$\text{式中: } (m, n, q) = \left(1, \frac{\Delta\eta_c}{\Delta\xi_c}, \frac{\Delta\gamma_c}{\Delta\xi_c}\right).$$

三维冲突概率的近似表达式可仿照式(34)推导:

$$P_c(t) \approx \left[\Phi\left(\frac{\xi_c + \Delta\xi_c}{\sigma_1}\right) - \Phi\left(\frac{\xi_c - \Delta\xi_c}{\sigma_1}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\eta_c + \Delta\eta_c}{\sigma_2}\right) - \Phi\left(\frac{\eta_c - \Delta\eta_c}{\sigma_2}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\gamma_c + \Delta\gamma_c}{\sigma_3}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma_c - \Delta\gamma_c}{\sigma_3}\right) \right] - \sum_{i=1}^8 \left[\Phi\left(\frac{\xi_c + \xi_i + \delta\xi_i}{\sigma_1}\right) - \Phi\left(\frac{\xi_c + \xi_i}{\sigma_1}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\eta_c + \eta_i + \delta\eta_i}{\sigma_2}\right) - \Phi\left(\frac{\eta_c + \eta_i}{\sigma_2}\right) \right] \cdot \left[\Phi\left(\frac{\gamma_c + \gamma_i + \delta\gamma_i}{\sigma_3}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma_c + \gamma_i}{\sigma_3}\right) \right] \quad (41)$$

$$\text{误差为 } P_{\text{extend}}(t) = \iiint_{S_{\text{extend}}(t)} f(\xi)f(\eta)f(\gamma) d\xi d\eta d\gamma.$$

4 算例仿真

4.1 直线相向飞行

考虑如图 4(a) 所示的相向飞行情况。由于

只需考虑 2 架飞行器之间的相对运动,假设飞行器 A 在相对坐标系中速度为 0,即固定于原点,飞行器 B 将以常相对速度接近 A 。飞行器 B 在相对坐标系中的初始位置为 $\mathbf{x}^B = [-9, -5, 0]^T$ km, 相对速度 $\mathbf{v}^B = [0.3, 0, 0]^T$ km/s。考虑到短期冲突预测的实时性要求,现选取 $[0, 60]$ s 作为冲突预测的前瞻时间,分别使用 P&E 近似算法、Monte Carlo 仿真算法(抽样 10^5 次)及本文算法计算 $[0, 60]$ s 内的冲突概率,计算结果如图 4(b) 所示。当 t 较小($t < 10$ s)时,由于 A 、 B 两飞行器距离较远, Monte Carlo 仿真算法计算的瞬时冲突概率较小。 t 较大($t > 50$ s)时,同样如此。 $t = 30$ s 时两飞行器之间相对距离最小,冲突概率达到最大值 0.27, P&E 近似算法与本文算法计算结果分别为 0.35、0.29。本文算法与 Monte Carlo 仿真算法的最大误差为 0.02, 相对误差为 7.4%。与 P&E 近似算法相比,本文算法更符合 Monte Carlo 仿真算法结果的变化趋势。

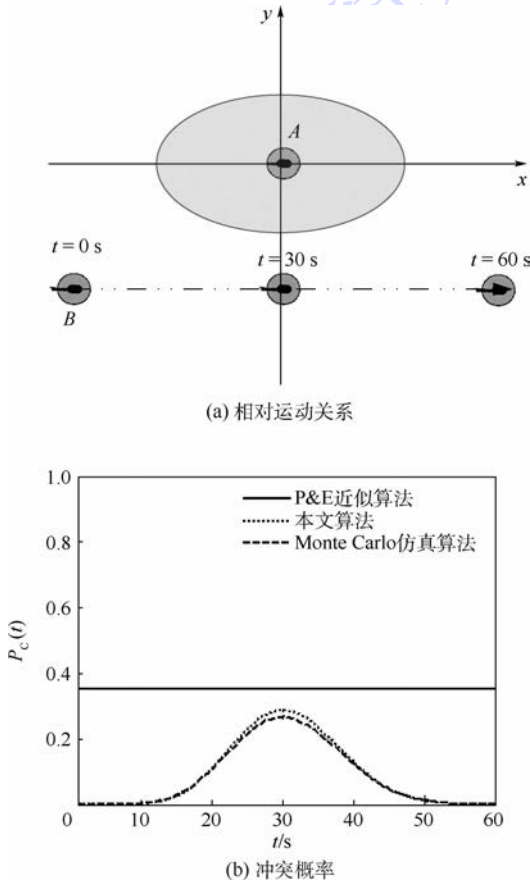


图 4 直线相向飞行结果比较

Fig. 4 Result comparison of straight toward flight

4.2 转弯机动飞行

考虑如图 5(a) 所示的定速转弯机动情况。假设飞行器 A 在相对坐标系中速度为 0,即固定于原点,飞行器 B 将做机动飞行。由于 P&E 近似

算法是基于常速度假设的,因此在使用此算法时需将飞行器 B 的速度在时间段 $[0, 60]$ s 内做一个分段线性假设,即假设在每一个小时时间段内飞行器 B 的速度大小是不变的,本例中共分为 7 个小时时间段 $[0, 11], [11, 15], [15, 21], [21, 24], [24, 28], [28, 31], [31, 60]$ s。飞行器 B 在相对坐标系中的初始位置为 $\mathbf{x}^B = [-13, -3.8, 0]^T$ km, 以水平速度 $\mathbf{v}^B = [0.3, 0, 0]^T$ km/s 飞行 11 s 后进行逆时针定速转弯,转弯速率为 $\frac{\pi}{40}$ rad/s, 20 s 后以速度 $\mathbf{v}^B = [0, 0.3, 0]^T$ km/s 继续水平飞行。分别使用 3 种算法计算 $[0, 60]$ s 内的冲突概率,计算结果如图 5(b) 所示。当 t 较小时,由于 A 、 B 两飞行器距离较远, Monte Carlo 仿真算法计算的瞬时冲突概率较小,但 P&E 近似算法计算的冲突概率却非常大,这是因为 P&E 近似算法是在相对速度方向无限延长冲突扩展区域,在 $t = 16$ s 左右,相对速度方向指向飞行器 A 。 $t = 31$ s 时,两飞行器之间相对距离最小,冲突概率达到最大值, Monte Carlo 仿真算法与本文算法计算结果分别为 0.25、0.28。本文算法与 Monte Carlo 仿真算法的最大误差为 0.03, 相对误差为 12%。本文算法

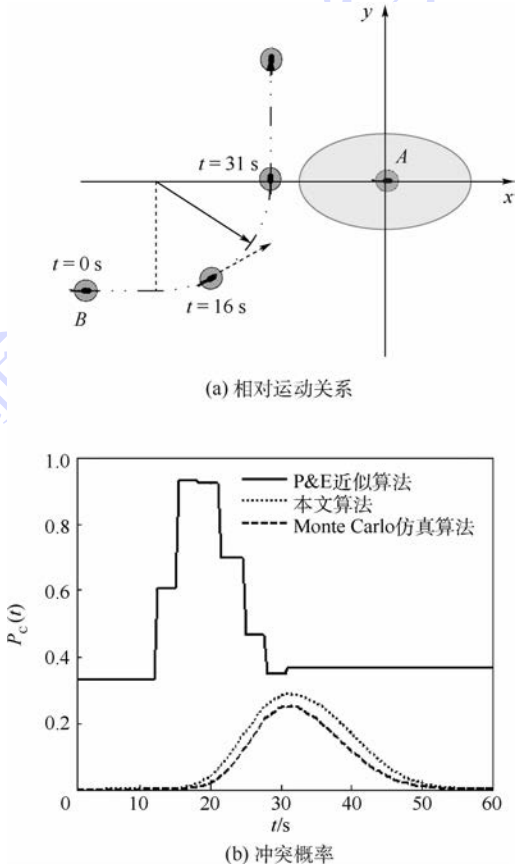


图 5 二维情况转弯机动飞行结果比较

Fig. 5 Result comparison of turning maneuver flight in two-dimensional case

的计算结果与 Monte Carlo 仿真算法结果的变化趋势相同。

4.3 三维机动飞行

考虑如图 6(a)所示的三维机动情况。假设飞行器 A 在相对坐标系中速度为 0,即固定于原点,飞行器 B 做如图 6(a)所示的爬升转弯机动飞行。飞行器 B 在相对坐标系中的初始位置为 $\mathbf{x}^B = [-15, -3.8, -0.1]^T$ km,飞行速度 $\mathbf{v}^B = [0.3, 0, 0]^T$ km/s。以垂直爬升率 20 m/s 爬升 5 s 后继续水平飞行,11 s 后进行逆时针定速转弯,转弯速率为 $\frac{\pi}{40}$ rad/s,20 s 后以速度 $\mathbf{v}^B = [0, 0.3, 0]^T$ km/s 继续水平飞行。由于 P&E 近似算法是基于常速度的直线飞行假设,故不适用于本例分析,现分别使用 Monto Carlo 仿真算法与本文算法计算时间 $[0, 60]$ s 内的冲突概率,计算结果如图 6(b)所示。Monte Carlo 仿真算法与本文算法计算的最大概率分别为 0.36、0.41,最大误差为 0.05,相对误差为 13.9%。本文算法的计算结果与 Monte Carlo 仿真算法结果的变化趋势相同,且基本吻合。

在同样的条件下对 3 种算法计算耗时的比较结果见表 1。P&E 近似算法计算简单,耗时少,

但高估了冲突概率,也不适用于机动飞行。本文算法的计算准确性大于 P&E 近似算法,且计算时间远远小于 Monte Carlo 仿真算法,满足实时性要求。

表 1 3 种算法计算时间比较

Table 1 Computation time comparison among three algorithms

算法	计算时间/ms		
	直线相向飞行	转弯机动飞行	三维机动飞行
Monte Carlo 仿真算法	7.039×10^3	7.039×10^3	1.047×10^4
P&E 近似算法	0.06	0.48	
本文算法	2.58	2.58	3.72

5 结 论

1) 分析了航迹预估中导航误差、控制误差以风扰动 3 种误差来源并分别进行了建模,建立了适当的误差模型,提高了航迹预估的精度。

2) 提出了低空自由飞行下冲突概率探测方法的近似解析算法,可用于计算三维空间内的冲突概率。仿真结果表明,本文算法适用于机动飞行的情况,可实现复杂环境下的冲突探测,具有足够的计算精度并满足实时性要求。

参考文献 (References)

[1] KUCHAR J, YANG L. A review of conflict detection and resolution modeling methods [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2000, 1 (4) : 179-189.

[2] PAIELLI R, ERZBERGER H. Conflict probability estimation for free flight [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20 (3) : 588-596.

[3] PAIELLI R, ERZBERGER H. Conflict probability estimation generalized to non-level flight [J]. Air Traffic Control Quarterly, 1999, 7 (3) : 195-222.

[4] 邓炜,张军,吴限,等.一种适用于航路改变情况的冲突概率探测算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31 (12) : 1327-1332.

DENG W, ZHANG J, WU X, et al. Algorithm of conflict probability prediction for the case of trajectory change [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31 (12) : 1327-1332 (in Chinese).

[5] 高杨,徐浩军,郑海峰.计算航路上飞行冲突概率的一种方法 [J]. 飞行力学, 2009, 27 (2) : 50-53.

GAO Y, XU H J, ZHENG H F. Algorithm to estimate the conflict probability on the airway [J]. Flight Dynamics, 2009, 27 (2) : 50-53 (in Chinese).

[6] 沈笑云,周波,曹博,等.基于冲突概率的低空自由飞行冲突检测算法 [J]. 光电与控制, 2014, 21 (6) : 43-47.

SHEN X Y, ZHOU B, CAO B, et al. A free flight conflict detection algorithm of low-altitude airspace based on conflict probability [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21 (6) : 43-47 (in

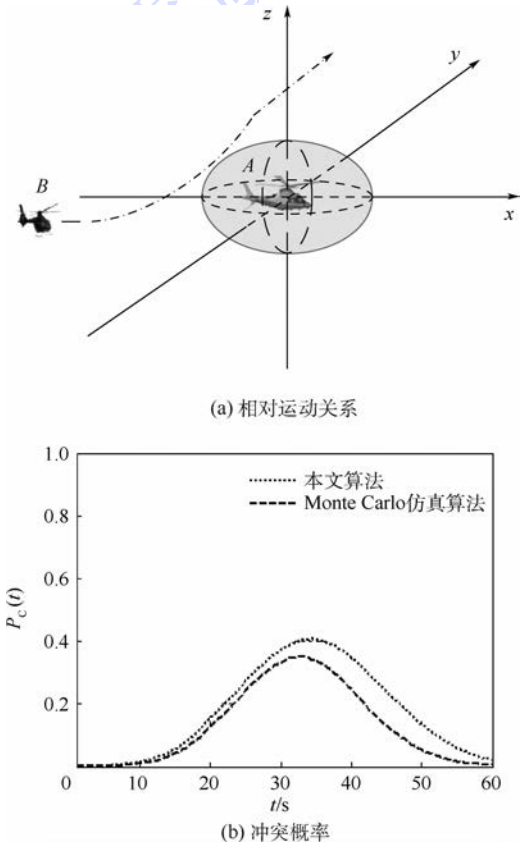


图 6 三维情况爬升转弯机动飞行结果比较
Fig. 6 Result comparison of climbing turning maneuver flight in three-dimensional case

- Chinese).
- [7] PRANDINI M, HU J. A probabilistic approach to aircraft conflict detection[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2001, 1(4): 199-220.
- [8] PRANDINI M, PUTTA V. A probabilistic measure of air traffic complexity in three-dimensional airspace[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2010, 24(10): 813-829.
- [9] 李丹, 崔德光. 基于布朗运动的空中交通短期冲突探测[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2008, 48(4): 477-481.
LI D, CUI D G. Air traffic control conflict detection algorithm based on Brownian motion[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2008, 48(4): 477-481 (in Chinese).
- [10] 刘小龙, 罗以宁, 赵喜求, 等. 一种改进的 Prandini 概率型中期冲突探测方法[J]. 计算机技术与发展, 2013, 23(1): 214-216.
LIU X L, LUO Y N, ZHAO X Q, et al. An improved medium-term conflict detection methods of Prandini probability type[J]. Computer Technology and Development, 2013, 23(1): 214-216 (in Chinese).
- [11] 石磊, 吴仁彪, 黄晓晓. 基于总体冲突概率和三维布朗运动的冲突探测算法[J]. 电子与信息学报, 2015, 37(2): 360-366.
SHI L, WU R B, HUANG X X. Conflict detection algorithm based on overall conflict probability and three dimensional Brownian motion[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(2): 360-366 (in Chinese).
- [12] JILKOV V P, LI X R, LEDET J H. Improved estimation of conflict probability for aircraft collision avoidance[C]//17th International Conference on Information Fusion. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-7.
- [13] BLOM H, BAKKER G. Conflict probability and incrossing probability in air traffic management[C]//Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002, 3: 2421-2426.
- [14] JACQUEMART D, MORIO J. Adaptive interacting particle system algorithm for aircraft conflict probability estimation[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 55(5): 431-438.
- [15] VISINTINI A, GLOVER W, LYGEROS J. Monte Carlo optimization for conflict resolution in air traffic control[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2006, 7(4): 470-482.
- [16] WOLF T B, KOCHENDERFER M J. Aircraft collision avoidance using Monte Carlo real-time belief space search[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2011, 64(2): 277-298.
- [17] BELKHOUCHE F. Modeling and calculating the collision risk for air vehicles[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2013, 62(5): 2031-2041.
- [18] LAMBERT A, GRUYER D. A fast Monte Carlo algorithm for collision probability estimation[C]//10th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 406-411.
- [19] KARLIN S, TAYLOR H M. 随机过程初级教程[M]. 庄无兴, 陈宗海, 陈庆华, 译. 北京: 人民邮电出版社, 2007: 306-351.
KARLIN S, TAYLOR H M. A first course in stochastic processes[M]. ZHUANG W X, CHEN Z X, CHEN Q H, translated. Beijing: Posts & Telecom Press, 2007: 306-351 (in Chinese).
- [20] HU J H, PRANDINI M, SASTRY S. Aircraft conflict prediction in the presence of a spatially correlated wind field[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2005, 6(3): 326-340.
- [21] BLIN K, AKIAN M, BONNANS F, et al. A stochastic conflict detection method integrating planned heading and velocity changes[C]//Proceedings of 39th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000, 5: 4717-4722.

作者简介:

刘洋 男, 博士研究生. 主要研究方向: 飞行器轨迹优化与避撞。

向锦武 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 无人机系统、飞行动力学。

Short-term conflict detection algorithm for free flight in low-altitude airspace

LIU Yang, XIANG Jinwu^{*}, LUO Zhangping, JIN Wanzeng

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

Abstract: Considering the autonomous route of free flight in low-altitude airspace, a probabilistic short-term conflict detection algorithm is proposed. The trajectory prediction error caused by navigation error, control error and wind disturbance was taken into account. A reasonable error model was constructed to compute the conflict probability between aircraft in the short term. By using coordinate transformation and extending the conflict zone, an approximate analytical expression was presented to estimate the conflict probability of maneuvering flight in three-dimensional airspace. By comparison with Paielli and Erzberger (P&E) approximation algorithm and the Monte Carlo simulation algorithm, the presented algorithm was proved to increase the accuracy of conflict probability estimation and decrease the computational consumption. The result shows that this algorithm can reach the real-time requirement of free flight in low-altitude airspace and realize the conflict detection in complex environment.

Keywords: free flight; trajectory prediction; conflict detection; conflict probability; Brownian motion

Received: 2016-08-25; **Accepted:** 2016-11-18; **Published online:** 2017-01-06 11:03

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170106.1103.001.html

Foundation item: National Basic Research Program of China (2011CB707002)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0665

非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响



辛蒲敏, 王志鹏*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 地基增强系统 (GBAS) 中, 非标称对流层误差引起的平均垂直保护级 (VPL) 增量为 2.29 m, 误差包络精度降低, 系统完好性风险增大。针对上述问题, 基于修正的 Hopfield 模型, 综合考虑天气和卫星仰角实时变化情况, 以及飞机与地面站的实时距离, 提出一种实时计算非标称对流层误差的方法; 鉴于该方法对甚高频数据播发 (VDB) 传输带宽要求较高, 提出拟合计算方法, 将实时误差拟合为距离和卫星仰角的函数。仿真计算单点、进近区和终端区 3 种飞行场景下的 VPL, 分析非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响, 结果表明: 采用实时计算方法时, 平均 VPL 增量为 1.55 m, 非标称对流层误差的包络精度提高 32.52%; 采用拟合计算方法时, 平均 VPL 增量为 1.27 m, 包络精度提高 44.54%, VDB 传输数据减少, GBAS 完好性风险降低。

关键词: 地基增强系统 (GBAS); 完好性; 垂直保护级 (VPL); 非标称对流层误差; Hopfield 模型

中图分类号: V249.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1882-09

地基增强系统 (Ground-Based Augmentation System, GBAS) 基于局域差分修正技术, 从机场地面站获得定位误差修正参数以修正导航定位误差, 可以满足民用航空 CAT I/II/III 精密进近对所需导航性能 (Required Navigation Performance, RNP) 的要求^[1]。

在降雨量较大等恶劣天气情况下, 机载端和地面站气象条件有较大差异, 对应的对流层误差有差异, 无法通过差分修正技术将对流层误差完全消除, 导致差分修正残余对流层误差即非标称对流层误差的产生, 而电离层误差可通过双频差分来消除, 进而定位误差的主要来源为对流层^[2]。

1994 年, 基于星基定位系统自动着陆的研究发现, 异常对流层会导致系统定位失败^[3]。

2004 年, 研究发现 0.2 m 的差分修正残余误差会引起大约 2.6 m 的垂直保护级 (Vertical Protection Level, VPL) 增量^[4]。2007 年, Huang 和 van Graas 研究发现, 恶劣天气情况下, 每 6 km 伪距有 0.3 m 对流层误差^[5]。

后续的研究结果表明, 对流层空间解相关误差为 0.4 m/16 km^[6]。2011 年, van Graas 和 Zhu 在研究对流层误差对 GBAS 影响中发现, 对流层误差是导致定位失败的原因之一, 需要深入研究^[7]。综合上述研究得出结论: 飞机与地面站之间的天气差异和水平距离会引入非标称对流层误差^[8]。

为降低伪距修正残余误差引入的 GBAS 完好性风险, 俄亥俄大学提出了包络非零均值误差的方法^[4]。基于上述包络方法, 法国民航大学相关

收稿日期: 2016-08-17; 录用日期: 2016-11-11; 网络出版时间: 2016-12-15 11:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161215.1125.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61501010); 航空科学基金 (2015ZC51035); 北京市自然科学基金 (4154078)

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

引用格式: 辛蒲敏, 王志鹏. 非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1882-1890.

XIN P M, WANG Z P. Impact of non-nominal troposphere error on GBAS integrity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1882-1890 (in Chinese).

研究分析了非标称对流层在单个静态点对 GBAS 的影响,但进近区和终端区动态飞行时,非标称对流层对 GBAS 的影响未知,且没有考虑卫星仰角和飞机与地面站之间距离的实时变化情况对非标称对流层误差的影响^[9]。

针对上述问题,开展了非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响研究。首先,基于修正的 Hopfield 模型和“天气墙”模型,分析误差的影响因素,进而分析进近区和终端区的非标称对流层误差;其次,分析传统包络方法下非标称对流层误差对 VPL 的影响,进而评估其对 GBAS 完好性的影响;然后,综合考虑飞机与地面站之间距离、卫星仰角和天气情况对误差的影响,提出一种实时包络非标称对流层误差的方法(下文简称为实时包络方法),该方法需要地面站传输实时的气象数据,增多了 VDB 传输数据量;最后,鉴于 VDB 传输带宽有限,为减少需要增加的 VDB 传输数据量,将实时计算的误差拟合为飞机与地面站距离和卫星仰角的函数,所得拟合结果为拟合包络方法。

1 非标称对流层误差

对流层误差分为垂直分量和水平分量,垂直分量即标称对流层,只与飞机与地面站之间的高度差有关,用现有的标称对流层误差修正方法计算^[10];水平分量即非标称对流层误差,与飞机和地面站之间的水平距离及天气情况有关,由机载端和地面站根据实时天气情况和距离计算。

1.1 非标称对流层误差模型

非标称对流层误差模型如图 1 所示,称之为“天气墙”模型^[4]。图 1 中, T_0 、 P_0 和 RH_0 为正常对流层下的温度、压强和相对湿度, T_w 、 P_w 和 RH_w 为非标称对流层下的温度、压强和相对湿度, D 为飞机与地面站之间的距离, h_0 为飞机与地面之间的高度。“天气墙”模型表现了墙内外离散的天气情况。卫星信号穿过对流层顶端(标称对流层)时,经历的天气情况相同,不会产生非标称对流层误差;卫星信号通过路径 1 到达地面站时,经历的天气情况(温度、压强和相对湿度)与通过路径 2 到达机载端的信号不同,机载端和地面站基于修正的 Hopfield 模型计算的对流层误差有差异,导致非标称对流层误差产生,相关研究发现,降雨量为 1.5 cm/h,伪距误差为 20 cm/km,说明降雨量是造成非标称对流层误差的主要因素^[11]。

“天气墙”模型不包含对流层误差的垂直分

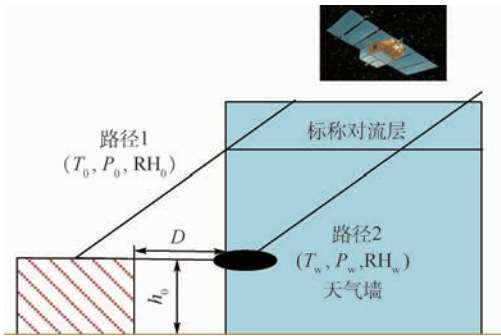


图 1 非标称对流层误差模型

Fig. 1 Non-nominal troposphere error model

量,同时,由于“天气墙”模型假设在整个仿真时间内,一直存在极端天气差异,因此有一定误差。

本文仿真中,天气情况设定如下:

- 1) 非标称气象天气情况(“天气墙”模型下层): $T_w = 26\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P_w = 102.325\text{ kPa}$, $RH_w = 100\%$, 温度下降率为 -6.5 K/km 。
- 2) 标称气象天气情况(“天气墙”模型上层): $T_0 = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P_0 = 102.325\text{ kPa}$, $RH_0 = 50\%$, 温度下降率为 -6.5 K/km 。

1.2 影响非标称对流层误差的因素

图 2 为飞机与地面站的距离为 16 和 8 km 时,基于修正的 Hopfield 模型计算的非标称对流层误差。

由图 2 看出,飞机与地面站之间的距离越大,非标称对流层误差越大;卫星仰角越大,非标称对流层误差越小。

由上述分析可知,非标称对流层误差与飞机与地面站之间距离和卫星仰角有关,且进近过程中,卫星的仰角和飞机与地面站之间的距离时刻变化,图 3 为飞机与地面站之间的距离为 0 ~ 120 km 时,非标称对流层误差与卫星仰角之间的关系。

由图 3 看出,随着卫星仰角和飞机与地面站

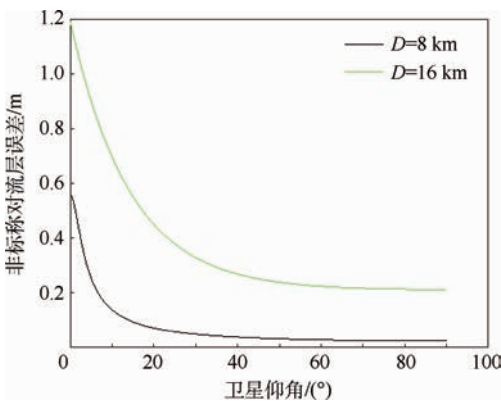


图 2 非标称对流层误差与卫星仰角之间的关系

Fig. 2 Relationship between non-nominal troposphere error and satellite elevation angle

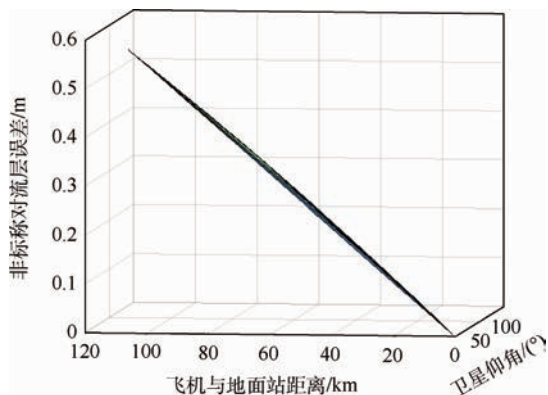


图3 非标称对流层误差

Fig.3 Non-nominal troposphere error

之间距离都增大时,非标称对流层误差呈增长趋势。

2 非标称对流层误差传统包络方法

2.1 方法流程

非标称对流层误差传统包络方法的处理流程如下^[12]。

步骤1 记录相应区域一年的天气情况(温度、压强和相对湿度),计算每小时最大的天气变化量,并将其作为“天气墙”模型内外的天气差异值。

步骤2 将卫星仰角定为 5° ,机载端和地面站根据修正的Hopfield模型分别计算对流层误差,残余差分对流层误差即为非标称对流层误差。用绝对误差方法假设所有的卫星都对应最大的非标称对流层误差,即^[13]

$$\frac{\mu_i}{\mu_{\max}} = 1 \quad (1)$$

式中: μ_i 为第 i 颗卫星对应的非标称对流层误差; $\mu_{\max}$ 为所有卫星中最大的非标称对流层误差。

步骤3 计算非标称对流层标准差,即^[4]

$$\sigma_{\text{non-nom-trop}} = \frac{\mu_{\max} \sqrt{N}}{K_{\text{ffmd}}} \quad (2)$$

式中: N 为可见卫星的数目; K_{ffmd} 为无故障漏检倍数。

步骤4 相关研究发现参数膨胀方法可最小化异常电离层对GBAS的影响,传统包络方法选用相对膨胀方法,将差分修正残余误差引入误差源标准差中^[14]。非标称对流层下膨胀的垂直电离层梯度为^[15]

$$\sigma_{\text{vig-inflated}} = \sqrt{\sigma_{\text{vig}}^2 + \sigma_{\text{non-nom-trop}}^2} \quad (3)$$

式中: σ_{vig} 为垂直电离层梯度。

后续研究发现,传统包络方法适用于GBAS

地面站,能够包络伪距修正残余对流层误差^[16]。

步骤5 根据膨胀的垂直电离层梯度计算膨胀的电离层误差标准差 $\sigma_{\text{iono-inflated},i}$,以无故障状态H0为例,计算膨胀之后的误差源标准差为^[10]

$$\sigma_{i\text{-inflated}}^2 = \sigma_{\text{gnd},i}^2 + \sigma_{\text{air},i}^2 + \sigma_{\text{iono-inflated},i}^2 + \sigma_{\text{tropo},i}^2 \quad (4)$$

式中: $\sigma_{i\text{-inflated}}$ 为膨胀的误差源标准差; $\sigma_{\text{gnd},i}$ 为伪距校正误差标准差; $\sigma_{\text{air},i}$ 为机载误差标准差; $\sigma_{\text{iono-inflated},i}$ 为膨胀的电离层误差标准差; $\sigma_{\text{tropo},i}$ 为对流层误差标准差。

步骤6 根据膨胀的误差源标准差,计算膨胀的VPL(即用户或机载端VPL)。VPL是评估GBAS性能的重要指标。VPL为以很大的概率(由完好性风险定义,完好性风险小于 2×10^{-7})包络定位误差的置信边界^[17]。以无故障状态H0为例,膨胀的VPL计算如下^[14]:

$$\text{VPL}_{\text{inflated}} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{v,i}^2 \sigma_{i\text{-inflated}}^2} \quad (5)$$

式中: $S_{v,i}$ 为第 i 颗卫星几何矩阵的垂直分量。

步骤7 计算非标称对流层下的理想VPL。理想的VPL可分为包络零均值高斯分布误差项 VPL_{non} 和包络伪距修正残余非零均值误差项 VPL_{bias} ^[13],即

$$\text{VPL}_{\text{non}} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{v,i}^2 \sigma_i^2} \quad (6)$$

式中: σ_i 为误差源标准差,即

$$\sigma_i^2 = \sigma_{\text{gnd},i}^2 + \sigma_{\text{air},i}^2 + \sigma_{\text{iono},i}^2 + \sigma_{\text{tropo},i}^2 \quad (7)$$

式中: $\sigma_{\text{iono},i}$ 为标称对流层下的电离层误差标准差。

每一个误差源的非标称对流层误差由 μ_i 表示,则所有由非标称对流层误差引起VPL增量可表示为

$$\text{VPL}_{\text{bias}} = \sum_{i=1}^N |S_{v,i} \mu_i| \quad (8)$$

则理想的VPL可表示为

$$\text{VPL}_{\text{ideal}} = \text{VPL}_{\text{non}} + \text{VPL}_{\text{bias}} \quad (9)$$

当 $\text{VPL}_{\text{inflated}} \geq \text{VPL}_{\text{ideal}}$ 时,可以保障非标称对流层下GBAS的完好性,但传统的包络方法会引入部分完好性风险,下文通过分析非标称对流层误差的影响因素,进而提出改进方法,提高包络精度,降低包络方法引入的完好性风险。

2.2 传统包络方法下对GBAS完好性的影响

基于非标称对流层误差的影响因素,分析不同星座下,基于传统包络方法计算的非标称对流层误差对GBAS完好性的影响。

2.2.1 仿真条件

1) 天气情况设定如2.1节所述。

- 2) 滤波时间:100 s。
- 3) 星座:北斗区域性星座、北斗全球性星座、GPS 标准星座和 GPS 当前星座。
- 4) 地点:林芝机场(E94.3°,N29.3°,2 949 m)。
- 5) 飞机速度:
GAST C (GBAS Approach Service Type C): 77 m/s。
- GAST D (GBAS Approach Service Type D): 72 m/s。
- 6) 遮蔽角:5°。
- 7) 垂直告警限 (VAL):如表 1 所示^[10],FAS-VAL 为设定的初始告警限。

8) 仿真区域:单点:飞机高度为 30 m 和 60 m;进近区:飞机高度 60 m 开始;终端区:飞机高度 1 000 m 开始。图 4 为仿真区域示意图。

表 1 垂直告警限
Table 1 Vertical alert limit

垂直告警限	H/m
FASVAL	$H \leq 60, 96$
$0.095\,965H + \text{FASVAL} - 5.85$	$60.96 < H \leq 408.432$
$\text{FASVAL} + 33.35$	$H > 408.432$

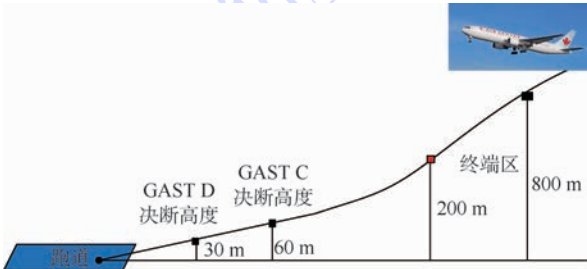


图 4 仿真区域
Fig.4 Simulation regions

2.2.2 仿真结果

下文仿真图中:黑线代表非标称对流层下理想的 VPL_{ideal} ;绿线代表不考虑非标称对流层误差时的 VPL_{non} ;紫线代表非标称对流层下膨胀的 $VPL_{inflated}$ 。

图 5 为 GPS 当前星座下,不同时刻基于传统包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响,图中:SV 为可见卫星数。

由图 5 可以看出,设定告警限为 10 m,传统包络方法下, $VPL_{ideal} > VPL_{non}$,说明非标称对流层误差的引入增大了机载端 VPL;且可见卫星数小于 7 时, $VPL_{inflated}$ 高于告警限,说明传统的包络方法增大了非标称对流层误差和 GBAS 完好性风险,GPS GBAS 的可用性受到影响。在单次进近过程中,一旦某一时刻 VPL 高于告警限,则导致该次

进近过程不可用。由此可以推断非标称对流层误差可能给 BDS GBAS 引入完好性风险。

图 6 为全球 BDS 星座下,基于传统包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

由图 6 可以看出,传统包络方法下, $VPL_{ideal} > VPL_{non}$,结论与 GPS 星座下相同。

进近区域中,GBAS 仅为一个机场的进场和离场飞行提供进近管制服务,而终端区内同时为 2 个或 2 个以上机场的进场和离场飞行提供管制服务,终端区范围较广,为减少对空中交通服务和航线运行的限制,应确保 VPL 和侧向保护级 (Lateral Protection Level,LPL)符合相关标准规定。仿真也分析了终端区飞行时,非标称对流层误差的传统包络方法对 VPL 和 LPL 的影响。表 2 为基于传统包络方法,不同星座在非标称对流层下, $VPL_{inflated}$ 相对 VPL_{ideal} 的平均增量。

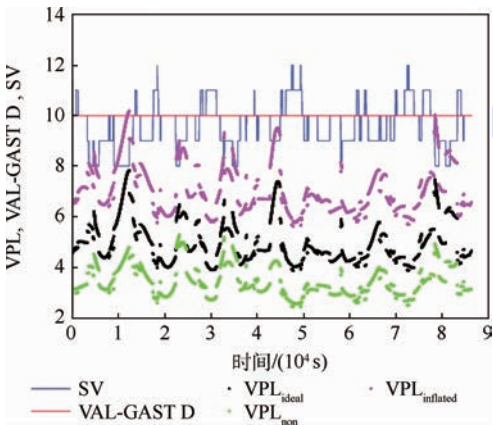


图 5 传统包络方法下 VPL(GPS 当前星座,GAST D)
Fig.5 VPL with traditional bounding method (current GPS constellation, GAST D)

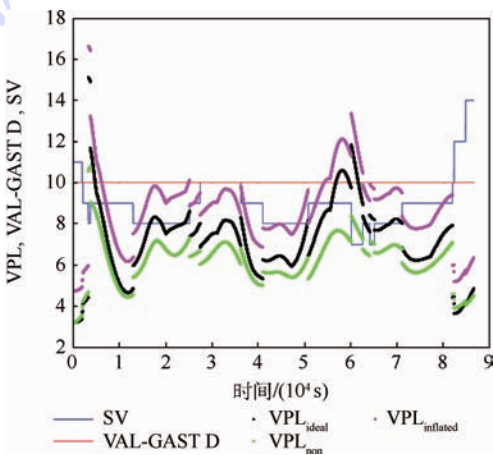


图 6 传统包络方法下 VPL(全球 BDS 星座,GAST D)
Fig.6 VPL with traditional bounding method (global BDS constellation, GAST D)

表 2 传统包络方法下保护级 (PL) 平均增量
Table 2 Average increase of protection level (PL)
with traditional bounding method

星座	进近类型	PL 平均增量/m		
		单点	单次进近	终端区
区域 BDS	GAST C	1.91	1.67	2.26 (VPL)
	GAST D	1.79	1.73	2.17 (LPL)
全球 BDS	GAST C	2.08	2.50	3.00 (VPL)
	GAST D	1.09	1.72	1.80 (LPL)
标准 GPS	GAST C	2.01	2.47	2.87 (VPL)
	GAST D	1.51	1.86	1.95 (LPL)
当前 GPS	GAST C	2.18	2.43	2.96 (VPL)
	GAST D	2.09	2.52	2.94 (LPL)

由表 2 可知,传统的包络方法下,GAST C 的平均 VPL 增量为 2.36 m,GAST D 的平均 VPL 增量为 2.22 m,得出以下结论:传统包络方法增大了非标称对流层误差,增大了 GBAS 完好性风险,且非标称对流层误差对 GAST C 的影响大于 GAST D;非标称对流层误差增大机载端 VPL,GBAS 完好性风险增大。

3 非标称对流层误差实时包络方法

由上述分析可知,传统的包络方法下,VPL 增量最大为 3 m,误差较大。进近过程中飞机与地面站之间的距离和天气情况,以及卫星的仰角时刻变化,非标称对流层误差也时刻变化,传统的包络方法不能基于实时卫星仰角和距离计算实时的非标称对流层误差,误差包络精度低,GBAS 完好性风险增大。

鉴于上述问题,本文提出实时包络方法。根据实时的卫星仰角、飞机与地面站之间距离和周围的天气情况,机载端和地面站分别计算对流层误差,差分修正残余对流层误差即为该时刻、该颗可见卫星的非标称对流层误差。每一颗可见卫星都有其对应的非标称对流层误差 μ_i ,基于式(2)计算每一颗可见卫星的非标称对流层误差标准差,进而计算每一时刻 VPL_{ideal} 和 $VPL_{inflated}$,具体计算流程如图 7 所示。

在相同的仿真条件下,基于实时包络方法,评估非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

下文仿真图中,蓝绿线代表实时包络方法下膨胀的 VPL_{new} 。

图 8 为 GPS 当前星座下,基于实时包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

由图 8 可以看出,GPS 星座下, $VPL_{new} < VPL_{inflated}$,说明实时包络方法提高了非标称对流层

误差的包络精度,降低了 GBAS 的完好性风险,减少了系统的报警时间。

图 9 为全球 BDS 星座下,基于实时的包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

由图 9 可以看出,全球 BDS 星座下, $VPL_{new} < VPL_{inflated}$,结论与 GPS 星座下相同,验证了实时包络方法在 BDS GBAS 下的有效性。

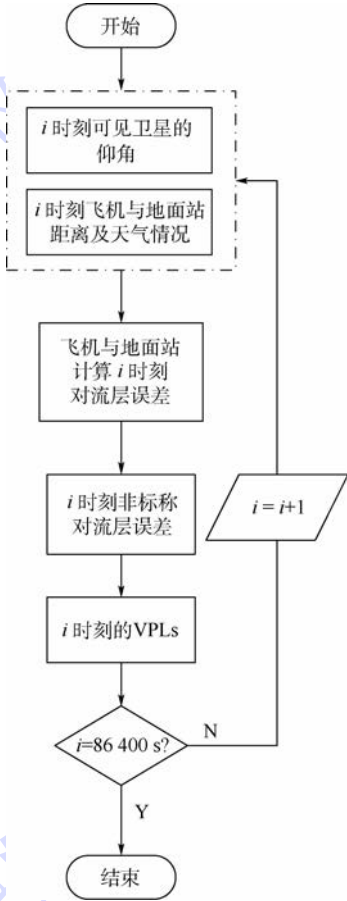


图 7 实时包络方法流程图

Fig. 7 Flowchart of real-time bounding method

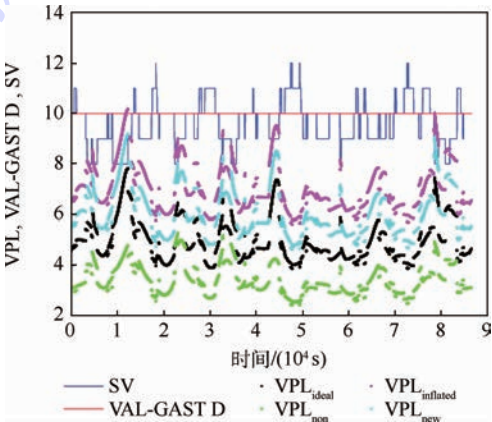


图 8 实时包络方法下 VPL (GPS 当前星座,GAST D)

Fig. 8 VPL with real-time bounding method
(current GPS constellation, GAST D)

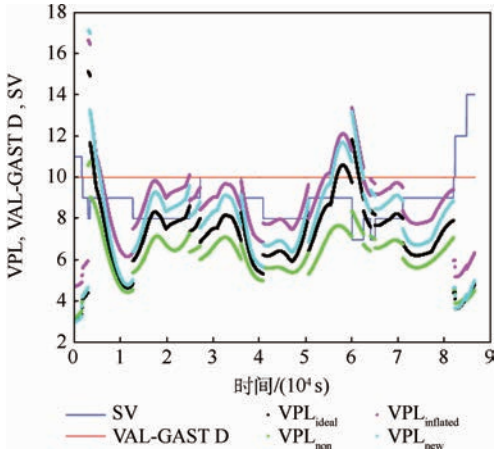


图 9 实时包络方法下 VPL(全球 BDS 星座,GAST D)
Fig. 9 VPL with real-time bounding method
(global BDS constellation, GAST D)

表 3 为基于实时包络方法,不同星座在非标称对流层下,VPL_{inflated} 相对 VPL_{ideal} 的平均增量。

实时包络方法下,与 VPL_{ideal} 相比,GAST C 的平均 VPL 增量为 1.75 m,GAST D 的平均 VPL 增量为 1.35 m,相比传统包络方法 2.36 m 和 2.22 m 的 VPL 增量,实时的包络方法减小了 VPL 增量,GAST C 的包络精度提高了 25.85%,GAST D 的包络精度提高了 39.19%。非标称对流层误差的实时包络方法减小了机载端 VPL 增量,降低了 GBAS 完好性风险,引入的包络误差减小。

表 4 为不同星座下,与传统包络方法相比,实时包络方法提高的包络精度。

由表 4 可知,实时包络方法下,包络精度平均提高 32.52%,降低了非标称对流层误差包络方法给 GBAS 引入的完好性风险,验证了实时包络方法的有效性。

但实时包络方法降低 VPL 增量的同时,需要地面站给机载端传输实时的气象数据,机载端根据气象数据计算非标称对流层误差,这就增加了 VDB 传输数据。飞机进近过程中每秒需要传输的气象数据占 412.28 B,3 298.24 bit 所占带宽为 3.22 bps。由 VDB 的传输带宽为 31.5 kbps 可知,传输气象数据时,将占用 10.23% 的 VDB 带宽,增大了 VDB 传输所需带宽。基于这一问题,下文提

表 3 实时包络方法下 PL 平均增量
Table 3 Average increase of PL with real-time bounding method

星座	进近类型	PL 平均增量/m		
		单点	单次进近	终端区
区域 BDS	GAST C	1.42	1.33	1.63 (VPL)
	GAST D	1.39	1.15	1.27 (LPL)
全球 BDS	GAST C	1.64	1.60	2.04 (VPL)
	GAST D	1.56	1.27	1.48 (LPL)
标准 GPS	GAST C	1.71	1.62	1.99 (VPL)
	GAST D	1.41	1.22	1.29 (LPL)
当前 GPS	GAST C	1.81	1.66	1.96 (VPL)
	GAST D	1.54	1.31	1.32 (LPL)

表 4 实时包络方法下包络精度平均提高量
Table 4 Average increase of bounding accuracy with real-time bounding method

星座	进近类型	包络精度平均提高量/%		
		单点	单次进近	终端区
区域 BDS	GAST C	16.31	27.92	32.24 (VPL)
	GAST D	28.40	36.90	40.32 (LPL)
全球 BDS	GAST C	12.30	26.42	31.20 (VPL)
	GAST D	34.60	36.39	40.42 (LPL)
标准 GPS	GAST C	18.22	23.12	28.28 (VPL)
	GAST D	35.30	40.80	35.52 (LPL)
当前 GPS	GAST C	27.22	33.34	35.34 (VPL)
	GAST D	40.41	45.31	55.20 (LPL)

出减少 VDB 传输数据的拟合包络方法。

4 非标称对流层误差拟合包络方法

上述实时包络方法提高了非标称对流层误差包络精度,但增加了 VDB 数据传输量,鉴于 VDB 传输带宽有限,将图 3 中离散误差样本点拟合为距离和卫星仰角的函数,拟合结果如下:

$$\mu_i = 0.54 - 0.0034\sin(0.28\pi De_i) - 0.49\exp[-(0.018e_i)^2] \quad (10)$$

式中: e_i 为可见卫星仰角。

根据式(10)的拟合结果,计算非标称对流层误差,进而评估拟合包络方法下非标称对流层误差对 GBAS 的完好性影响(见图 10)。由拟合结果可知,非标称对流层误差为飞机与地面站之间

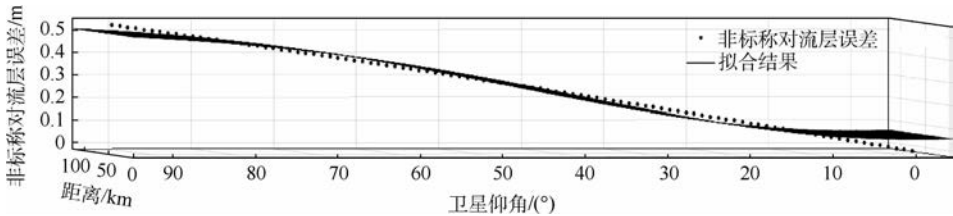


图 10 非标称对流层误差的拟合结果
Fig. 10 Fitting results of non-nominal troposphere error

距离和卫星仰角的函数,机载端可根据距离和卫星仰角计算非标称对流层误差,地面站不需要播发实时的气象数据,减少了 VDB 传输负担。

下文仿真图中,黄线代表拟合包络方法下膨胀的 VPL_{new1} 。

图 11 为 GPS 当前星座下,基于拟合包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

由图 11 可以看出, GPS 星座下, $VPL_{new1} < VPL_{new}$, 说明拟合包络方法在不需要增加 VDB 传输数据的同时,提高了非标称对流层误差的包络精度,降低了 GBAS 完好性风险。

图 12 为全球 BDS 星座下,基于拟合包络方法计算的非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响。

由图 12 可以看出,拟合包络方法下, $VPL_{new1} < VPL_{new}$, 结论与 GPS 星座下相同,说明拟合包络

方法提高了非标称对流层误差的包络精度,降低了 GBAS 完好性风险,验证了拟合包络方法在 BDS GBAS 下的有效性。

表 5 为基于拟合包络方法,不同星座下, VPL_{new1} 相对 VPL_{ideal} 的平均增量,代表拟合包络方法的误差。同样评估了拟合包络方法下,终端区飞行时非标称对流层误差对 VPL 和 LPL 的影响。

由表 5 可知,拟合包络方法下, GAST C 的平均 VPL 增量为 1.42 m, GAST D 的平均 VPL 增量为 1.12 m, 相比于实时包络方法下 1.75 m 和 1.35 m 的 VPL 增量,拟合包络方法减小了 VPL 增量, GAST C 的包络精度提高了 13.98%, GAST D 的包络精度提高了 10.36%, 拟合包络方法减小了机载端 VPL 增量,降低了 GBAS 完好性风险,引入的包络误差减小。

表 6 为不同星座下,与传统包络方法相比,拟合包络方法提高的包络精度。

表 5 拟合包络方法下的 PL 平均增量

Table 5 Average increase of PL with fitting bounding method				
星座	进近类型	PL 平均增量/m		
		单点	单次进近	终端区
区域 BDS	GAST C	1.03	1.19	1.33 (VPL)
	GAST D	0.85	1.07	1.14 (LPL)
全球 BDS	GAST C	1.20	1.37	1.64 (VPL)
	GAST D	1.07	1.26	1.28 (LPL)
标准 GPS	GAST C	1.32	1.51	1.79 (VPL)
	GAST D	1.01	1.09	1.21 (LPL)
当前 GPS	GAST C	1.36	1.61	1.67 (VPL)
	GAST D	1.01	1.12	1.34 (LPL)

表 6 拟合方法下包络精度平均提高量

Table 6 Average increase of bounding accuracy with fitting bounding method				
星座	进近类型	包络精度平均提高量/%		
		单点	单次进近	终端区
区域 BDS	GAST C	36.51	47.92	52.14 (VPL)
	GAST D	34.40	42.90	47.32 (LPL)
全球 BDS	GAST C	32.30	46.92	51.40 (VPL)
	GAST D	40.60	43.50	46.52 (LPL)
标准 GPS	GAST C	38.22	43.12	48.28 (VPL)
	GAST D	41.30	47.80	42.52 (LPL)
当前 GPS	GAST C	47.62	53.94	55.34 (VPL)
	GAST D	46.80	53.70	60.20 (LPL)

由表 6 可知,在不同星座下,拟合方法在不需要增加 VDB 传输数据的同时,包络精度平均提高 44.54%,降低了非标称对流层误差包络方法引入的 GBAS 完好性风险,验证了拟合方法的有效性。

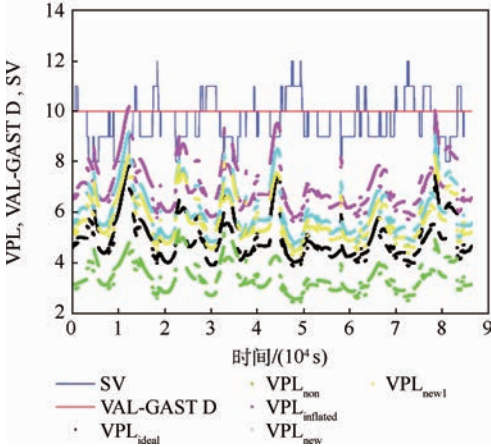


图 11 拟合包络方法下 VPL(GPS 当前星座,GAST D)
Fig. 11 VPL with fitting bounding method
(current GPS constellation, GAST D)

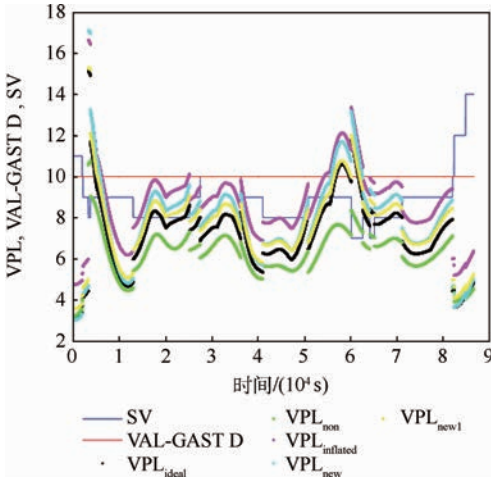


图 12 拟合包络方法下 VPL(全球 BDS 星座,GAST D)
Fig. 12 VPL with fitting bounding method
(global BDS constellation, GAST D)

5 结 论

通过分析非标称对流层误差的影响因素,基于传统包络方法、实时包络方法和拟合包络方法,评估非标称对流层误差对GBAS完好性的影响,得出如下结论:

1) 与标称对流层下的VPL相比,非标称对流层下,GAST C的平均VPL增量为2.57 m,GAST D的平均VPL增量为2.01 m,说明非标称对流层误差增大了机载端VPL,增大了GBAS的完好性风险,且非标称对流层误差对GAST C的影响大于GAST D。

2) 基于传统包络方法,GPS当前星座下的平均VPL增量为2.52 m,标准星座下的平均VPL增量为2.12 m,区域BDS下的平均VPL增量为1.91 m,全球BDS下的平均VPL增量为2.20 m,说明传统方法下,随着可见卫星数目增大,非标称对流层误差越大,引入的GBAS完好性风险越大。

3) 与传统包络方法相比,采用本文实时包络方法,GAST C的包络精度提高了25.85%,GAST D的包络精度提高了39.19%。说明实时包络方法提高了非标称对流层误差的包络精度,降低了GBAS完好性风险。

4) 与实时包络方法相比,拟合包络方法下,GAST C平均VPL增量降低0.33 m,GAST D平均VPL增量降低0.23 m,包络精度平均提高了12.17%,说明拟合方法在不需要增加VDB传输数据的同时,降低了GBAS完好性风险,验证了拟合方法的有效性。

参考文献 (References)

[1] 李康,巩冠峰. GPS地基增强系统简介及其性能仿真验证[J]. 电光与控制,2013,20(8):89-94.
LI K,GONG G F. Introduction of GPS ground based augmentation system and performance simulation [J]. Electronics Optics & Control,2013,20(8):89-94 (in Chinese).
[2] SUPARTA W. Tropospheric modeling from GPS[M]//SUPARTA W,ALHASA K M. Modeling of tropospheric delays using ANFIS. Berlin:Springer International Publishing,2016:19-52.
[3] DIGGLE D W. An investigation into the use of satellite-based positioning systems for flight reference/autoland operations, dissertation[D]. Columbus:Ohio University,1994:2-17.
[4] VAN GRAAS F,KRISHNAN V,SUDDAPALLI R,et al. Conspiring biases in the LAAS [C]// Proceedings of the Annual Meeting-Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2004:300-307.
[5] HUANG J,VAN GRAAS F. Comparison of tropospheric decorrelation errors in the presence of sever weather conditions in different areas and over different baseline lengths[J]. Navigation,

2007,54(3):207-226.

[6] HUANG J,VAN GRAAS F,COHENOUR C. Characterization of tropospheric spatial decorrelation errors over a 5-km baseline [J]. Navigation,2008,55(1):39-53.
[7] VAN GRAAS F,ZHU Z. Tropospheric delay threats for the GBAS [C]// Proceedings of the International Technical Meeting of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2011:959-964.
[8] MATEUS P,NICO G,TOME R,et al. Experimental study on the atmospheric delay based on GPS,SAR interferometry, and numerical weather model data[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing,2013,51(1):6-11.
[9] GUILBERT A. Non-nominal troposphere reassessment for meeting CAT II/III with MC/MF GBAS [C]// Proceedings of the 28th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2015:1526-1537.
[10] RTCA Inc. Minimum operational performance standards for GPS local area augmentation system airborne equipment: RTCA DO-253C-08[S]. Washington,D.C.:RTCA,2008:52.
[11] NILSSON T,BÖHM J,WIJAYA D D,et al. Atmospheric effects in space geodesy[M]. Berlin:Springer,2013:73-136.
[12] SKIDMORE T,VAN GRASS F. An investigation of troposphere errors on differential GNSS accuracy and integrity [C]// Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2004:2752-2760.
[13] RIFE J,PULLEN S. The impact of measurement biases on availability for CAT III LAAS [J]. Navigation,2006,52(4):215-228.
[14] SEO J,LEE J,PULLEN S,et al. Targeted parameter inflation within GBAS to minimize anomalous ionospheric impact [J]. Journal of Aircraft,2012,49(2):587-588.
[15] 李亮,赵琳,丁继成,等. 提高LAAS空间信号可用性的完好性监测新膨胀算法[J]. 航空学报,2011,32(4):664-671.
LI L,ZHAO L,DING J C,et al. A new inflation integrity monitoring algorithm for improving availability of LAAS signal-in-space [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(4):664-671 (in Chinese).
[16] LEE J,PULLEN S,XIE G,et al. LAAS sigma-mean monitor analysis and failure-test verification [C]// Proceedings of Annual Meeting of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2010:694-704.
[17] ICAO NSP. GBAS CAT II/III development baseline SARP: Annex 10, Volume I [R]. Montreal:International Civil Aviation Organization,2010.

作者简介:

辛蒲敏 女,硕士研究生。主要研究方向:导航和GBAS性能评估。

王志鹏 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:卫星导航民航/军航/通航应用的完好性监测技术。

Impact of non-nominal troposphere error on GBAS integrity

XIN Pumin, WANG Zhipeng*

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

Abstract: In current ground-based augmentation system (GBAS), the average vertical protection level (VPL) increase caused by non-nominal troposphere error is 2.29 m, the accuracy of bounding is reduced and the integrity risk is increased. Faced with the above problems, a real-time method was proposed based on the modified Hopfield model. With real-time method, the non-nominal troposphere error was calculated according to the real-time weather changes, satellite elevation angle and the distance between aircraft and ground station. Given the high requirement of the real-time method for very high frequency data broadcast (VDB) transmission bandwidth, a fitting method was proposed, in which error is a function of distance and elevation angle. Simulations compute the VPL under the flight scenarios of single point, approach area and terminal area with the aim of evaluating the impact of non-nominal troposphere error on GBAS integrity. The results show that, with the real-time bounding method, VPL is averagely increased by 1.55 m and the accuracy of bounding is increased by 32.52%; with fitting method, VPL is averagely increased by 1.27 m, the accuracy of bounding is increased by 44.54%, the VDB transmission data is less, and the GBAS integrity risk is decreased.

Keywords: ground-based augmentation system (GBAS); integrity; vertical protection level (VPL); non-nominal troposphere error; Hopfield model

Received: 2016-08-17; **Accepted:** 2016-11-11; **Published online:** 2016-12-15 11:25

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161215.1125.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61501010); Aeronautical Science Foundation of China (2015ZC51035); Natural Science Foundation of Beijing (4154078)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0679



高抗扰高精度无人机着舰纵向飞行控制

刘宪飞¹, 王勇^{1,*}, 张代兵²

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 国防科技大学 机电工程与自动化学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对无人机着舰过程中舰尾流扰动和甲板运动扰动对着舰点散布的影响, 对复杂着舰环境下的无人机着舰纵向控制策略、控制结构和控制律参数设计方法进行研究。针对常规控制结构抗扰能力不足的问题, 提出了无人机着舰纵向多操纵面平衡态直接力控制 (DFC) 策略及控制结构。提出了面向着舰点散布的控制律参数优化设计方法, 该方法在保证系统满足稳定裕度指标的基础上, 综合考虑了舰尾流扰动和甲板运动扰动对着舰点散布的影响, 使 2 种扰动造成的着舰点散布最小。构建控制律参数优化设计问题, 通过粒子群优化 (PSO) 算法进行优化设计, 得到高抗扰性能的控制律参数。在控制律参数优化中考虑舰尾流和甲板运动的功率谱密度分布, 使设计更具有针对性, 减小了控制律设计的保守性, 进一步提高控制的抗扰性能。算例设计及仿真验证了多操纵面平衡态 DFC 控制结构在抵抗舰尾流扰动和甲板运动扰动方面的优异性能, 并证明了所提控制律参数设计方法的有效性。

关 键 词: 舰载无人机; 着舰; 直接力控制 (DFC); 控制律优化设计; 功率谱密度; 粒子群优化 (PSO)

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1891-09

随着中国第一艘航空母舰“辽宁号”开始服役, 无人机着舰成为近年来学者们研究的热点。相比于着陆, 无人机的着舰环境更加复杂, 无人机需要降落在长度有限的甲板上, 在着舰的最后阶段, 不仅需要跟踪甲板运动^[1], 还需要抵抗复杂的舰尾流扰动^[2], 保证安全精确着舰, 这就对着舰飞行控制提出了挑战。

美国海军研制了自动着舰系统 (ACLS) 并投入使用^[3], 其中的飞控系统的着舰控制策略 (称为常规控制策略) 为升降舵通过调节俯仰间接改变升力来控制高度, 同时通过调节油门改变推力来控制空速或迎角进行动力补偿。事实上, 该控制策略存在着抗扰能力不足的问题。目前研究人员主要基于该控制策略, 围绕补偿甲板运动扰动^[4-6] 和抵抗舰尾流扰动^[7-9] 这两方面进行研究,

力图提高着舰精度。

文献[4-6]针对甲板运动扰动提出对其进行预估与补偿相结合的方式减小甲板跟踪偏差, 但是在设计中未考虑舰尾流扰动的影响。文献[7-9]仅针对抑制舰尾流扰动进行控制系统设计, 未考虑甲板运动扰动, 并且在控制系统的抗扰验证与参数设计方面也存在着不足。其中, 文献[7]在验证系统抗风能力时, 仅选用单位阶跃信号代表的垂直突风作为扰动输入, 不足以证明系统抑制舰尾流扰动的能力。文献[8]从系统对阶跃信号的响应方面进行控制律参数的设计, 并采用人工调校的方法整定控制律参数, 调参过程耗时复杂。文献[9]先针对舰尾流扰动中的自由大气紊流分量、周期性分量以及随机分量利用遗传算法对控制律参数进行寻优, 后对舰尾流扰动

收稿日期: 2016-08-23; 录用日期: 2016-11-04; 网络出版时间: 2016-11-29 08:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161129.0854.001.html

* 通讯作者: E-mail: wyuav@buaa.edu.cn

引用格式: 刘宪飞, 王勇, 张代兵. 高抗扰高精度无人机着舰纵向飞行控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1891-1899.
LIU X F, WANG Y, ZHANG D B. High-immunity high-precision longitudinal flight control for UAV's carrier landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1891-1899 (in Chinese).

中的雄鸡尾流分量按着舰时间历程向控制系统中叠加控制补偿量进行抑制,其中的补偿时刻和补偿量是在先期参数寻优结果的基础上仿真优化得到。无人机的着舰时间历程受海面风、船速影响较大,因此,该方法所确定的固定的补偿时刻和补偿量所产生的补偿效果是不确定的,甚至会起反作用。

针对常规控制结构抗扰能力不足的问题,本文首先提出无人机着舰纵向多操纵面平衡态直接力控制(DFC)控制策略及控制结构,从飞行力学机理上使无人机着舰的抗扰潜力更大。然后,提出面向着舰点散布的控制律参数优化设计方法,该方法在保证系统满足稳定裕度指标的基础上,综合考虑舰尾流扰动和甲板运动扰动对着舰点散布的影响,使 2 种扰动造成的着舰点散布最小,最大限度地挖掘出飞行控制的抗扰潜力。最后,通过算例设计与仿真,验证了本文提出的多操纵面平衡态 DFC 控制策略和控制结构在抵抗舰尾流扰动和甲板运动扰动方面的优异性能,以及所提控制律参数设计方法的有效性。

1 无人机着舰纵向多操纵面平衡态 DFC 控制策略及控制结构

常规控制策略及控制结构如图 1 所示。图中: H_g 为理想下滑轨迹的高度指令; H 为无人机高度; K_{ph} 、 K_{ih} 和 K_{dh} 分别为高度控制外回路 PID 控制系数; ϑ 为无人机俯仰角; K_ϑ 和 K_{ω_z} 为姿态控制内回路的系数; ω_z 为无人机俯仰角速率; δ_z 为无人机升降舵。甲板运动信号通过补偿网络 $G_{DMC}(s)$ 叠加到高度指令中, $G_{DMC}(s)$ 的形式^[4]为

$$G_{DMC}(s) = K_{DMC} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} \cdot \frac{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}{\omega_n^2(\tau s + 1)^3} \quad (1)$$

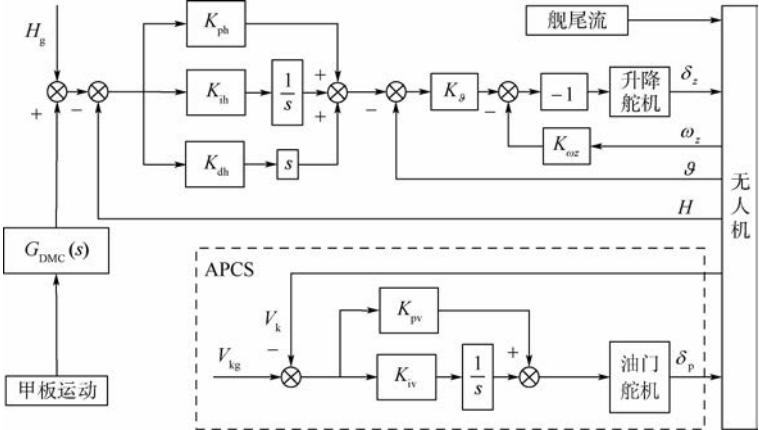


图 1 ACLS 常规纵向控制结构

Fig. 1 Regular longitudinal control structure of ACLS

式中: K_{DMC} 为补偿网络增益; T_1 和 T_2 为一阶校正环节时间参数; τ 为二阶校正环节时间参数; ω_n 为二阶校正环节自然频率; ξ 为二阶校正环节阻尼比。

图 1 中采用速度恒定的进场动力补偿系统 (APCS), V_{kg} 为平衡态空速, K_{pv} 和 K_{iv} 分别为 PI 控制系数, V_k 为无人机空速, δ_p 为无人机油门。

常规控制策略存在抗扰能力不足的问题:由于无人机俯仰转动惯量较大,通过升降舵调节俯仰间接改变升力的过程较慢,因此升降舵控制高度的过程具有较大的滞后;无人机质量较大,通过改变推力进行动力补偿具有延迟性,而从发动机改变油门到推力变化也需要一定时间。因此该控制策略限制了无人机抑制舰尾流扰动和甲板运动扰动的能力。

为了充分发挥无人机抑制扰动的潜力,本文提出无人机着舰纵向多操纵面平衡态 DFC 控制策略:升降舵控制无人机迎角处于平衡态迎角,襟翼控制无人机高度,消除高度偏差;油门处于平衡态油门,阻力板控制无人机空速跟踪平衡态空速。

上述策略中,升降舵可以快速产生俯仰力矩抑制扰动,使迎角处于平衡态迎角,保证基准升力,襟翼偏转可以直接产生升力,对总升力进行快速调节,两者共同保持无人机升力方向上的力平衡;阻力板偏转可以直接改变阻力,实现空速的快速调节,油门和阻力板共同保持阻力方向上的力平衡。平衡态油门处于较大油门状态,无人机在不能安全着舰时,可将阻力板快速收回并增大油门,实现快速复飞,保证舰机安全。

本文所提控制策略充分利用了无人机多操纵面的操纵资源(升降舵、襟翼、油门和阻力板),增加了抗扰潜力。可通过对下滑平衡态的优化设

计,使下滑平衡态下的升降舵、襟翼和阻力板具有充分的双向操纵余量和最大的操纵效率。基于以上控制策略的控制结构如图 2 所示。图中: α_g 和 δ_{pg} 分别为无人机无扰动下滑平衡态下的平衡态迎角和平衡态油门; K_{pot} 和 K_{ia} 为升降舵迎角控制器 PI 控制系数; α 为迎角; δ_j 和 δ_b 分别为无人机襟翼和阻力板。

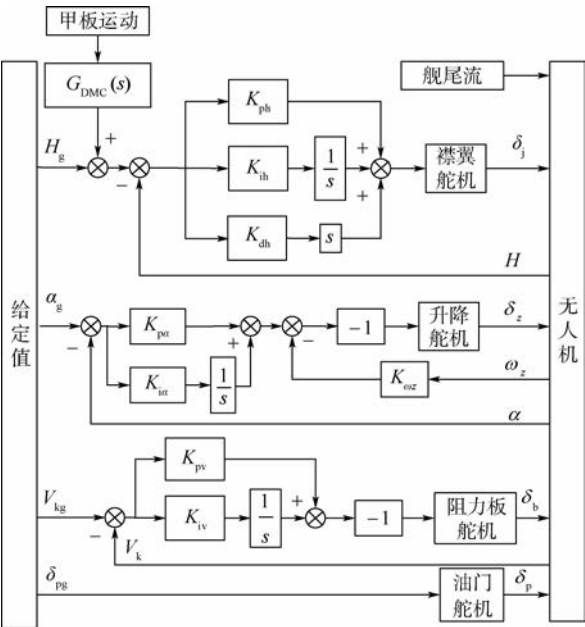


图 2 多操纵面平衡态 DFC 控制结构
Fig. 2 Control structure based on multi-surface equilibrium-state DFC

2 复杂着舰环境

舰尾流扰动和甲板运动扰动构成了舰载机基本的着舰环境。在此,需要明确这些扰动的形式和组成,并对其进行功率谱分析,确定扰动的频率范围,使控制律设计更具有针对性,减少设计的保守性,从而最大限度地提高着舰精度。

2.1 舰尾流扰动

文献[10]给出了舰尾流的工程化模型。舰尾流由自由大气紊流分量(u_1, v_1, w_1)、雄鸡尾流分量(u_2, w_2)、周期性分量(u_3, w_3)以及随机分量(u_4, v_4, w_4)等 4 种成分组成,其中 u_*, v_*, w_* 分别为各组成成分的水平分量、横向分量和垂直分量。舰尾流的水平分量 u 、横向分量 v 和垂直分量 w 可表示为

$$\begin{cases} u = u_1 + u_2 + u_3 + u_4 \\ v = v_1 + v_4 \\ w = w_1 + w_2 + w_3 + w_4 \end{cases} \quad (2)$$

关于各个分量的表达式可参见文献[10-11],本文不再赘述。现给出某无人机空速 $V_k = 55.4 \text{ m/s}$ 、

甲板风 $V_{w/d} = 15 \text{ m/s}$ 、下滑角 $\theta = -3.17^\circ$ 的状态下舰尾流水平分量 u 和垂直分量 w 的时间历程如图 3 所示。

对图 3 所示的舰尾流水平分量和垂直分量基于周期图法采用快速傅里叶变换(FFT)进行功率谱分析,得到 u 和 w 的功率谱密度(S_u 和 S_w)曲线如图 4 所示。从图中可以看出,舰尾流水平分量和垂直分量的主要成分的频率 f_m 处于区间 $[0 \sim 5] \text{ rad/s}$ 之内,在设计控制律时应重点考虑上述频率范围内的舰尾流扰动。

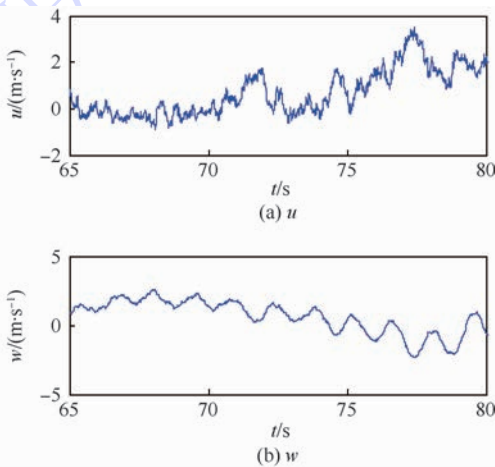


图 3 舰尾流水平分量和垂直分量
Fig. 3 Horizontal component and vertical component of air-wake

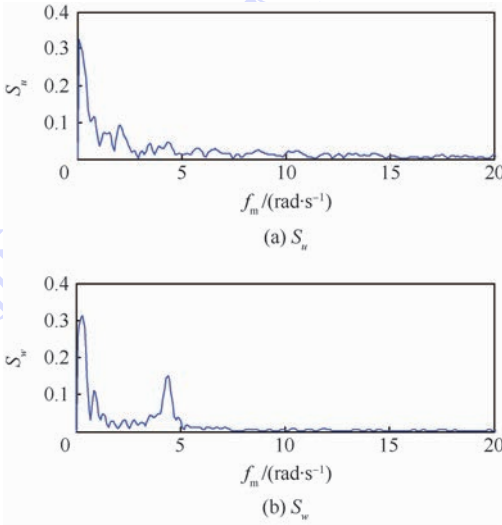


图 4 舰尾流水平和垂直分量功率谱密度
Fig. 4 Power spectrum density of air-wake horizontal and vertical component

2.2 甲板运动扰动

本文以文献[11]给出的甲板运动模型为例,进行功率谱分析。文献[11]给出了美国 ESSEX 航空母舰以 8 kn 速度航行,在中心高度为 17 英尺(约 5.2 m)的浪涌作用下,产生的沉浮运动、俯

仰角的功率谱密度曲线以及相应的成形滤波器,如式(3)所示。

$$\begin{cases} \frac{h_s}{W.N} = \frac{0.3536s(s+0.04)}{(s^2+0.16s+0.16)(s^2+0.22s+0.3025)} \\ \frac{\theta_s}{W.N} = \frac{0.3340s}{(s^2+0.22s+0.3025)(s^2+0.3840s+0.4096)} \end{cases}$$

(3)

式中: h_s 为甲板沉浮运动, m; θ_s 为甲板俯仰角, ($^{\circ}$); W.N 代表单位高斯白噪声。

为了获得理想着舰点的高度变化信号和功率谱密度曲线,需对图 5 所示的甲板运动仿真模型进行仿真,得到时域内的甲板沉浮运动信号和俯仰角信号,进而得到理想着舰点的高度变化信号 H_{DM} 。 H_{DM} 与 h_s 、 θ_s 的关系如式(4)所示。

$$H_{DM} = h_s - L_{TD} \sin \theta_s$$

(4)

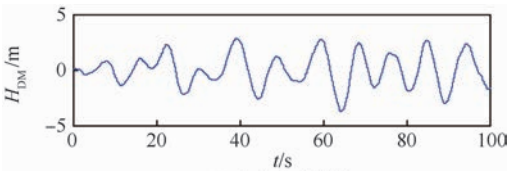
式中: L_{TD} 为舰船俯仰中心到理想着舰点的水平距离(本例中取 87 m)。

理想着舰点高度变化的时间历程如图 6(a) 所示。采用 FFT 对 H_{DM} 进行功率谱分析,得到 H_{DM} 的功率谱密度 S_H 曲线如图 6(b) 所示。从图 6(b) 可以看出,理想着舰点高度变化信号主要成分的频率分布在 $[0 \sim 1.0]$ rad/s 之间,因此重点针对该频率范围进行控制律设计。

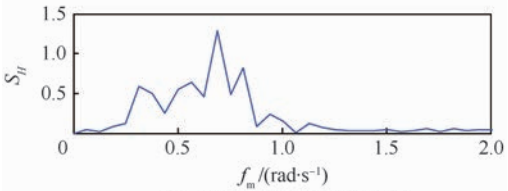


图 5 甲板运动仿真模型

Fig. 5 Simulation model of deck motion



(a) 高度变化信号



(b) 高度变化信号功率谱密度

图 6 理想着舰点高度信号及其功率谱密度

Fig. 6 Altitude signal of ideal touchdown point and its power spectrum density

3 非平静大气下无人机模型

文献[12]给出了苏联坐标系下非平静大气中以 δ_z 和 δ_p 为输入的偏量形式的运动方程。本文以无人机着舰下滑飞行状态为基准点进行配平和线性化,对输入量进行拓展,给出了非平静大气中以 δ_z 、 δ_j 、 δ_b 和 δ_p 为输入的偏量形式的无人机纵向运动方程,如式(5)所示。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta v \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \vartheta \\ \Delta h \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \Delta v \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \vartheta \\ \Delta h \end{pmatrix} + B_1 \begin{pmatrix} \delta_z \\ \delta_j \\ \delta_b \\ \delta_p \end{pmatrix} + B_2 \begin{pmatrix} w_x \\ w_y \\ w_{yx} \end{pmatrix}$$

(5)

式中: w_x 、 w_y 和 w_{yx} 分别为 x 方向紊流速度、 y 方向紊流速度和紊流梯度; Δv 和 Δh 分别为无人机速度增量和高度增量; A 、 B_1 和 B_2 分别为^[12]

$$A = \begin{bmatrix} x^v & x^\alpha + g \cos \theta_* & 0 & -g \cos \theta_* & x^h \\ \frac{y^v}{1+y^\alpha} & \frac{y^\alpha - g \sin \theta_* / v_*}{1+y^\alpha} & \frac{1-y^{\omega_z}}{1+y^\alpha} & -\frac{g \sin \theta_* / v_*}{1+y^\alpha} & -\frac{y^h}{1+y^\alpha} \\ \mu_z^v - \frac{\mu_z^\alpha y^v}{1+y^\alpha} & \mu_z^\alpha - \frac{\mu_z^\alpha (y^\alpha - g \sin \theta_* / v_*)}{1+y^\alpha} & \mu_z^{\omega_z} + \frac{\mu_z^\alpha (1-y^{\omega_z})}{1+y^\alpha} & -\frac{\mu_z^\alpha g \sin \theta_* / v_*}{1+y^\alpha} & \mu_z^h - \frac{\mu_z^\alpha y^h}{1+y^\alpha} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -v_* & 0 & v_* & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} -\frac{Q^{\delta_z}}{m} & -\frac{Q^{\delta_j}}{m} & -\frac{Q^{\delta_b}}{m} & \frac{P^{\delta_p} \cos(\alpha_* + \varphi_p)}{m} \\ -\frac{Y^{\delta_z} / m v_*}{1+y^\alpha} & -\frac{Y^{\delta_j} / m v_*}{1+y^\alpha} & 0 & -\frac{P^{\delta_p} \sin(\alpha_* + \varphi_p) / m v_*}{1+y^\alpha} \\ \frac{M_z^{\delta_z}}{I_z} - \mu_z^\alpha \frac{Y^{\delta_z} / m v_*}{1+y^\alpha} & \frac{M_z^{\delta_j}}{I_z} - \mu_z^\alpha \frac{Y^{\delta_j} / m v_*}{1+y^\alpha} & 0 & -\frac{e_p P^{\delta_p}}{I_z} - \mu_z^\alpha \frac{P^{\delta_p} \sin(\alpha_* + \varphi_p) / m v_*}{1+y^\alpha} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} -x^v & x_a^\alpha/v_* & 0 \\ y^v & -y_a^\alpha/v_* & 0 \\ -\mu_z^v - \mu_z^\alpha y^v & \mu_z^\alpha - \mu_z^\alpha y_a^\alpha & -\mu_z^{\omega_z} + \mu_z^\alpha \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

式中:各变量与无人机的气动参数、结构参数、飞行状态相关,具体可参见文献[12]。由于紊流梯度 w_{yx} 对无人机的作用并不显著^[13],因此可以忽略其影响。

4 面向着舰点散布的控制律参数优化设计

在无人机着舰的最后阶段,无人机既受到舰尾流的干扰,又受到甲板运动的干扰,导致无人机与理想下滑轨迹存在偏差 h_{err} ,最终造成着舰点纵向散布 l_{err} ,偏差与散布之间的关系如式(6)所示。

$$l_{err} = h_{err} / \tan \theta \quad (6)$$

本文提出面向着舰点散布的控制律参数优化设计方法。该方法在保证系统满足稳定裕度指标的基础上,综合考虑舰尾流扰动以及甲板运动扰动对着舰点散布的影响,使 2 种扰动造成的着舰点散布最小。

在图 1 和图 2 所示的控制结构的基础上,给出控制律优化设计结构示意图,如图 7 所示, H_{DM} 通过甲板运动补偿网络叠加到 H_g 中。

当 $H_{DM}=0$,以 w_x 和 w_y 为输入时, h_{err1} 为舰尾流扰动影响下的无人机偏离理想下滑轨迹的高度偏差, l_{err1} 为 h_{err1} 造成的着舰点纵向散布。此时,可以求出以大气扰动 w_x 和 w_y 为输入,着舰点

散布 l_{err1} 为输出的闭环传递函数,进而得到幅值放大倍数 $A_{wx}(\omega)$ 和 $A_{wy}(\omega)$,两者均是频率 ω 的函数。

当 $w_x=0$ 和 $w_y=0$,以 H_{DM} 为输入时, h_{err2} 为无人机的甲板跟踪偏差, l_{err2} 为 h_{err2} 造成的着舰点纵向散布。此时,可以求出以 H_{DM} 为输入,着舰点散布 l_{err2} 为输出的闭环传递函数,进而得到幅值放大倍数 $A_s(\omega)$ 。

根据经典控制理论,闭环放大倍数在某频率区间上越小,则其对该频率区间的信号的抑制能力越强。因此,为使舰尾流扰动和甲板运动扰动造成的着舰点散布最小,应使 $A_{wx}(\omega)$ 和 $A_{wy}(\omega)$ 在舰尾流扰动的主要成分所处的频率区间 $[\omega_{1min}, \omega_{1max}]$ 上最小;同时,使 $A_s(\omega)$ 在 H_{DM} 的主要成分所处的频率区间 $[\omega_{2min}, \omega_{2max}]$ 最小。

根据以上思想,构建控制律优化设计的目标函数如下:

$$\begin{cases} f = k_1 X_1 + k_2 X_2 + k_3 X_3 \\ X_1 = \int_{\omega_{1min}}^{\omega_{1max}} A_{wx}(\omega) d\omega \\ X_2 = \int_{\omega_{1min}}^{\omega_{1max}} A_{wy}(\omega) d\omega \\ X_3 = \int_{\omega_{2min}}^{\omega_{2max}} A_s(\omega) d\omega \end{cases} \quad (7)$$

式中: X_1 和 X_2 分别为 $A_{wx}(\omega)$ 和 $A_{wy}(\omega)$ 在频率区间 $[\omega_{1min}, \omega_{1max}]$ 上的积分值; X_3 为 $A_s(\omega)$ 在频率区间 $[\omega_{2min}, \omega_{2max}]$ 上的积分值; k_1 、 k_2 和 k_3 为加权系数。使目标函数的值 f 最小,就是使舰尾流扰动和甲板运动扰动所造成的着舰点散布最小。

采用粒子群优化(PSO)算法进行控制律参数优化设计。PSO是由Eberhart和Kennedy提出的优化算法,属于进化算法的一种,具有容易实现、可全局优化、收敛快等优点,在解决实际问题中展现出了优越性^[14-16]。

以式(7)中的目标函数作为 PSO 的适应度函数,采用 PSO 求解满足适应度值最小的控制器参数流程图如图 8 所示。图中: c_1 、 c_2 、 w 和 r 为 PSO 基本参数,分别为认知因子、社会因子、惯性因子和约束因子; N 、 D 、 M 和 R 分别表示种群规模、待优化参数个数、最大迭代次数和待优化参数范围;第 k 代中的第 i 个粒子是一个 D 维向量,表示为 $[p_1, p_2, \dots, p_D]_i^k$, p_* 表示每个待优化参数的取值。

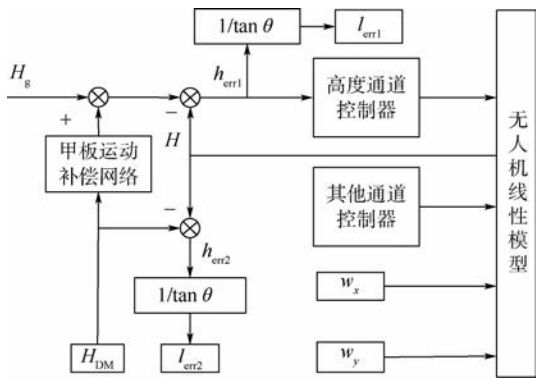


图 7 控制律优化设计结构示意图

Fig. 7 Schematic diagram of control law optimization design structure

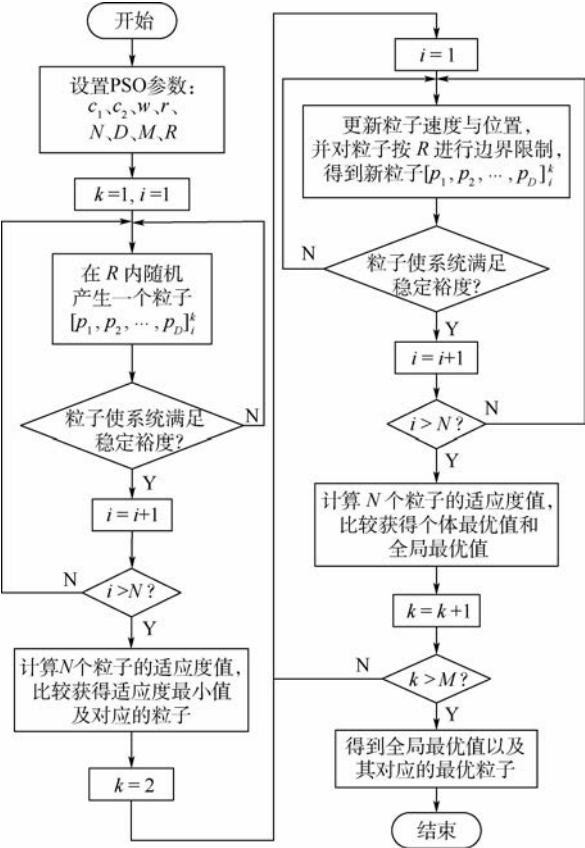


图 8 PSO 参数寻优流程图

Fig. 8 Flowchart of parameter optimization with PSO

5 算 例

5.1 控制律优化设计

以某无人机为研究对象,根据其气动参数及相关结构参数,在下滑状态下配平并建立无人机线性模型。采用上述面向着舰点散布的控制律优化设计方法分别对常规控制结构(如图 1 所示)和多操纵面平衡态 DFC 控制结构(如图 2 所示)进行控制律参数设计。常规控制结构中有 13 个待优化参数,分别为 K_{ph} 、 K_{ih} 、 K_{dh} 、 K_{θ} 、 K_{ω_z} 、 K_{pv} 、 K_{iv} 、 K_{DMC} 、 T_1 、 T_2 、 ξ 、 ω_n 和 τ ;多操纵面平衡态 DFC 控制结构(简称 DFC 控制结构)中有 14 个待优化参数,分别为 K_{ph} 、 K_{ih} 、 K_{dh} 、 $K_{p\alpha}$ 、 $K_{i\alpha}$ 、 K_{ω_z} 、 K_{pv} 、 K_{iv} 、 K_{DMC} 、 T_1 、 T_2 、 ξ 、 ω_n 和 τ 。

设置 PSO 认知因子 $c_1 = 2$, 社会因子 $c_2 = 2$, 惯性因子 $w = 0.9$, 约束因子 $r = 1$, 种群规模 $N = 50$, 最大迭代次数 $M = 50$ 。稳定裕度指标为幅值裕度 $GM \geq 9\text{ dB}$, 相角裕度 $PM \geq 55^\circ$ 。式(7)中, 目标函数的加权系数 $k_1 = k_2 = k_3 = 1$ 。结合第 2 节分析, 舰尾流的主要成分的频率区间为 $[0 \sim 5]\text{ rad/s}$, 甲板运动的主要成分的频率区间为 $[0 \sim 1.0]\text{ rad/s}$ 。

按图 8 寻优流程分别对 2 种控制结构中的控

制律参数进行优化设计, 适应度值变化曲线如图 9 所示。由图 9 可见, 2 种控制结构的控制律寻优适应度值变化曲线均收敛到最优值。寻优得到的常规结构控制律参数为 $K_{ph} = 1.315$, $K_{ih} = 0.12$, $K_{dh} = 2.18$, $K_{\theta} = 4.0$, $K_{\omega_z} = 2.13$, $K_{pv} = 12.95$, $K_{iv} = 0.13$, $K_{DMC} = 0.97$, $T_1 = 10.0$, $T_2 = 20.0$, $\xi = 2.1$, $\omega_n = 0.81$, $\tau = 0.1$; 寻优得到的多操纵面平衡态 DFC 控制结构控制律为 $K_{ph} = 15$, $K_{ih} = 2.12$, $K_{dh} = 25.0$, $K_{p\alpha} = 1.10$, $K_{i\alpha} = 0.42$, $K_{\omega_z} = 1.65$, $K_{pv} = 40.0$, $K_{iv} = 5.0$, $K_{DMC} = 0.5$, $T_1 = 19.3$, $T_2 = 10.65$, $\xi = 0.69$, $\omega_n = 0.788$, $\tau = 0.1$ 。

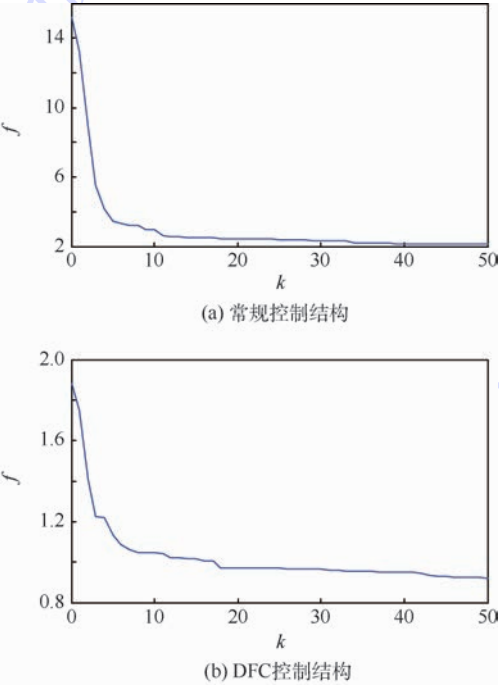


图 9 适应度变化曲线

Fig. 9 Changing curves of fitness

5.2 仿真分析

5.2.1 舰尾流扰动下跟踪下滑线效果仿真分析

2 种控制结构以舰尾流扰动水平分量 u 为输入量, 无人机高度 H 为输出的闭环放大倍数 $A(\omega)$ 见图 10(a)。在相同下滑状态下, 对 2 种控制结构分别仅引入相同的舰尾流水平分量 u 进行干扰, 跟踪下滑线效果对比见图 10(b)。

2 种控制结构以舰尾流垂直分量 w 为输入量, 无人机高度 H 为输出的闭环放大倍数 $A(\omega)$ 如图 11(a) 所示。在相同下滑状态下, 对 2 种控制结构分别仅引入相同的舰尾流垂直分量 w 进行干扰, 跟踪下滑线效果对比如图 11(b) 所示。

将相同的舰尾流水平分量 u 与垂直分量 w 同时引入到 2 种控制结构中进行对比, 跟踪下滑线效果如图 12 所示。

从图 10 ~ 图 12 可看出, 多操纵面平衡态

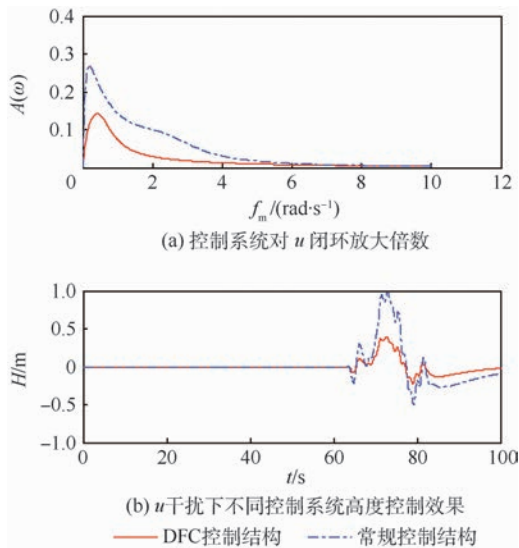


图 10 不同控制结构对 u 的抑制能力对比
Fig. 10 Comparison of u inhibition ability between different control structures

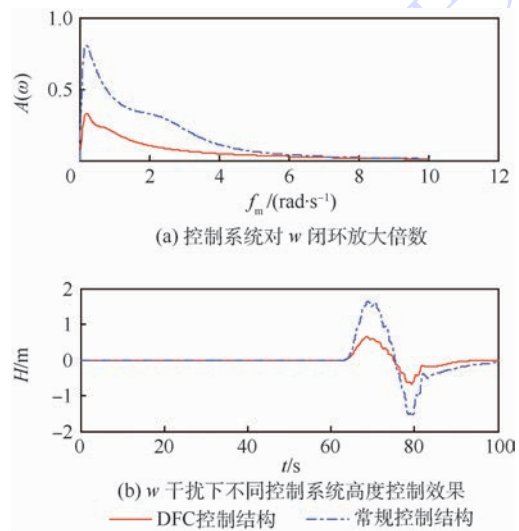


图 11 不同控制结构对 w 的抑制能力对比
Fig. 11 Comparison of w inhibition ability between different control structures

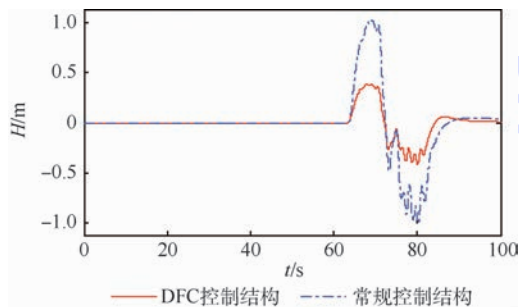


图 12 不同控制结构的舰尾流扰动抑制能力对比
Fig. 12 Comparison of inhibition ability of air-wake disturbance between different control structures

DFC 控制结构比常规控制结构具有更强的舰尾流扰动抑制能力,高度控制精度提升至少 1 倍,从而大大减小着舰点散布。

5.2.2 甲板运动扰动下补偿效果仿真分析

在无舰尾流扰动的情况下,在第 50 s 时向控制系统中引入相同的甲板运动,观察 2 种控制结构的高度跟踪情况,如图 13(a) 所示,2 种控制结构的高度跟踪误差对比如图 13(b) 所示。

由图 13 可以看出,多操纵面平衡态 DFC 控制结构在多操纵面的共同参与下,减小了无人机跟踪甲板运动的误差,无论是从幅值上还是相位上跟踪效果均明显优于常规控制结构,从而可大大减小着舰点散布。

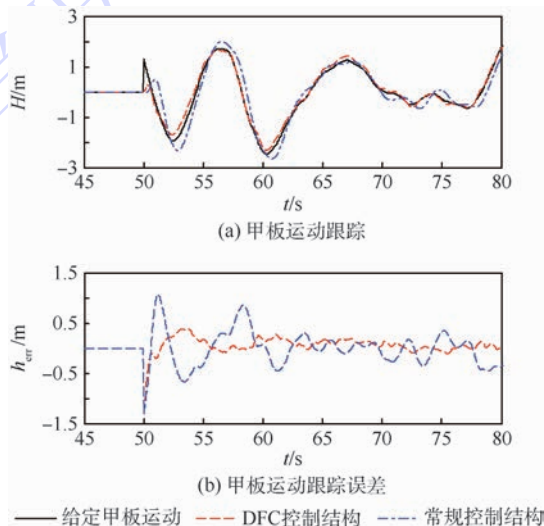


图 13 不同控制结构跟踪甲板运动能力对比
Fig. 13 Comparison of ability to track deck motion between different control structures

5.2.3 综合扰动下着舰仿真分析

舰尾流扰动和甲板运动扰动称为综合扰动,由于它具有较大随机性^[6],因此有必要进行多次着舰仿真来获取着舰点纵向位置及散布情况。在仿真时,可通过为白噪声发生器设定不同的随机种子来分别构建舰尾流扰动和甲板运动扰动^[11]。通过上述方式随机产生 100 个不同的综合扰动样本。对具有多操纵面平衡态 DFC 控制结构的飞控系统和具有常规控制结构的飞控系统引入上述 100 个不同的综合扰动分别进行着舰仿真,记录各自的着舰点纵向位置 P 及散布情况,如图 14 所示,仿真次数为 k_s 。图中,纵轴为着舰点纵向位置。纵向位置为正,表示无人机相对理想着舰点提前着舰;纵向位置为负,表示无人机越过理想着舰点着舰。文献[17-18]给出了着舰偏差等级分类原则,其理想偏差区为 $[-6.1, 6.1]$ m,允许偏差区为 $[-12.2, 12.2]$ m。依据该等级分类原则,对图 14 中 100 次着舰点纵向位置进行统计分类,结果见表 1 所示。从图 14 和表 1 可得,在抵抗着舰

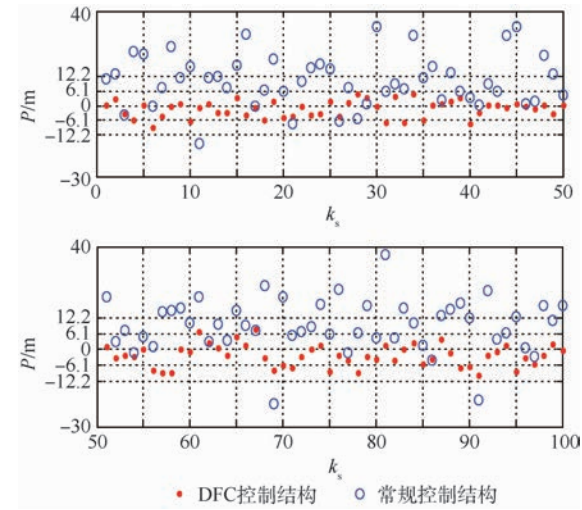


图 14 不同控制结构着舰点纵向散布对比

Fig. 14 Comparison of longitudinal distribution of touchdown points between different control structures

表 1 100 次着舰仿真纵向散布统计结果

Table 1 Longitudinal deviation statistic results of 100 carrier landing simulations

控制结构	着舰偏差	着舰偏差	理想着舰	允许着舰	着舰成功率/
类型	均值	均方根	次数	次数	%
DFC	-1.84	3.97	80	100	100
常规	10.04	10.53	30	57	57

各种扰动实现精确着舰控制方面,多操纵面平衡态 DFC 控制结构相对常规控制结构具有明显优势,可有效提高着舰成功率。

6 结 论

针对无人机着舰过程中舰尾流扰动和甲板运动扰动对着舰点散布的影响,对无人机着舰纵向控制策略、控制结构和控制律设计方法进行较为深入的研究,可得:

1) 提出的多操纵面平衡态 DFC 控制策略以及控制结构在抵抗舰尾流扰动和甲板运动扰动方面具有优异性能,能大大减小着舰点的散布,明显提高复杂着舰环境下的着舰成功率。

2) 提出的面向着舰点散布的控制律参数优化设计方法,直接面向着舰点散布,综合考虑了复杂着舰环境下各种扰动的特性,使控制律参数设计更具有针对性,减小了设计的保守性,进一步挖掘出控制结构的抗扰潜力。

3) 本文控制策略和控制结构具有较强的工程可实现性。在控制律设计中使用的舰尾流扰动和甲板运动扰动的频率范围仅是通过对特定状态下各扰动进行功率谱分析得到的。实际应用中可通过对各种可能的舰船运动状态下舰尾流扰动和

甲板运动扰动进行功率谱分析,得到涵盖所有运动状态的扰动频率范围,然后以此频率范围采用本文的控制方案和控制律设计方法进行设计。

参考文献 (References)

[1] 王永庆,罗云宝,王奇涛,等.面向机舰适配的舰载飞机起降特性分析[J].航空学报,2016,37(1):269-277.
WANG Y Q, LUO Y B, WANG Q T, et al. Carrier suitability-oriented launch and recovery characteristics of piloted carrier-based aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1):269-277 (in Chinese).
[2] 李晓磊,赵廷弟.基于模糊推理的舰载机进舰过程安全性仿真分析[J].航空学报,2013,34(2):325-333.
LI X L, ZHAO T D. Carrier-based aircraft landing process safety simulation analysis based on fuzzy inference [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2):325-333 (in Chinese).
[3] STEINBERG M. Development and simulation of an F/A-18 fuzzy logic automatic carrier landing system [C] // Second IEEE International Conference on Fuzzy Systems, 1993. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1993:797-802.
[4] 张永花,周鑫.纵向甲板运动补偿技术研究[J].电光与控制,2012,19(4):18-22.
ZHANG Y H, ZHOU X. Study on the longitudinal deck motion compensation technique [J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(4):18-22 (in Chinese).
[5] 张永花,周鑫.舰载机着舰点垂直运动补偿技术仿真研究[J].系统仿真学报,2013,25(4):826-830.
ZHANG Y H, ZHOU X. Simulation study on landing point vertical motion in carrier landing [J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(4):826-830 (in Chinese).
[6] 周鑫,彭荣妮,袁锁中.舰载机理想着舰点垂直运动的预估与补偿[J].航空学报,2013,34(7):1663-1669.
ZHOU X, PENG R K, YUAN S Z. Prediction and compensation for vertical motion of ideal touchdown point in carrier landing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7):1663-1669 (in Chinese).
[7] 满翠芳,江驹,王新华,等.舰载机动力补偿系统模糊逻辑设计技术[J].南京航空航天大学学报,2010,42(5):656-660.
MAN C F, JIANG J, WANG X H, et al. Carrier-based aircraft approach power compensator system design based on fuzzy logic techniques [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(5):656-660 (in Chinese).
[8] 董然. ACLS 纵向内回路控制系统研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013:56-61.
DONG R. Research on the longitudinal inner loop configuration in ACLS [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013:56-61 (in Chinese).
[9] 张智,李佳桐,董然,等.针对舰艇流抑制的 ACLS 纵向控制律优化设计 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2016, 37(6):802-811.
ZHANG Z, LI J T, DONG R, et al. Optimal design on longitudinal automatic carrier landing system for carrier air wake rejection [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2016, 37(6):802-811 (in Chinese).

- [10] DAVID J M, ROBERT J W. 军用规范——有人驾驶飞机的飞行品质(MIL-F-8785C)的背景资料和使用指南[M]. 李成忠, 肖亚伦, 方振平, 等译. 西安: 飞行力学, 1985: 149-153.
- DAVID J M, ROBERT J W. Background information and user guide for MIL-F-8785C, military specification-flying qualities of poloted airplanes[M]. LI C Z, XIAO Y L, FANG Z P, et al translated. Xi'an: Flight Dynamics, 1985: 149-153 (in Chinese).
- [11] 杨一栋. 舰载飞机着舰导引与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 30-42.
- YANG Y D. Guidance and control of carrier aircraft landing [M]. Beijing: National Defend Industry Press, 2007: 30-42 (in Chinese).
- [12] 肖亚伦. 飞行器运动方程[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987: 99-103.
- XIAO Y L. Motion equations of aerial vehicles[M]. Beijing: Aeronautics Industry Press, 1987: 99-103 (in Chinese).
- [13] 肖亚伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 99-101.
- XIAO Y L, JIN C J. Flight principle in atmospheric turbulence [M]. Beijing: National Defend Industry Press, 1993: 99-101 (in Chinese).
- [14] KENNEDY J. Particle swarm optimization[M] // SAMMUT C, WEBB G I. Encyclopedia of machine learning. New York: Springer, 2011: 760-766.
- [15] SCHUTTE J F, GROENWOLD A A. A study of global optimization using particle swarms[J]. Journal of Global Optimization, 2005, 31(1): 93-108.
- [16] LIAO W, WANG J, WANG J. Nonlinear inertia weight variation for dynamic adaptation in particle swarm optimization[C] // International Conference in Swarm Intelligence. Berlin: Springer, 2011: 80-85.
- [17] ANDERSON M R. Inner and outer loop manual control of carrier aircraft landing[C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 1996: 1-10.
- [18] 许东松, 刘星宇, 王立新. 航母运动对舰载飞机着舰安全性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(3): 289-294.
- XU D S, LIU X Y, WANG L X. Influence of carrier motion on landing safety for carrier-based airplanes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(3): 289-294 (in Chinese).

作者简介:

刘宪飞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行控制工程应用。

王勇 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 先进控制理论及飞行控制工程应用。

High-immunity high-precision longitudinal flight control for UAV's carrier landing

LIU Xianfei¹, WANG Yong^{1,*}, ZHANG Daibing²

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

2. School of Mechatronic Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Research on the control strategy, control structure and control law parameter design method is developed in this paper to realize flight control with high-precision performance in the longitude channel of UAV, aimed at solving the impact of sophisticated landing environment, including both the air-wake disturbance and the deck motion disturbance, on touchdown points. First, longitudinal control strategy and structure based on direct force control (DFC) and multi-surface for UAV's carrier landing are proposed on account of insufficient disturbance rejection ability of regular control structure. Second, an approach for designing control law parameters is presented. Control law parameters obtained by this approach which gives priority to the stability margin of the control system, make the position deviation from the ideal touchdown point to be the lowest under the sophisticated landing environment. A problem of optimum design based on this approach is constructed so that control law parameters with high-precision and high-immunity performance could be produced through particle swarm optimization (PSO) algorithm. The power spectrum densities of both the air-wake disturbance and the deck motion disturbance are analyzed to reduce the conservatism of the approach. Finally, the performance of the proposed longitudinal control strategy and structure is illustrated through being compared with the regular one. And the validity of the presented approach is also proved by calculation example and simulation.

Keywords: carrier UAV; carrier landing; direct force control (DFC); control law optimization design; power spectrum density; particle swarm optimization (PSO)

Received: 2016-08-23; Accepted: 2016-11-04; Published online: 2016-11-29 08:54

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161129.0854.001.html

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0683



整体叶盘叶片焊缝裂纹相控阵超声检测

马立印¹, 李洋¹, 周正干^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 裂纹是线性摩擦焊整体叶盘结构制造过程中叶片焊缝区域常见的缺陷类型之一。由于叶片焊缝区域结构复杂且裂纹缺陷尺寸小, 因此焊缝区域裂纹缺陷的检测难度大。为了满足新工艺的应用要求, 研究了焊缝区域的相控阵超声全覆盖检测方法, 建立了焊缝区域相控阵超声检测的有限元仿真模型, 研究了裂纹特征参数和声束聚焦点位置对检测方案的影响, 验证了检测方案的可行性与正确性。构建了机器人化的相控阵超声检测系统, 模拟了声束在线性摩擦焊叶片试样中的传播过程, 实现了对叶片中预制裂纹缺陷的识别。研究结果表明, 设计的检测方案能够满足叶片快速检测的要求。

关 键 词: 相控阵超声检测; 叶片; 线性摩擦焊; 裂纹; 有限元仿真

中图分类号: V250.2; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)09-1900-09

航空发动机是飞机的动力装置, 被誉为飞机的心脏, 而推重比是发动机重要的性能参数。整体叶盘技术将轮盘和叶片作为整体零件, 简化发动机结构, 是提高航空发动机推重比的关键技术, 在新型航空发动机中有着广泛的应用^[1-4]。线性摩擦焊作为一种固相焊接技术, 具有接头性能优良、工艺适应性强、可实现特殊结构及异种金属的焊接等优点, 是一种高效的整体叶盘制造方法^[5]。

线性摩擦焊是利用被焊接工件接触面在压力作用下相对往复运动摩擦产生热量, 工件表面发生塑性变形, 从而实现焊接^[6]。叶片的材料是钛合金, 采用线性摩擦焊技术制造整体叶盘, 将叶片和轮盘焊接在一起, 由于线性摩擦焊的特殊工艺, 在叶片焊缝区域会产生裂纹、气孔、氧化物夹杂等缺陷^[7]。裂纹严重危害叶片的强度和刚度, 甚至导致发动机叶片断裂, 造成重大安全事故。航空发动机无损检测 ASTM E192—2004^[8] 验收标准

明确规定叶片中绝对不允许出现裂纹, 因此研究叶片焊缝区域裂纹的无损检测技术, 对保证整体叶盘结构加工质量和服役过程中的安全有着重要的意义。

近年来, 国内外众多研究机构针对航空发动机叶片裂纹的无损检测进行了大量研究, 主要采用的技术有 X 射线、涡流、红外热成像、电磁检测等检测技术。X 射线技术检测成本高, 速度慢, 且需要安全防护措施。涡流、红外热成像及电磁检测技术, 对靠近叶片表面的裂纹有着良好的检测能力, 但对叶片内部的缺陷识别能力不足。因此, X 射线、涡流、红外热成像及电磁检测等检测方法, 无法满足叶片焊缝区域的快速检测和全覆盖检测的检测需求。

相控阵超声检测技术能够灵活地控制声束的偏转和聚焦, 有线性扫查、扇形扫查、动态聚焦等工作方式, 具有探头小巧、设备便携、扫查速度快、良好的声束可达性、检测精确性高、缺陷分辨率高

收稿日期: 2016-08-24; 录用日期: 2016-12-16; 网络出版时间: 2016-12-16 16:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161216.1646.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375027); 工信部民用飞机专项科研项目(MJZ-G-2013-05)

* 通讯作者: E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

引用格式: 马立印, 李洋, 周正干. 整体叶盘叶片焊缝裂纹相控阵超声检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1900-1908.
MA L Y, LI Y, ZHOU Z G. Detection of welding crack in blisk blade based on ultrasonic phased array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1900-1908 (in Chinese).

等优点^[9-11],在复杂型面构件的无损检测领域有着广泛的应用^[12]。目前,国内外将相控阵超声检测技术应用于汽轮机叶轮叶缘^[12]、低压汽轮机叶片^[13]等复杂型面结构的检测,取得了良好的检测效果。整体叶盘叶片的空间结构复杂,表面为复杂双曲面。裂纹缺陷尺寸小,焊缝区域的厚度从几毫米到十几毫米不等,表面的曲率变化比较大且变化呈现无规律性,超声波在叶片内部的声传播路径复杂,缺陷特征信息不易获取。因此,研究满足叶片的线性摩擦焊焊缝裂纹的相控阵超声检测方法,具有重要的理论和实际工程意义。

本文针对发动机叶片线性摩擦焊焊缝区域中的裂纹缺陷,研究相控阵超声检测技术对该结构检测的适用性,设计针对焊缝区域全覆盖的检测方案,并基于有限元方法研究裂纹宽度、角度、深度及声束聚焦位置对检测方案的影响,通过有限元仿真和试验研究验证检测方案的可行性与正确性,为叶片焊缝区域的快速检测和全覆盖检测提供指导。

1 检测理论

1.1 声压往返透过率

在采用脉冲反射法的超声检测中,超声波往返透过同一检测面,声压的往返透过率对检测更有实际的意义。当声波斜入射时,声压往返透过率是指声波斜入射,在折射波全反射的条件下,探头接收到的回波声压与入射波的声压之比^[14]。

在固-固界面,声波从介质 1 斜入射到介质 2 时,会产生折射纵波和折射横波,二者的声压透射系数取决于入射波的类型和声波入射角度^[15]。

入射波为纵波时,折射纵波的声压透射系数为

$$T_{LL} = \frac{2\rho_2 c_{L2} c_{T2}^2 c_{L1} \cos^2(2\beta_{T2}) \cos(2\alpha_{L1})}{N\rho_1 c_{T1}^4 \cos(2\alpha_{L1}) \sin \alpha_{L1}} \quad (1)$$

$$N = 2 \cot \alpha_{T1} + \frac{c_{L1}}{2c_{T1}} \cdot \frac{\cos^2(2\alpha_{T1})}{\cos \alpha_{L1}} + \frac{2\rho_2 c_{T2}^4 \cot \beta_{T2} + \frac{\rho_2 c_{L1} c_{T2}^2}{2\rho_1 c_{T1}^4} \cdot \frac{\cos^2(2\beta_{T2})}{\cos \alpha_{L1}}}{\rho_1 c_{T1}^4} \quad (2)$$

式中: ρ_1 、 c_{L1} 、 c_{T1} 为介质 1 的密度、纵波声速、横波声速; ρ_2 、 c_{L2} 、 c_{T2} 为介质 2 的密度、纵波声速、横波声速; α_{L1} 为介质 1 的纵波入射或反射角; α_{T1} 为介质 1 的横波入射或反射角; β_{T2} 为介质 2 的横波折射角。

折射横波的声压透射系数为

$$T_{TL} = \frac{-2\rho_2 c_{T2}^3 c_{L1} \cos(2\alpha_{T1})}{N\rho_1 c_{T1}^4 \sin(2\alpha_{L1})} \quad (3)$$

当入射波为横波时,折射纵波的声压透射系数为

$$T_{LT} = \frac{-4\rho_2 c_{L2} c_{T2}^2 c_{L1} \cos^2(2\beta_{T2}) \cos(2\alpha_{T1})}{N\rho_1 c_{T1}^4 \sin \alpha_{L1}} \quad (4)$$

折射横波的声压透射系数为

$$T_{TT} = \frac{4\rho_2 c_{T2}^3 c_{L1} \cos \alpha_{T1}}{N\rho_1 c_{T1}^4 \sin \alpha_{L1}} \quad (5)$$

声波从介质 2 返回到介质 1 时,改变对应介质的参数,即可得到声波从介质 2 返回到介质 1 时的声压透射系数。则声压往返透过率为

$$T_R = T_{12} T_{21} \quad (6)$$

式中: T_{12} 为声波从介质 1 传播到介质 2 的声压透射系数; T_{21} 为声波从介质 2 传播到介质 1 的声压透射系数。

楔块的材料为 Rexolite,密度为 $1\,050\text{ kg/m}^3$,纵波声速为 $2\,337\text{ m/s}$,横波声速为 $1\,155\text{ m/s}$;叶片的材料是钛合金,密度为 $4\,540\text{ kg/m}^3$,纵波声速为 $6\,008\text{ m/s}$,横波声速为 $2\,958\text{ m/s}$ 。在楔块-叶片界面,纵波从楔块斜入射到叶片表面会发生波型转换,在叶片内产生折射纵波和横波,采用纵波斜入射法对叶片进行检测,纵波和横波声压往返透过率随入射角度的改变而改变。图 1 为纵波从楔块入射到叶片时的横波和纵波的声压往返透过率, α_{c1} 、 α_{c2} 为 Rexolite-钛合金的第一、第二临界角。

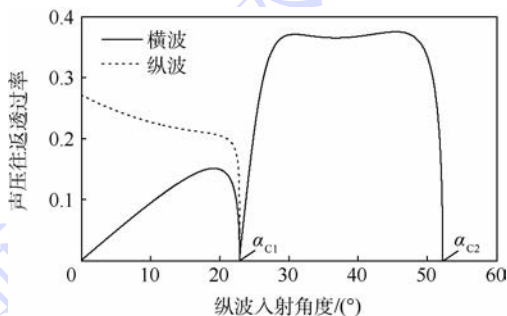


图 1 声压往返透过率

Fig. 1 Sound pressure reciprocating transmittance

1.2 声束路径计算

在相控阵超声检测中,采用偏转聚焦法对工件进行检测时,需要计算聚焦法则,因此需要计算每个阵元的声束路径以及声波从阵元到聚焦点的传播时间。在简单形状构件中,应用斯奈尔定律,可计算出阵元的声束路径及声波的传播时间。声学中斯奈尔定律的公式为

$$\frac{\sin \alpha}{v_\alpha} = \frac{\sin \beta}{v_\beta} \quad (7)$$

式中: α 、 β 分别为入射、折射横波或纵波的角度; v_α 、 v_β 分别为入射、折射横波或纵波的速度。

及费马原理。基于上述设计指标要求及设计流程,设计满足尺寸和角度要求并且与叶片表面完全耦合的楔块。此时得到的仅仅是楔块的二维截面,将此截面沿法向方向向两侧各拉伸 4 mm,即得到楔块的全部参数。通过对全部 38 个截面的楔块设计和优化,即完成焊缝区域的全覆盖检测方案的设计。图 3 为探头及楔块摆放位置示意图。

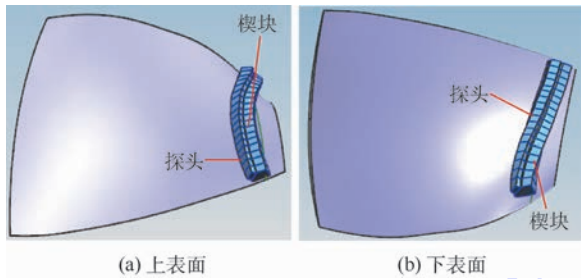


图 3 楔块在叶片表面的耦合位置

Fig. 3 Wedge's coupling position on blade surface

3 有限元仿真

为了研究裂纹的宽度、深度和倾斜角度及声束聚焦点位置对裂纹检测方案的影响,验证检测方案理论上的可行性与正确性,基于 ABAQUS 平台,根据相控阵超声检测技术的基本原理,建立有限元仿真模型,进行仿真研究。

3.1 模型建立

根据设计的检测方案,基于 ABAQUS 平台,建立检测截面的叶片轮廓和楔块的二维模型。由于检测截面的叶片轮廓的横向尺寸较大,为节省计算时间,提高计算效率,只对靠近焊缝区域两侧的区域进行计算。有限元模型如图 4 所示。模型上半部分为楔块,下半部分是叶片,楔块的材料密度为 1050 kg/m^3 ,弹性模量为 4.0077 GPa ,泊松比为 0.32 ,叶片的密度为 $4\,540\text{ kg/m}^3$,弹性模量为 106.4 GPa ,泊松比为 0.34 。

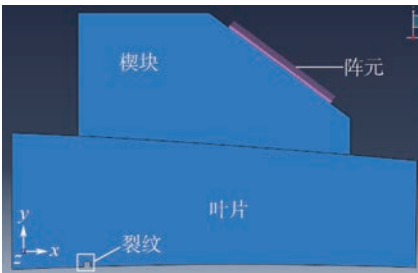


图 4 有限元仿真计算模型

Fig. 4 Calculation model of finite element simulation

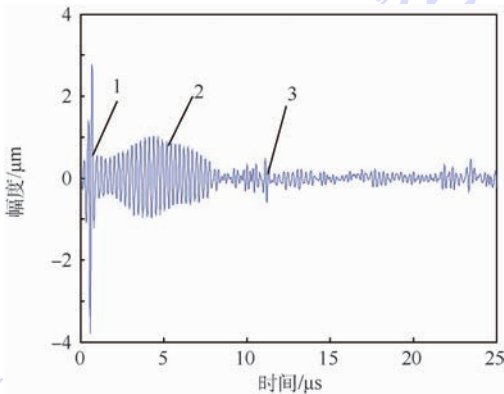
3.2 检测方案验证

仿真计算采用的计算方法是 ABAQUS/Ex-

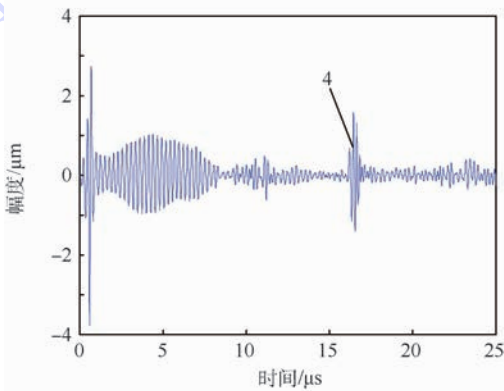
plicit。载荷类型为压力载荷,施加在楔块上间距为 0.1 mm ,长度为 0.3 mm 的 32 个线节点上,方向沿垂直于楔块表面。激励信号为经过高斯窗调制的 3 周期正弦信号,中心频率为 5 MHz 。超声波的聚焦点在裂纹处,基于延时聚焦法则对每个节点的调制信号进行相位延迟。由于模型的几何结构复杂,采用三节点线性单元对模型进行自由网格划分,单元的类型为 CPE3,网格尺寸为 0.04 mm ,时间增益步长设为 1 ns ,计算总时长为 $25\text{ }\mu\text{s}$ 。图 5 表示超声波在楔块和叶片内传播的仿真结果。

图 5 中幅度表示节点的 x 、 y 方向的位移沿载荷施加方向的分量,且幅度是由 32 个节点的 x 、 y 位移经过相位延迟之后合成的。

采用线阵探头对裂纹检测时,裂纹的宽度 C_w 、深度 C_d 和倾斜角度 θ_e 会影响裂纹的可检测性。除此之外检测过程中声束聚焦点位置也会对裂纹的可检测性产生影响。因此,控制单一变量,选取一个检测截面,建立有限元模型,研究裂纹参数及声束聚焦位置对裂纹的可检测性的影响规律,保证裂纹缺陷的检出。将裂纹缺陷回波幅



(a) 无缺陷时信号



(b) 有缺陷时信号

1—始波; 2—阵元之间的相互干扰造成的杂波;
3—楔块-叶片界面的反射回波; 4—裂纹的回波。

图 5 有缺陷和无缺陷模型的信号

Fig. 5 Signal of models with and without defect

值与始波的幅值之比作为可检测性的评价指标,幅值比越大则可检测性越高,幅值比小则可检测性越弱。

考虑裂纹宽度对可检测性的影响,设置裂纹深度为 1 mm,相对于水平方向的倾斜角度为 45°,设置宽度从 0.1 ~ 1.5 mm 变化,每隔 0.1 mm 设计一组,宽度为 0 时表示无裂纹,共 16 组。图 6 横坐标为裂纹的宽度 C_w ,纵坐标表示不同尺寸裂纹的回波幅值与始波幅值的比值,其中 A_R 为缺陷回波峰峰值, A_I 为始波峰峰值。分析可知,检测方案能够对 0.2 mm 及以上宽度的裂纹实现有效的检测,对宽度为 0.1 mm 的裂纹无识别能力。同时由于聚焦声束尺寸的影响,随着裂纹宽度增加,在一定范围内幅值比逐渐增大,宽度大于一定值之后,宽度增大对幅值比影响越来越小。

考虑裂纹倾斜角度 θ_c 对可检测性的影响,设置裂纹的深度为 1 mm,宽度为 0.5 mm,相对于水平方向的倾斜角度从 30° ~ 150°变化,每隔 10°一组,共 13 组。针对裂纹的倾斜角度,主要关注的是在倾斜角度的变化范围内,检测方案要能够对裂纹缺陷进行检测。图 7 表示可检测性随着裂纹倾斜角度的变化,表明对倾斜角度在 30° ~ 150°的裂纹,检测方案均能得到有效的缺陷信息。

考虑裂纹深度 C_d 对可检测性的影响,设置裂纹的宽度为 0.5 mm,倾斜角度为 90°,深度从

0.1 ~ 1.5 mm 变化,每隔 0.1 mm 一组,共 15 组。图 8 表示可检测性随裂纹深度的变化规律。总体上,可检测性随着裂纹深度增大而增大,对 0.2 mm 及以上深度的裂纹实现有效的检测,对深度为 0.1 mm 的裂纹无识别能力。在 0.4 和 0.5 mm 处,由于聚焦声束与裂纹的特殊作用规律幅值比出现下降。

考虑声束聚焦位置对可检测性的影响,选取 3 个不同的聚焦位置,以裂纹深度为变量,设置裂纹的宽度为 0.5 mm,相对于水平方向的倾斜角度为 90°,设置深度从 0.1 ~ 1.0 mm 变化,每隔 0.1 mm 设计一组,共 30 组。图 9 表示随着裂纹深度变化,不同聚焦位置对可检测性的影响。

以裂纹深度为变量,改变声束聚焦点,由于阵元的入射角度发生改变,在楔块-叶片界面透射声波的能量也随之改变,某个深度的裂纹幅值比随声束聚焦位置的不同而发生变化。但是以声束聚焦位置为变量,可检测性随裂纹深度变化的总体规律保持不变。待检测焊缝区域不同检测位置检测截面的叶片轮廓不同,聚焦点位置也不同,因此阵元在楔块-叶片界面的入射角度也不同,导致声波在界面处的透射能量也有差别,但由同一截面聚焦点对不同深度裂纹的幅值比影响的规律可知:在不同的检测截面内,相同参数裂纹的缺陷回

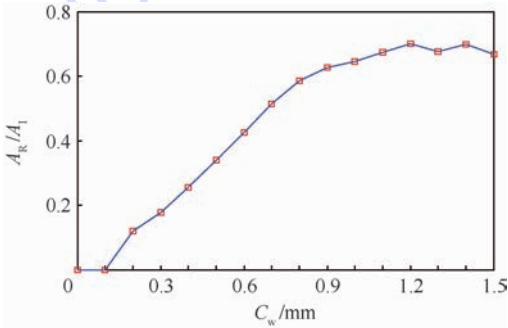


图 6 裂纹宽度对可检测性影响

Fig. 6 Influence of crack width on detectability

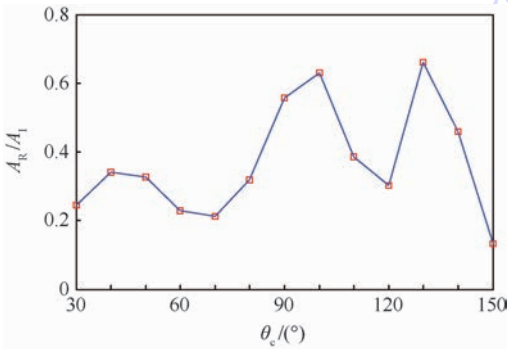


图 7 裂纹角度对可检测性影响

Fig. 7 Influence of crack angle on detectability

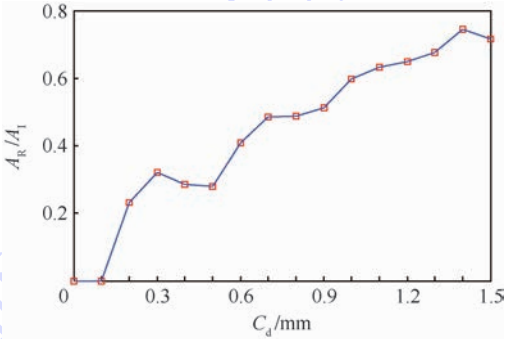


图 8 裂纹深度对可检测性影响

Fig. 8 Influence of crack depth on detectability

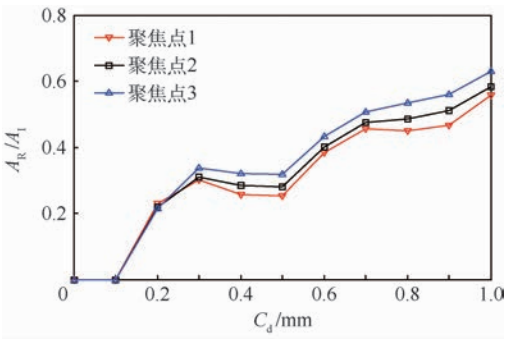


图 9 聚焦位置对可检测性影响

Fig. 9 Influence of focal position on detectability

波幅值会有差别,但是在一个检测截面内幅值比随着裂纹参数变化的规律保持不变。

根据同一检测截面内裂纹特征参数及声束聚焦点位置对裂纹可检测性影响的规律,在不同的检测截面内,裂纹的宽度和深度对可检测性的影响是一致的,并且检测方案能够对不同倾斜角度的裂纹进行检测。仿真计算的结果表明,该检测方案能够有效地对裂纹缺陷进行检测。

4 试 验

4.1 试 样

试样为采用线性摩擦焊工艺加工而成的叶片。试样实物如图 10 所示,其中虚线标记区域为焊缝,在上下 2 个表面各有 6 个模拟裂纹缺陷,图 10 中圆形标记区域内为裂纹缺陷,裂纹长度、宽度和深度分别为:5、0.2 和 0.2 mm,其中长度方向沿焊缝延伸方向。



图 10 线性摩擦焊叶片试样

Fig. 10 Linear friction welding blade specimen

4.2 试验装置

焊缝不同区域对应的楔块参数各不相同,要完整验证检测方案,需要加工 38 个楔块,上下表面各 19 个。把全部 38 个楔块加工出来,价格昂贵且费时费力。将水介质作为楔块,采用六自由度机械臂夹持装置可以灵活地控制探头的位置和姿态对试样进行检测,可以实现检测方案的快速验证。水的材料参数及声速与楔块材料不同,因此将楔块材料换成水介质,根据上述检测方案的设计流程,针对不同的检测位置,以水为楔块材料设计楔块参数。

本试验所采用的试验装置如图 11 所示。整个试验装置由计算机、相控阵超声板卡、线阵换能器、六自由度机械臂、线性摩擦焊叶片试样、卡具、水槽等组成。利用卡具将叶片固定在水槽之中,将线阵换能器安装在机械臂上,调整机械臂姿态使得相控阵换能器完全浸没在水中,然后根据检测方案中不同检测位置相控阵换能器与叶片的相

对位置,调整机械臂姿态使换能器与叶片的相对位置与设计保持一致。此时叶片与换能器之间的水介质就充当楔块的作用,设置检测参数进行扫查。重复上述流程,对检测方案所设计的上下表面各 19 个检测位置进行检测。

试验过程中的其他参数,如表 1 所示。

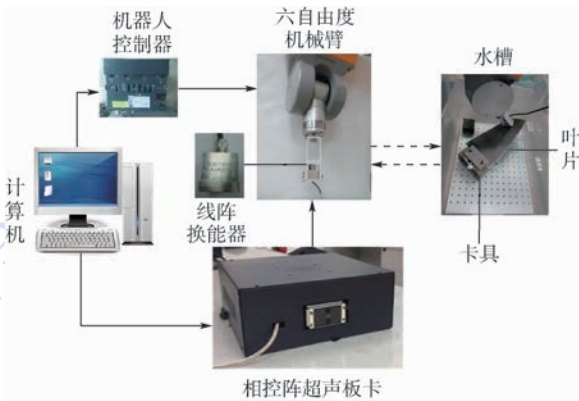


图 11 试验装置示意图

Fig. 11 Schematic diagram of test device

表 1 试验参数

Table 1 Test parameters

参数	数值
探头频率/MHz	5
阵元个数	32
孔径大小	32
聚焦深度/mm	10 ~ 20
扫查角度/(°)	40 ~ 70
增益/dB	60
激励电压/V	400

注:扫查方式为 S 扫。

4.3 检测试验

试验过程中,针对焊缝区域的不同检测位置,通过六自由度机械臂来调整换能器相对于试样的位置和姿态,沿焊缝延伸方向在各个检测位置对叶片进行扫查。当检测区域内有裂纹缺陷时,其中的 3 个检测位置的 S 扫图像及在裂纹处的超声信号分别如图 12 ~ 图 14 所示。

图 12 对应检测位置为曲率变化相对较小的焊缝中部区域,图 13 和图 14 对应检测位置为曲率变化较大的焊缝靠近叶片边界的区域。在各个检测位置对比探头相对于裂纹缺陷的横向和纵向位置,结合图 12(a)、图 13(a)和图 14(a)中 S 扫图像的回波 1 和回波 2 出现的位置,分析可知 1 为裂纹缺陷,2 为叶片边界的回波。上述 3 个检测位置的 S 扫图像和超声信号表明该检测方法能清晰地区分裂纹缺陷及非缺陷信号,同时裂纹缺陷的信号明显,能够实现对叶片预制裂纹缺陷的检测。

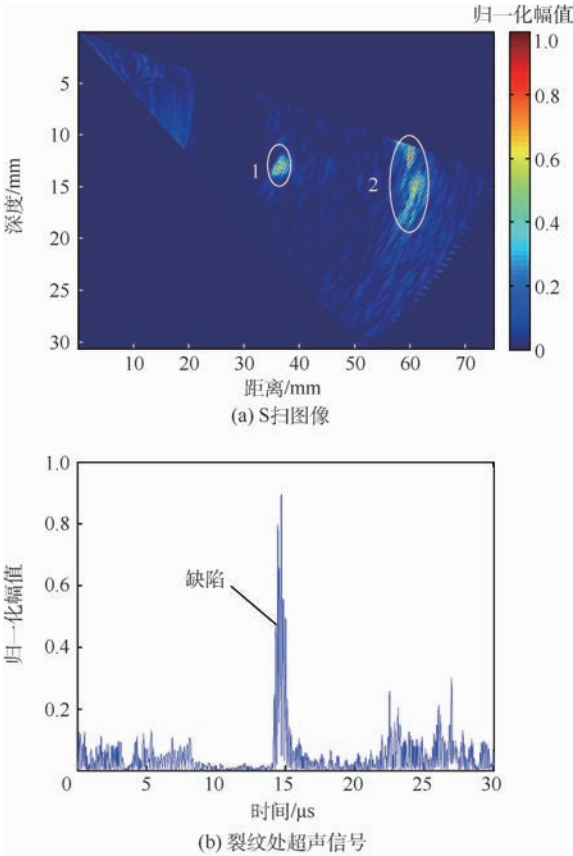


图 12 位置 1 检测结果
Fig. 12 Detection results of position 1

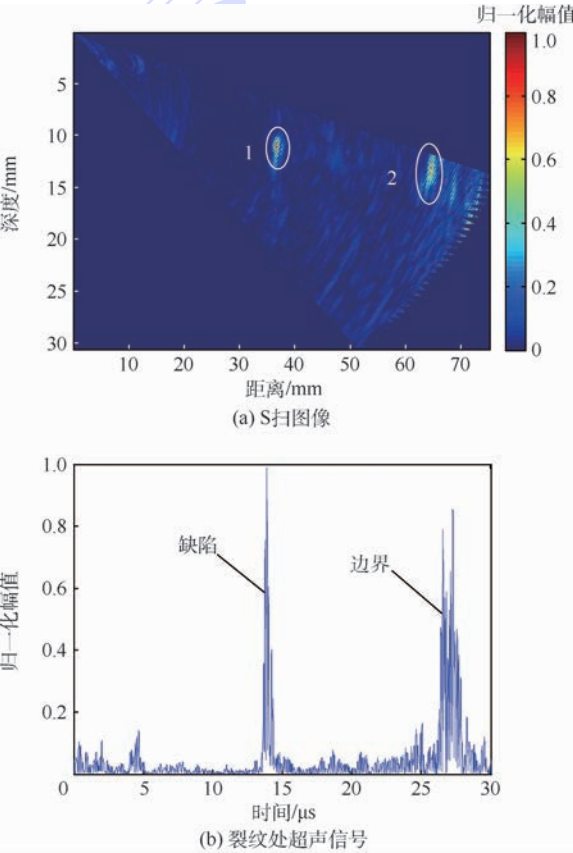


图 13 位置 2 检测结果
Fig. 13 Detection results of position 2

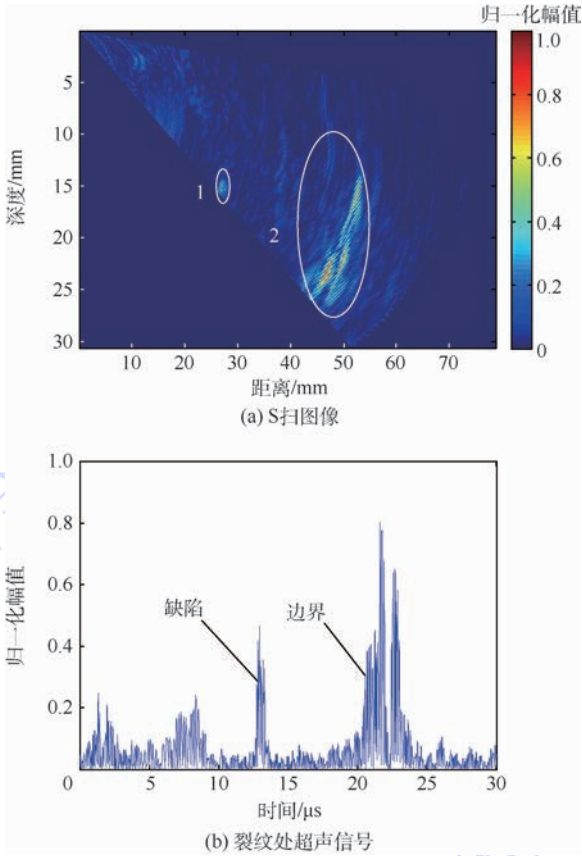


图 14 位置 3 检测结果
Fig. 14 Detection results of position 3

5 结 论

- 1) 针对整体叶盘叶片焊缝区域的裂纹缺陷,提出了基于相控阵超声检测技术的声束全覆盖检测方案,能够满足缺陷的快速检测要求。
- 2) 通过有限元仿真算法模拟了声波在叶片内部的传播,得到了裂纹参数及声束聚焦点位置对检测方案的影响规律,验证了检测方案的适用性和有效性。
- 3) 基于相控阵超声检测方法,采用设计的检测方案,成功地检测出人工裂纹缺陷,表明该方法能够满足对整体叶盘叶片焊缝区域快速检测的要求。

致谢 本文研究工作所用线性摩擦焊叶片试样由北京航空制造工程研究所提供,在此表示感谢。

参考文献 (References)

[1] 刘杰,郑宁,徐鹏飞,等.整体叶盘结构叶片弹性变形规律及其对风扇气动性能的影响[J].科学技术与工程,2014,14(34):302-306.
LIU J,ZHENG N,XU P F,et al. Blade flexibility deformation

- pattern of the blisk structure and it's influence on the aerodynamic performance of fan [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(34):302-306 (in Chinese).
- [2] YANG Y H, LIU D, LUO Z J. Microstructure homogeneity evaluation for TC11 blisk forging using loss function based on Taguchi method [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(4):565-570.
- [3] KLOCKE F, SCHMITT R, ZEIS M, et al. Technological and economical assessment of alternative process chains for blisk manufacture [J]. Procedia CIRP, 2015, 35:67-72.
- [4] RAVI-KUMAR B V R. A review on blisk technology [J]. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2013, 2(5):1353-1358.
- [5] 张海燕, 张连锋. 航空发动机整体叶盘制造技术国内外发展概述[J]. 航空制造技术, 2013(23):38-41.
- ZHANG H Y, ZHANG L F. Development overview of aeroengine integral blisk and its manufacturing technology at home and abroad [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(23):38-41 (in Chinese).
- [6] 朱瑞峰, 白钢, 苏利龙, 等. 线性摩擦焊及其研究应用现状[J]. 热加工工艺, 2009, 38(9):100-103.
- ZHU R F, BAI G, SU L L, et al. Research and application of linear friction welding [J]. Hot Working Technology, 2009, 38(9):100-103 (in Chinese).
- [7] 杨剑赞. 钛合金线性摩擦焊塑性流动对焊缝成形影响[D]. 南昌:南昌航空大学, 2012:25-30.
- YANG J Y. The influence of plastic flow on the weld formation of linear friction welding for titanium alloy [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2012:25-30 (in Chinese).
- [8] Technical Committee of American Society for Testing and Materials. Standard reference radiographs of investment steel castings for aerospace applications: ASTM E192—2004 [S]. Philadelphia: ASTM, 2004:1-4.
- [9] 靳世久, 杨晓霞, 陈世利, 等. 超声相控阵检测技术的发展及应用[J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(9):925-934.
- JIN S J, YANG X X, CHEN S L, et al. Development and application of ultrasonic phased array inspection technology [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2014, 28(9):925-934 (in Chinese).
- [10] KOMURA I, NAGAI S, KASHIWAYA H, et al. Improved ultrasonic testing by phased array technique and its application [J]. Nuclear Engineering and Design, 1985, 87:185-191.
- [11] MACNAB A, CAMPBELL M J. Ultrasonic phased arrays for nondestructive testing [J]. NDT International, 1987, 6(20):333-337.
- [12] 常文爽. 低压汽轮机叶轮轮缘裂纹的超声相控阵检测[D]. 天津:天津大学, 2012:25-36.
- CHANG W S. Ultrasonic phased array testing of cracks in low-pressure turbine disc rim [D]. Tianjin: Tianjin University, 2012:25-36 (in Chinese).
- [13] CHARLESWORTH C. Phased array ultrasonic inspection of low-pressure steam turbine rotors-curved axial entry fir tree roots [J]. Insight, 2011, 2(53):37-44.
- [14] 郑辉, 林树青. 超声检测[M]. 2版. 北京:中国劳动社会保障出版社, 2008:36-43.
- ZHENG H, LIN S Q. Ultrasonic testing [M]. 2nd ed. Beijing: China Labour & Social Security Publishing House, 2008:36-43 (in Chinese).
- [15] 李家伟, 陈积懋. 无损检测手册[M]. 北京:机械工业出版社, 2002:157-163.
- LI J W, CHEN J M. Nondestructive testing manual [M]. Beijing: China Machine Press, 2002:157-163 (in Chinese).
- [16] 徐娜, 何方成, 周正干. 基于动态孔径聚焦的L型构件相控阵超声检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6):1000-1006.
- XU N, HE F C, ZHOU Z G. Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6):1000-1006 (in Chinese).

作者简介:

马立印 男, 硕士研究生。主要研究方向: 超声无损检测技术。

周正干 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 超声及红外无损检测。

Detection of welding crack in blisk blade based on ultrasonic phased array

MA Liyin¹, LI Yang¹, ZHOU Zhenggan^{1,2,*}

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine (CICAEE), Beijing 100083, China)

Abstract: Crack is a type of common defect in welding area of blade appearing in the process of blisk manufacture. Due to the complex structure of welding area in blade and the small size of crack defect, it is difficult to detect the welding crack. In order to satisfy the application requirement of this new process, a completely covered testing method, based on ultrasonic phased array inspection technique, to welding area was proposed. Finite element simulation models for phased array testing of welding area were built. The effects of crack parameters and ultrasonic beam focal position on the detection program were researched to testify the feasibility and validity of the detection program. A roboticized phased array ultrasonic testing system was established to simulate the propagation of ultrasonic beam in linear friction welding blade specimen and to achieve the recognition of prefabricated crack defects. The research results show that the proposed detection program can fulfill the requirement of rapid detection for linear friction welding blisk blade.

Keywords: ultrasonic phased array detection; blade; linear friction welding; crack; finite element simulation

Received: 2016-08-24; **Accepted:** 2016-12-16; **Published online:** 2016-12-16 16:46

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161216.1646.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375027); Special Research Project of Civil Aircraft of Ministry of Industry and Telecommunications (MJZ-G-2013-05)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0684

钛合金蜂窝蒙皮脱焊线性调频激励红外检测

范瑾¹, 赵翰学¹, 李根¹, 周正干^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 变蒙皮厚度的钛合金蜂窝在航空航天领域有着广泛的应用, 蒙皮脱焊是钛合金蜂窝结构最常见的缺陷类型之一。传统锁相红外检测由于调制频率单一, 不能对变蒙皮厚度的蒙皮脱焊实现一次性检测, 检测效率低。针对这一问题, 研究了线性调频激励红外检测以及激励参数选择方法。使用 ANSYS 建立了钛合金蜂窝有限元仿真模型, 通过相关算法计算了对应脱焊区域和正常区域的相位差, 分析了频带范围、啁啾时间对相位差绝对值最大值的影响以及蒙皮厚度与相位差绝对值最大值所在频率成分的关系。利用线性调频激励对预制脱焊缺陷的蜂窝试样进行了实验研究, 获得了不同频带范围和不同啁啾时间下的相位图。实验结果表明, 采用频带范围为 0.01 ~ 0.21 Hz, 啁啾时间为 22 s 的线性调频信号可以对蒙皮厚度为 0.6 ~ 1.2 mm 的钛合金蜂窝实现一次性检测, 为钛合金蜂窝结构的实际检测提供了工艺指导。

关 键 词: 线性调频; 钛合金蜂窝; 蒙皮脱焊; 相关算法; 红外检测

中图分类号: V262.7; TG115.28

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)09-1909-08



钛合金蜂窝在结构上不仅具有常规材料蜂窝结构的高强度、刚性大、重量小、隔热等性能, 同时由于钛合金材料的抗蚀性、耐高温等性能, 使其性能更优, 因此在航空航天领域钛合金蜂窝得到大量的使用^[1-3]。

制造过程中的加工工艺以及使用过程中的循环载荷等因素均会使钛合金蜂窝产生缺陷, 常见缺陷类型包括: 蜂窝芯与蒙皮未焊合、虚焊、脱焊、蜂窝芯失稳变形以及蜂窝芯缺失等^[4]。这些缺陷将严重破坏钛合金蜂窝的上述性能。目前针对钛合金蜂窝内部缺陷检测的无损检测技术包括超声检测、X 射线检测、激光散斑检测^[5-7]以及锁相红外检测等。

锁相红外检测以其无需耦合接触、对人体无害、检测效率高、输出结果形象直观、适于现场检测等特点比另外 3 种无损检测技术更加契合钛合

金蜂窝的检测需求。受检测原理的制约, 检测某一特定深度的缺陷时, 需要选择合适的锁相频率信号来实现检测, 当出现不同深度的缺陷需要检测时, 应选择不同的锁相调制频率多次进行检测^[8]。因此针对变蒙皮厚度的钛合金蜂窝内部缺陷的检测需求, 也应选择不同的锁相调制频率多次进行检测, 会花费相当长的检测时间, 检测效率低。针对这一问题本文研究了线性调频激励的红外检测技术。

蜂窝芯与蒙皮脱焊是钛合金蜂窝最常出现、危害最严重的缺陷之一。本文针对这种缺陷, 采用有限元仿真与实验相结合的方法, 通过分析焊合区与非焊合区信号相位差与蒙皮厚度、啁啾时间以及频带范围的关系, 得出线性调频激励红外检测的最佳激励参数, 同时给出特定激励参数下不同数据处理算法的相位图检测结果对照, 为变

收稿日期: 2016-08-24; 录用日期: 2016-09-02; 网络出版时间: 2016-11-09 14:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1415.003.html

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

* 通讯作者: E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

引用格式: 范瑾, 赵翰学, 李根, 等. 钛合金蜂窝蒙皮脱焊线性调频激励红外检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1909-1916. FAN J, ZHAO H X, LI G, et al. Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb using linear frequency modulated infrared imaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1909-1916 (in Chinese).

蒙皮厚度钛合金蜂窝蒙皮脱焊一次性检测的激励参数选取提供了指导。

1 理论分析

1.1 热传导原理

线性调频激励是指加热热源的热流强度随时间的变化规律为啁啾函数^[9], 可以表示为

$$q(t) = q_{am} [1 - \cos(2\pi f_m(t)t)] \quad (1)$$

$$f_m(t) = f_s + Bt \quad (2)$$

$$B = (f_e - f_s)/t_m \quad (3)$$

式中: $q(t)$ 为主动激励热流强度; q_{am} 为稳态热流强度; $f_m(t)$ 为频率受时间线性调制而变化的函数; f_s 为起始频率; f_e 为终止频率; B 为频率变化率; t_m 为啁啾时间; t 为时间。

内置隔热型缺陷的物体受线性调频热流激励后内部的热流传递过程如图1所示。

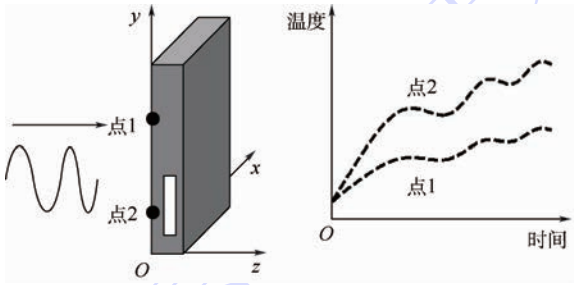


图1 线性调频正弦热流传递

Fig. 1 Transfer of linear frequency modulated sine heat flow

本文以含有蒙皮脱焊缺陷的钛合金蜂窝结构为研究对象, 建立三维瞬态导热微分方程:

$$\rho c \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} - k \nabla^2 (T(x, y, z, t)) = 0 \quad (4)$$

式中: $T(x, y, z, t)$ 为温度分布; k 为导热系数; ρ 为密度; c 为比热容; x, y, z 为笛卡儿坐标。

实际检测中, 由于蜂窝面积远大于蜂窝厚度, 热流主要延纵向传输, 忽略横向扩散和传输, 简化式(4)可得到一维导热模型:

$$\rho c \frac{\partial T(z, t)}{\partial t} - k \frac{\partial^2 T(z, t)}{\partial z^2} = 0 \quad (5)$$

满足初始条件以及边界条件的情况下, 式(5)的解析解为^[10-12]

$$T(z, t) = T_{am} + \Delta T \left(1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau_0}\right) \right) + A \exp\left(-\frac{z}{\Lambda}\right) \exp\left\{j \left[2\pi(f_s + Bt)t - \frac{z}{\Lambda} \right] \right\} \quad (6)$$

$$A = \frac{q_{am}}{2} \cdot \frac{(h_r + k\sigma) \exp(2\sigma L) - (h_f + k\sigma)}{(h_f + k\sigma)(h_r + k\sigma)(\exp(2\sigma L) - 1)} \quad (7)$$

$$\Lambda = \sqrt{\frac{\alpha}{\pi f_m(t)}} = \sqrt{\frac{k}{\pi \rho c (f_s + Bt)}} \quad (8)$$

式中: T_{am} 为初始温度; ΔT 为稳态热流引起的温度变化量; τ_0 为温度变化瞬态时间常数; A 为温度振荡幅值; $\sigma = (1 + j)/\Lambda$ 为复波数, Λ 为热扩散长度; L 为钛合金蜂窝纵向厚度; h_f 和 h_r 分别为钛合金蜂窝上下表面的换热系数; α 为热扩散系数。

式(6)描述了线性调频正弦热流对试件造成的随时间变化的温度场空间分布情况; 式(8)描述了热扩散深度的动态特性。式(6)~式(8)是线性调频红外检测不同蒙皮厚度钛合金蜂窝脱焊缺陷的理论基础。

1.2 信号的处理方法

由于被测物体内部含有缺陷, 当热场与物体内部结构作用之后, 会将内部信息以差异性温度分布反映到被测物体表面。线性调频激励下产生的热波的幅值与相位具有瞬时特性, 使用信号处理方法提取相位或幅值可以实现缺陷的判定。常见的信号处理方法包括: 相关算法、希尔伯特变换等^[13]。

本文通过相关算法对信号的频域进行分析, 获取不同频率成分下的相位信息, 实现缺陷区域的表征。对于数字化信号, 采用离散化的相关处理算法, 公式为

$$R_{12}(d) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y(n+d) \quad (9)$$

式中: n 为离散序号; N 为相关信号的采样点数; $R_{12}(d)$ 为相关函数, $d = 0, 1, \dots$ 通常直接称为时差。

在提取频率成分为 f_k 时的相位信息时, 笔者需要使用两路参考信号为 $y_{k1}(t) = \cos(2\pi f_k t)$ 和 $y_{k2}(t) = \sin(2\pi f_k t)$, 通过模数转换获取到待测信号和两路参考信号的数字序列为 $x(n)$ 、 $y_{k1}(n)$ 和 $y_{k2}(n)$ 。分别计算待测信号与参考信号在初始时差的互相关函数有

$$R_{xy_{k1}}(0) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y_{k1}(n) = \frac{A}{2} \cos \varphi \quad (10)$$

$$R_{xy_{k2}}(0) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x(n)y_{k2}(n) = -\frac{A}{2} \sin \varphi \quad (11)$$

进而可得到频率成分为 f_k 的相位和幅值为

$$\varphi_k = \arctan \frac{-R_{xy_{k2}}(0)}{R_{xy_{k1}}(0)} \quad (12)$$

$$A_k = 2 \sqrt{R_{xy_{k1}}^2(0) + R_{xy_{k2}}^2(0)} \quad (13)$$

根据式(12)和式(13)可求得点阵形式的幅值矩阵和相位矩阵即频率成分为 f_k 的幅值图和相位图。根据线性调频的频带范围, 选取不同频

率的参考信号可以得到不同频率成分下被测物体的相位图和幅值图。

2 有限元模型建立及分析

2.1 三维瞬态温度场有限元模型

通过构建仿真模型研究热流传递过程,仿真模型如图 2 所示。其中蜂窝上下蒙皮大小相同,宽 60 mm、长 70 mm,上下间距 15 mm;蜂窝芯为正六边形,其中六边形边长 6.85 mm,蜂窝芯壁厚 0.1 mm;蒙皮脱焊缺陷通过预留厚度为 0.3 mm 的空气间隙来模拟实现,模拟缺陷的大小为直径 15.66 mm 的圆形区域。模型中涉及到的材料及其热学性能参数如表 1 所示。

模拟采用按式(1)~式(3)规律变化的线性调频正弦热源作为输入,热源的稳态热流强度 q_{am} 取 $2\,000\text{ W/m}^2$,为保证数据的有效性,采集数据间隔时间为 0.001 s ,采集时长为啁啾时间。表 2 给出了边界与初始条件参数。

仿真采取单一变量的原则探究激励参数、蒙皮厚度与热波传递的关系。表 3 给出了仿真过程中的变化参数。考虑到实际检测中,激励装置发射热流的频率分辨率为 0.01 Hz ,选择起始频率为 0.01 Hz 进行研究。

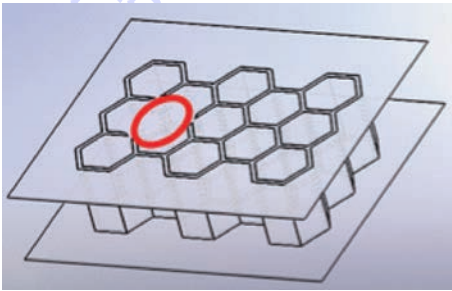


图 2 钛合金蜂窝结构模型

Fig. 2 Ti-alloy honeycomb structure model

表 1 材料的热学性能参数

Table 1 Parameters of thermal properties of material			
材料	热导率/ ($\text{W}\cdot(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C})^{-1}$)	密度/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	比热容/ ($\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot^{\circ}\text{C})^{-1}$)
钛合金	7	4 450	678
空气	0.026	1.161	1 007

表 2 边界与初始条件参数

Table 2 Parameters of boundary and initial conditions			
参数	换热系数/ ($\text{W}\cdot(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C})^{-1}$)	热流强度/ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$)	环境温度/ $^{\circ}\text{C}$
数值	12.5	200	24

表 3 仿真变化参数

Table 3 Simulation change parameters	
参数	数值
啁啾时间/s	6,10,12,14,16,18
蒙皮厚度/mm	0.6,0.85,1.0,1.2,1.4,2.0
频带宽度/Hz	0.2,0.4,0.6,0.8,0.99

2.2 仿真结果分析

仿真分析首先要确定对仿真数据的提取,为保证数据量充分,分别选取蒙皮脱焊和非脱焊区与的 9 个点进行提取,如图 3 所示。提取点为黑色圆点均匀分布在蜂窝芯壁上,圆圈为蒙皮脱焊区域。

通过对 2 个区域中的 9 个点数值做平均运算减小误差波动。图 4 为采用 $0.01\sim 1\text{ Hz}$ 、啁啾时间为 22 s 的线性调频正弦热流对蒙皮厚度为 0.6 mm 的钛合金蜂窝激励后的平均温度历程曲线。采用相关算法提取频带范围内各频率的相位信息,频率每次增加 0.01 Hz ,得到的相位差随频率变化的曲线如图 5 所示。

由图 5 可知,脱焊区和正常区相位差随频率呈现波动变化,但是存在某个频率使得相位差绝对值达到最大值。当提取该频率成分的相位信息时可以获得最佳检测结果。

通过上述方法,分别仿真并研究了啁啾时间、频带宽度与相位差绝对值最大值的关系以及

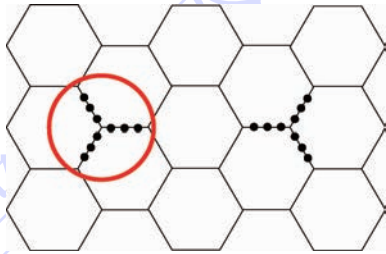


图 3 温度分析点分布

Fig. 3 Temperature analysis points distribution

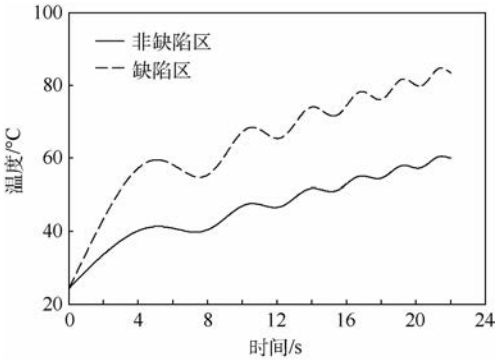


图 4 缺陷区与非缺陷区温度时间历程

Fig. 4 Time history of temperature in defect and non-defect regions

蒙皮厚度与相位差绝对值最大值出现频率的关系。选定蜂窝蒙皮厚度为 0.6 mm,采用频带范围为 0.01 ~ 1 Hz 的线性调频热流加热,不同啁啾时间对相位差绝对值最大值的影响如图 6 所示。

选定蜂窝蒙皮厚度为 0.6 mm,采用啁啾时间为 10 s,起始频率为 0.01 Hz 的线性调频热流加热,不同频带宽度对相位差绝对值最大值的影响如图 7 所示。

采用啁啾时间为 10 s,频带范围为 0.01 ~ 1 Hz 的线性调频热流进行加热,不同蒙皮厚度对相位差绝对值最大值出现的频率影响如图 8 所示。

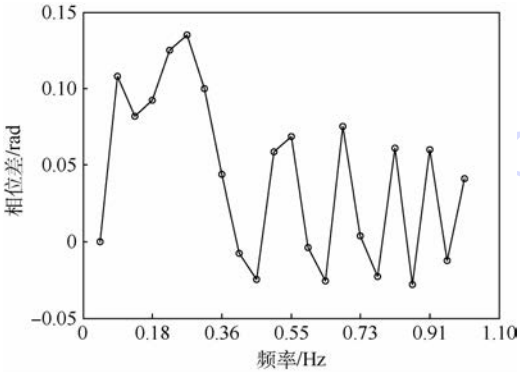


图 5 相位差的频域分布

Fig. 5 Frequency domain distribution of phase difference

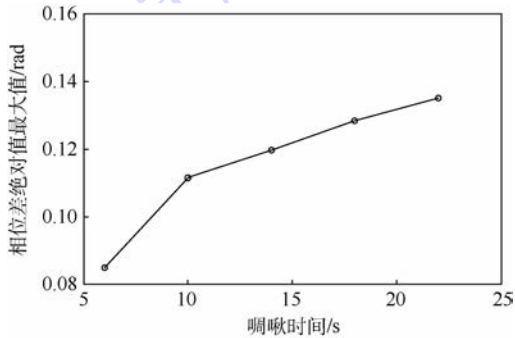


图 6 啁啾时间对相位差绝对值最大值的影响(仿真)

Fig. 6 Effect of chirp time on maximum of phase difference absolute value (simulation)

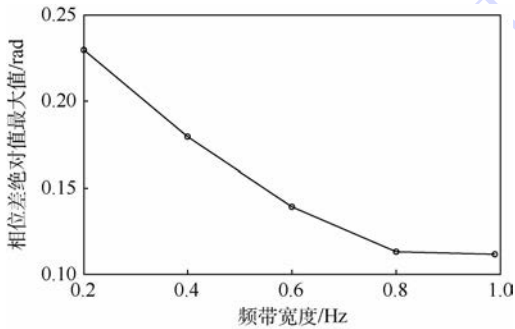


图 7 频带宽度对相位差绝对值最大值的影响(仿真)

Fig. 7 Effect of frequency bandwidth on maximum of phase difference absolute value (simulation)

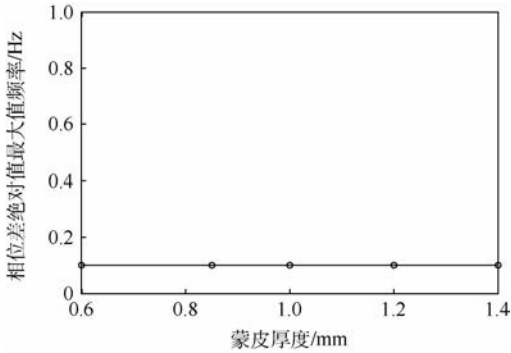


图 8 蒙皮厚度对相位差绝对值最大值频率的影响

Fig. 8 Effect of skin thickness on frequency of phase difference absolute value maximum

从仿真分析结果可得出以下规律:

- 1) 线性调频激励下,脱焊区域与正常区域的频域相位差绝对值存在着最大值。
- 2) 当蒙皮厚度和频带范围一定时,随着啁啾时间的增大,相位差绝对值最大值逐渐增大。
- 3) 当蒙皮厚度和啁啾时间一定时,随着频带宽度的增大,相位差绝对值最大值逐渐减小。
- 4) 当啁啾时间和频带范围一定时,随着蒙皮厚度的增加,相位差绝对值最大值对应的频率成分保持不变。

因此在实际检测时,适当加大啁啾时间,降低频带宽度更有利于多种蒙皮厚度内部缺陷的一次性检测。

3 实验

3.1 试样制作

通过制作 3 块内置脱焊缺陷的不同蒙皮厚度的钛合金蜂窝来模拟变蒙皮厚度钛合金蜂窝内部蒙皮脱焊来进行实验。

3 块蜂窝内部均制作有相同厚度 0.2 mm 的空气间隙来模拟蒙皮脱焊,由于蒙皮厚度不同,蒙皮脱焊的缺陷深度也不相同。这样就形成了不同深度下的缺陷。蒙皮脱焊区域的面积大小也不相同,试样 1 和试样 3 的脱焊为直径 18 mm 的圆形,试样 2 的脱焊缺陷为直径 12 mm 的圆形。

3 个试样的实际尺寸如图 9 所示,其中试样 1、2、3 的蒙皮厚度依次为 1.2、0.6、0.85 mm,蒙皮脱焊区域使用圆形进行标记。

实验过程中采用线性调频光源对 3 个试样进行一次照射。由左到右依次为试样 1、试样 2、试样 3,试样的前表面基本对齐,试样具体摆放如图 10 所示。摆放过程中使用支撑块对试样进行支撑,由于预置缺陷在试样的中部,远离支撑物

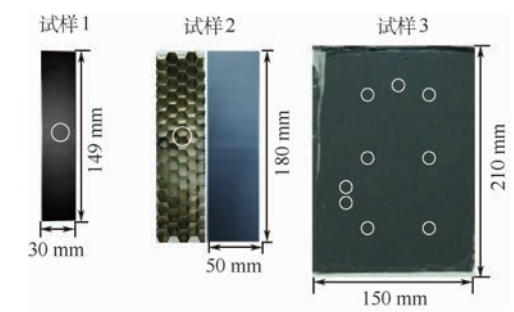


图 9 钛合金蜂窝试样实物图

Fig. 9 Photos of Ti-alloy honeycomb specimens

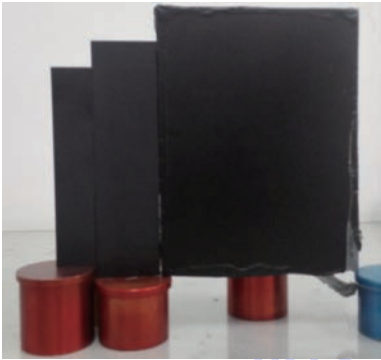


图 10 钛合金蜂窝试样摆放实物图

Fig. 10 Photo of Ti-alloy honeycomb specimens placed

体,因此可忽略对检测造成的影响。

钛合金蜂窝表面对可见光存在强烈反射,造成加热能量大量损失,降低了表面的红外发射率,同时产生了大量的噪声。因此在试样表面粘贴黑色抗反射膜^[14-15],提高对激励信号的吸收,增强信噪比。

3.2 实验系统

搭建锁相红外检测系统对制备的试样进行检测实验的开展,检测系统组成如图 11 所示。系统包括热激励装置,采集装置以及计算机系统。

热激励装置由 PCI8603 任意波形发生卡、功率调光器以及 2 盏卤素灯构成。利用波形发生卡

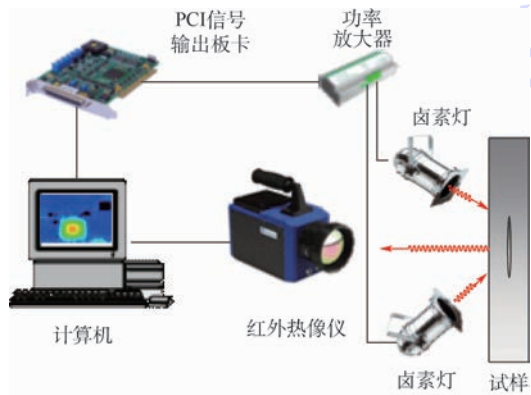


图 11 锁相红外热像检测系统构成示意图

Fig. 11 Layout of lock-in infrared thermography detection system

输出两路线性调频信号,经过功率调光器进行功率放大控制卤素灯对试样进行加热。其中每盏卤素灯最大功率 1 kW,卤素灯灯罩前沿距离试样 40 cm,卤素灯输出热源频率最高为 1 Hz;板卡输出的线性调频信号频率分辨率为 0.01 Hz,同时可对信号的幅值、频率进行设置。采集装置采用 FLIR 公司的制冷型红外热像仪 SC7700M,光谱响应范围 3.7 ~ 4.8 μm ,热像仪单帧图像列点数 640 像素,行点数 512 像素。

3.3 实验的结果分析

实验针对包含预置缺陷的 3 个钛合金蜂窝试样,采用单一变量方法并选择与有限元仿真相同的啁啾时间以及频带范围共 11 组线性调频激励参数对试样进行激励,分析相位差与蒙皮厚度、啁啾时间以及频带宽度之间的关系,从而得出最佳的激励参数。同时对比相关算法与希尔伯特变换的相位图,初步验证相关算法的处理能力。

3 个试样加热过程中的某一帧图像如图 12 所示,3 个不同蒙皮厚的试样不能识别蒙皮脱焊缺陷同时存在加热不均的现象。

实验采用线性调频的频带范围为 0.01 ~ 0.21 Hz,研究啁啾时间对相位差绝对值最大值的影 响如图 13 所示。其中相位差绝对值最大值的计算按照仿真过程中的取点方式,将缺陷区与非缺陷区的 9 个点分别平均后求取相位差并取绝对值的最大值。

采用相关算法换对啁啾时间为 6、14、22 s 的整幅图的相位进行计算得到相位图,得到的处理结果如图 14 所示。从图 14 可以看出,随着啁啾时间的增加,缺陷轮廓越来越清晰,缺陷更容易辨识,但同时也增加了检测的时间。

采用同样的取点方式以及相位差计算方法,采用啁啾时间为 22 s,频带范围起始频率为 0.01 Hz 的线性调频热流激励进行实验,频带宽度对相位

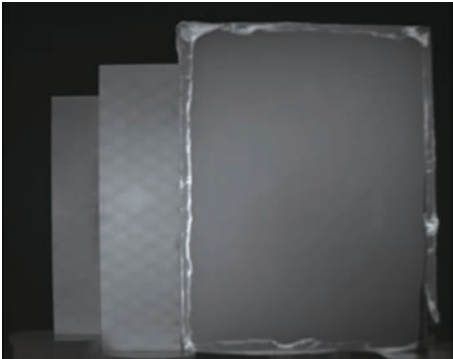


图 12 试样加热过程某时刻热像图

Fig. 12 Thermal image of specimens during heating at certain moment

差绝对值最大值的影响如图 15 所示。计算不同频带宽度下的试样相位图如图 16 所示。

由图 16 可以看出频带宽度越小,脱焊缺陷更加清晰,更加有利于检测。考虑到频带宽度极

限小的情况为单频正弦激励,根据相位差与频率以及钛合金蜂窝蒙皮厚度的关系^[16],选择单频激励频率为0.01、0.05、0.10和0.15Hz,计算相

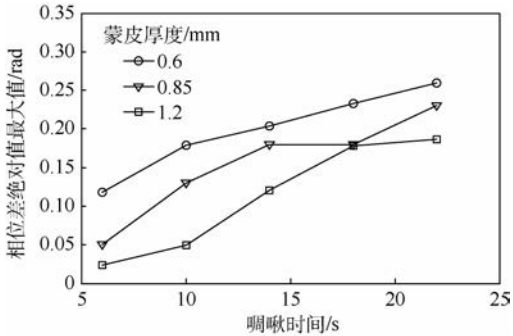


图 13 啁啾时间对相位差绝对值最大值的影响(实验)
Fig. 13 Effect of chirp time on maximum of phase difference absolute value (experiment)

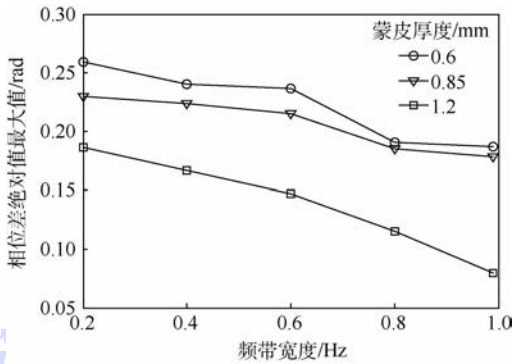
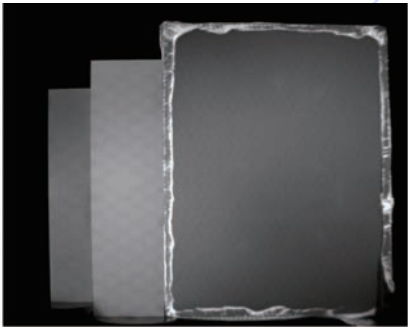
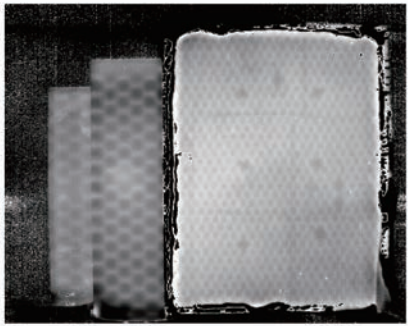


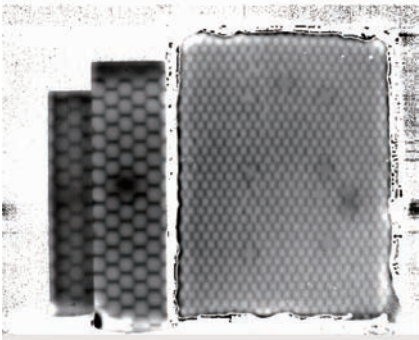
图 15 频带宽度对相位差绝对值最大值的影响(实验)
Fig. 15 Effect of frequency bandwidth on maximum of phase difference absolute value (experiment)



(a) 啁啾时间为6 s



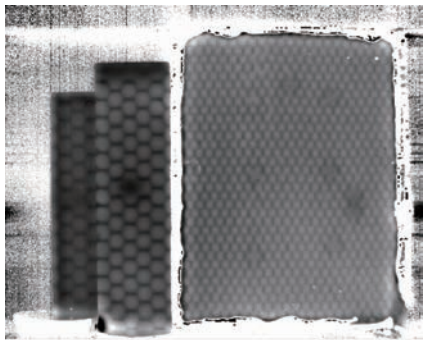
(b) 啁啾时间为14 s



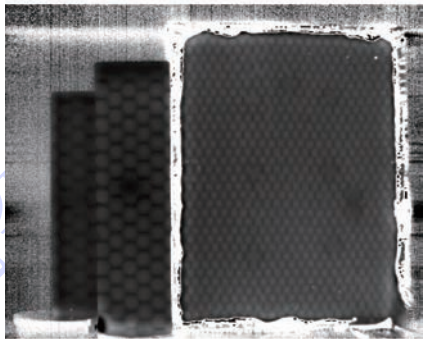
(c) 啁啾时间为22 s

图 14 不同啁啾时间下的相位图(实验)

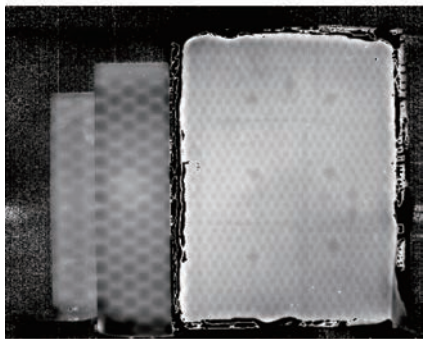
Fig. 14 Phase diagram at different chirp time (experiment)



(a) 频带宽度0.01~0.41 Hz



(b) 频带宽度0.01~0.61 Hz



(c) 频带宽度0.01~0.81 Hz

图 16 不同频带宽度下的相位图

Fig. 16 Phase diagram at different frequency bandwidth

位图如图 17 所示,结果表明传统锁相红外不能一次性检测变蒙皮厚度下的脱焊缺陷。

啁啾时间为 22 s,频带范围为 0.01 ~ 0.21 Hz 的线性调频激励下的不同数据处理算法的相位图如图 18 所示,结果表明相关算法可以达到与希尔伯特变换相同的检测效果。

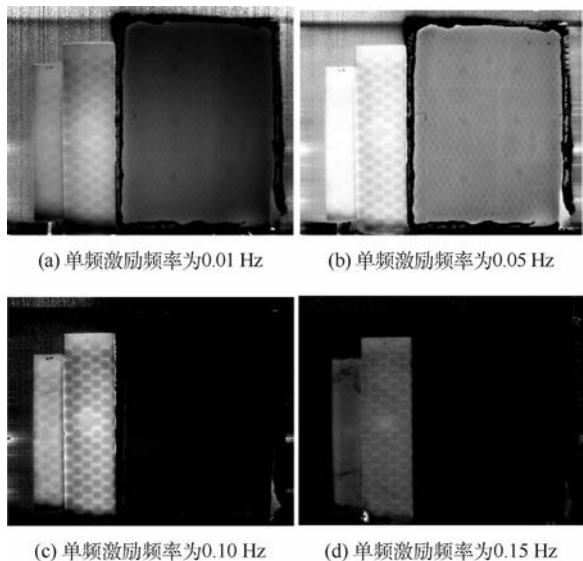


图 17 不同频率下锁相红外检测相位图

Fig. 17 Phase diagram of lock-in infrared detection at different frequency

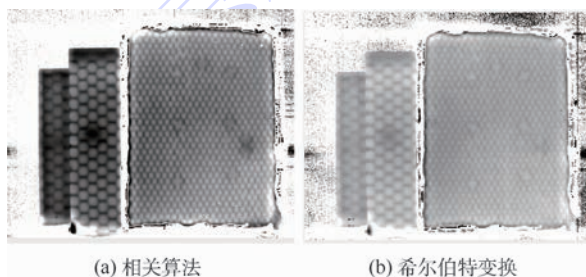


图 18 不同数据处理算法下的相位图

Fig. 18 Phase diagram of different data processing algorithms

图 13 和图 15 验证了仿真规律的正确性,图 14 和图 16 对预埋缺陷均能十分直观地检测出来。图 17 与图 18 表明线性调频激励采用相关算法相比于传统单频锁相红外检测能够一次性检测变蒙皮厚度下蒙皮脱焊缺陷,提高了检测效率。

4 结 论

1) 仿真与实验表明,线性调频红外检测技术可以实现对变蒙皮厚度下的钛合金蜂窝蒙皮脱焊的一次性检测。

2) 随着啁啾时间的增加,脱焊区与非脱焊区的相位差绝对值最大值逐渐增大,越有利于检测,但是增加了检测时间,在实际检测中应该适当增

加啁啾时间。

3) 随着频带宽度的减小,脱焊区与非脱焊区的相位差绝对值最大值先增大后减小,传统单频锁相红外检测不能同时检测不同蒙皮厚度的脱焊缺陷。

4) 针对多种蒙皮厚度的脱焊缺陷,线性调频红外检测技术在满足检测需求的同时,提高了检测效率,对于针对蒙皮厚度为 0.6 ~ 1.2 mm 的钛合金蜂窝结构,采用啁啾时间 22 s,频带范围 0.01 ~ 0.21 Hz 能实现一次性检测。

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

参考文献 (References)

- [1] HUANG X, RICHARDS N L. Activated diffusion brazing technology for manufacture of titanium honeycomb structures — A statistical study[J]. Welding Journal, 2004, 83(3): 73-81.
- [2] 静永娟, 李晓红, 岳喜山. TC1 钛合金蜂窝夹层结构的钎焊工艺研究[J]. 航空制造技术, 2012(13): 137-139.
- [3] JING Y J, LI X H, YUE X S. Research and analysis of processing parameter for brazing honeycomb sandwich construction in titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(13): 137-139 (in Chinese).
- [4] 苏小丽. 钛合金蜂窝芯制造技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [5] SU X L. Research on the manufacturing technology of titanium alloy honeycomb cores[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).
- [6] 杨海波, 江少华, 赵志远, 等. 钛合金蜂窝整体机身壁板技术应用研究[J]. 航空制造技术, 2013(16): 126-128.
- [7] YANG H B, JIANG S H, ZHAO Z Y, et al. Engineering application research of titanium honeycomb integral fuselage panel technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(16): 126-128 (in Chinese).
- [8] 谢凯文, 杜雨婷, 张斌, 等. 钎焊蜂窝夹层结构的超声检测技术研究[J]. 无损探伤, 2014, 38(4): 24-26.
- [9] XIE K W, DU L T, ZHANG B, et al. Research on the inspection of defects in Ti-alloy honeycomb sandwich using ultrasonic testing[J]. NDT, 2014, 38(4): 24-26 (in Chinese).
- [10] 刚铁, 石端虎, 袁媛. 射线检测钛合金激光焊件微小缺陷分布特征[J]. 光电子·激光, 2006, 17(11): 1372-1376.
- [11] GANG T, SHI D H, YUAN Y. Distribution feature of tiny flaw in laser welding parts of titanium alloy using X-ray detection[J]. Journal of Optoelectronics · Laser, 2006, 17(11): 1372-1376 (in Chinese).
- [12] 赵林博, 徐珊珊, 雷鹏, 等. 无损检测新技术在钛合金 SPF/DB 结构检测中的应用研究[J]. 新技术新工艺, 2012(3): 77-79.
- [13] ZHAO L B, XU S S, LEI K, et al. A study on application of infrared detection testing for SPF/DB of titanium alloy[J]. New Technology & New Process, 2012(3): 77-79 (in Chinese).

- [8] GHALI V S, MULAVEESALA R. Frequency modulated thermal wave imaging techniques for non-destructive testing [J]. *Progress in Electromagnetics Research Monitoring*, 2010, 52 (9): 475-480.
- [9] MULAVEESALA R, TULI S. Theory of frequency modulated thermal wave imaging for nondestructive subsurface defect detection [J]. *Applied Physics Letters*, 2006, 89 (19): 191913.
- [10] MALDAGUE X P V. Theory and practice of infrared technology for nondestructive testing [M]. New York: Wiley, 2001: 307.
- [11] LIU J, YANG W, DAI J. Research on thermal wave processing of lock-in thermography based on analyzing image sequences for NDT [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2010, 53 (5): 348-357.
- [12] 刘俊岩, 刘勋, 王扬. 线性调频激励的红外热波成像检测技术 [J]. *红外与激光工程*, 2012, 41 (6): 1416-1422.
LIU J Y, LIU X, WANG Y. Technology of linear frequency modulation infrared thermal-wave imaging for nondestructive testing [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41 (6): 1416-1422 (in Chinese).
- [13] GONG J, LIU J, QIN L, et al. Investigation of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) sheet with subsurface defects inspection using thermal-wave radar imaging (TWRI) based on the multi-transform technique [J]. *Ndt & E International*, 2013, 62 (2): 130-136.
- [14] VÁZQUEZ P, THOMACHOT-SCHNEIDER C, MOUHOUBI K, et al. Infrared thermography monitoring of the NaCl crystallisation process [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2015, 71: 198-207.
- [15] SARDOT T, MCDONALD A G, SMITH G. Characterization of a cardboard recycling facility's mixed plastic waste for beneficial use [J]. *Waste & Biomass Valorization*, 2013, 4 (1): 161-171.
- [16] 周正干, 贺鹏飞, 赵翰学, 等. 钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊缺陷锁相红外检测 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42 (9): 1795-1802.
ZHOU Z G, HE P F, ZHAO H X, et al. Detection of desoldering defect in Ti-alloy honeycomb sandwich using lock-in infrared thermography [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42 (9): 1795-1802 (in Chinese).

作者简介:

范瑾 男, 硕士研究生。主要研究方向: 红外无损检测。

周正干 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 超声及红外无损检测。

Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb using linear frequency modulated infrared imaging

FAN Jin¹, ZHAO Hanxue¹, LI Gen¹, ZHOU Zhenggan^{1,2,*}

- (1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine (CICAAE), Beijing 100083, China)

Abstract: Ti-alloy honeycomb with variable skin thickness has been widely used in the aerospace field. Skin desoldering is one of the most common defects of Ti-alloy honeycomb sandwich. Because of single frequency, traditional lock-in thermography cannot detect desoldering under skin with a variety of thicknesses in one time and has low detection efficiency. To solve this problem, linear frequency modulated infrared imaging and excitation parameter selection method were studied. The finite element simulation model of Ti-alloy honeycomb was established by using ANSYS. Phase difference between desoldering region and normal region was calculated through correlation algorithm and the relationship between frequency bandwidth, chirp time, skin thickness and maximum of phase difference absolute value was analyzed. Honeycomb sample with prefabricated desoldering defects was experimentally studied using linear frequency modulated exciting. Phase diagrams with different frequency bandwidth and different chirp time are obtained. The results show that one-time detection of Ti-alloy honeycomb with skin thickness 0.6 – 1.2 mm can be realized using linear frequency modulated signal with the frequency range 0.01 – 0.21 Hz and chirp time 22 s. These results provide a technical guidance for the practical detection of Ti-alloy honeycomb sandwich structure.

Keywords: linear frequency modulated; Ti-alloy honeycomb; skin desoldering; correlation algorithm; infrared detection

Received: 2016-08-24; Accepted: 2016-09-02; Published online: 2016-11-09 14:15

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161109.1415.003.html

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

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0701

POCET 最优相位搜索的数值算法

张美君, 寇艳红*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘

要: 现代化的卫星导航信号要求在星上高功率放大器之前恒包络复用同频点甚至临近的双频点/三频点的多个导航信号分量。最优相位恒包络发射(POCET)技术能够恒包络复用任意路数信号且达到最高复用效率。已见诸报道的 POCET 最优相位搜索的数值算法存在计算量大、收敛速度慢、当迭代点远离最优解或要求提高计算精度时难以收敛到局部最优解等问题。针对导航信号最优恒包络复用论证的需求,首先在优化目标函数中引入增广拉格朗日乘子法以解决当终止误差减小无法收敛到局部最优解的问题;其次对于搜索步长的确定摒弃了已有的精确线搜索算法而采用基于 Armijo 准则的非精确线搜索算法,并比较研究了最速下降法、共轭梯度法、拟牛顿法(包括 BFGS 法和对称秩 1 法)等多种搜索方向优化算法的优缺点和适用性;最后通过对 BDS B1 频点不同功率分配下的最优相位搜索和合成损耗评估,验证了改进后算法的精度高、计算量小、收敛性强等优点,为导航信号调制复用方案的设计和 optimization 提供参考。

关键词: POCET 技术; 优化算法; 多路复用; 合成损耗; 数值算法

中图分类号: TN967.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1917-07

随着 GPS 和格洛纳斯卫星导航系统(GLO-NASS)的加速升级以及北斗卫星导航系统(BDS)、伽利略卫星定位系统(Galileo)的快速发展,使得导航频谱资源日益紧张,迫切需要新型的导航信号结构设计和多路复用技术来提高频带利用率^[1]。现代化的卫星导航信号呈现出多信号共享有限频谱资源、复杂调制形式等特点,要求在星上高功率放大器之前恒包络复用同频点甚至临近的双频点/三频点的多个导航信号分量。载荷端多路信号的恒包络合成,使全球导航卫星系统(GNSS)信号体制的设计及应用进入了一个全新的阶段。

2009 年,文献[2]首次提出了最优相位恒包络发射最优相位恒包络发射(POCET)技术,以恒

包络复用任意路数信号且达到最高复用效率,并建议采用外罚函数法将有约束优化问题转换为无约束优化问题。文献[3]为了减小计算量,对外罚函数法的目标函数做了改进,减少了变量的个数,并建议采用三次插值法确定搜索步长,采用拟牛顿 BFGS(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno's)法确定搜索方向。外罚函数法在终止误差较大时能够收敛到局部最优解,但当罚函数的终止误差 $\epsilon \leq 1.0 \times 10^{-4}$ 或更小时,随着罚因子的增大,目标函数出现病态,迭代失败。在对相位搜索时,插值法需要计算很多函数值和梯度值,计算量大,当迭代点远离最优解时,有时收敛不到局部最优解,收敛速度较慢;采用直接求解有约束优化问题的复合形法能够消除罚因子的影响,但复合形法适用

收稿日期: 2016-09-02; 录用日期: 2017-01-03; 网络出版时间: 2017-01-19 10:21

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170119.1021.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61271197)

* 通讯作者: E-mail: kouy@buaa.edu.cn

引用格式: 张美君, 寇艳红. POCET 最优相位搜索的数值算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1917-1923.

ZHANG M J, KOU Y H. Numerical algorithm for POCET optimal phase search[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1917-1923 (in Chinese).

于变量少的情况^[4];文献[5]采用牛顿法实现POCET恒包络调制,当选择的初始点靠近极小点时,该算法是可行的,但牛顿法存在计算量大、二阶导数矩阵可能非正定、当初始点远离最优解时收敛不到局部最优解的缺陷。

本文在已有研究的基础上,针对导航信号最优恒包络复用论证的需求,首先对目标函数进行了适当的改进,引入了增广拉格朗日函数以提高计算精度;然后采用基于 Armijo 准则的非精确线搜索算法确定搜索步长以减小计算量、保证收敛性^[6],对于搜索方向的确定,除了已有的拟牛顿BFGS法和牛顿法之外,还探讨了最速下降法、共轭梯度法和拟牛顿法(对称秩1法)等^[6-9],总结了不同算法的特点和适用情况;最后针对 BDS B1频段多种信号调制备选方案、待定的信号间功率比和相位约束关系,分别运用合适的改进算法对最优相位表进行了搜索,对合成损耗进行了评估,验证了算法的效果。

1 POCET 技术基本原理

POCET 技术是一种在保证复用信号的功率和相位关系约束的前提下,通过最优化算法计算调制信号的相位角度和包络幅度,从而保证复用效率最高的相位调制(PM)技术。对于参与复用的二进制基带信号每一码片的不同组合,计算出经过优化的相位表,相位值取决于对复用信号包络值这样一个目标函数在一系列约束条件下的优化结果。信号调制的载波相位按照相位表中的相位进行传输,最后输出的信号满足恒包络要求^[2]。

第 n 路信号在接收机端表现出的平均相关为

$$C_n(\theta) = \frac{A}{2^N} \sum_{k=0}^{2^N-1} (1 - 2b_n(k)) e^{j\theta_k} \quad (1)$$

式中: N 为参与复用的有用信号路数; $b_n(k)$ 为第 k 种码片组合下第 n 路信号的码片取值; A 为复用信号包络的幅度; θ_k 为第 k 种码片组合情况下信号调制到载波上的相位角;相位角矢量 $\theta = [\theta_0, \theta_1, \dots, \theta_{2^N-1}]$ 。

信号的功率 p 的约束条件表示为

$$\Delta p = \sum_{n=1}^N (|C_n(\theta)| - d_n)^2 \quad (2)$$

相位 ϕ 的约束条件表示为

$$\Delta \phi = \sum_{n=1}^N \sum_{l=n+1}^N \text{Im} \{ e^{-j\Delta\phi_{nl}} C_n(\theta) C_l(\theta)^* \}^2 \cdot \text{Re} \{ e^{-j\Delta\phi_{nl}} C_n(\theta) C_l(\theta)^* \} > 0 \quad (3)$$

式中: $\text{Re}\{\}$ 和 $\text{Im}\{\}$ 分别表示取实部和虚部; d_n^2 为

第 n 路信号的期望功率; $C_l(\theta)$ 为第 l 路信号在接收机端表现出的平均相关; $C_l(\theta)^*$ 为 $C_l(\theta)$ 的复共轭; $\Delta\phi_{nl}$ 为第 n 路信号和第 l 路信号间的相位差。

N 路信号恒包络复用的复用效率表示为

$$\eta = \frac{\sum_{n=1}^N |C_n(\theta)|^2}{A^2} \quad (4)$$

POCET 技术在满足功率和相位约束条件下最小化包络幅度 A 实质是一个有约束的优化问题,可通过最优化理论的数值方法来求解。可采用罚函数方法,即利用问题的目标函数和约束函数构造新的目标函数,把约束最优化问题转化为相应的罚函数的无约束最优化问题来求解。目标函数附加的约束项反映了对落在可行域外(即不满足约束条件)的点的一种惩罚,其作用是在寻优过程中迫使迭代点靠近最优点。构造的目标函数表示为

$$F(\theta) = A^2 + \mu_a \Delta p + \mu_b \Delta \phi \quad (5)$$

式中: μ_a 、 μ_b 为罚因子。

在求解过程中一个主要的问题是搜索到的相位值可能是局部极小值,文献[2]中也给出了获得全局最优解的方法。

2 最优相位搜索的数值算法及其改进

2.1 优化目标函数的改进

在文献[2-3]中,采用外罚函数法把约束最优化问题转化为相应罚函数的无约束最优化问题来求解。文献[3]通过将目标函数中的 A^2 改为 $1 - \eta$ 以减小计算量。通过仿真可以发现,当罚函数的终止误差 $\varepsilon \leq 1.0 \times 10^{-3}$ 时,外罚函数法能够收敛到局部最优解;但当终止误差减小,如 $\varepsilon \leq 1.0 \times 10^{-4}$ 或更小时,一般情况下,迭代过程中会根据优化算法后的结果不断调整罚因子,罚因子的增大会造成罚函数的二阶导数矩阵的接近奇异矩阵,目标函数出现病态,造成迭代失败,无法得到结果。为了克服这一缺陷,本文对目标函数进行了适当的改进,引入了增广拉格朗日函数^[7-9]:

$$F(\theta) = (1 - \eta) - \lambda_a \Delta p_1 + \frac{\mu_a}{2} \Delta p - \lambda_b \Delta \phi_1 + \frac{\mu_b}{2} \Delta \phi \quad (6)$$

式中:

$$\Delta p_1 = \sum_{n=1}^L (|C_n(\theta)| - d_n)$$

$$\Delta \phi_1 = \sum_{n=1}^M \sum_{l=n+1}^M \text{Im} \{ e^{-j\Delta\phi_{nl}} C_n(\theta) C_l(\theta)^* \}$$

λ_a 、 λ_b 为乘子向量; L 、 M 对应功率约束条件和相

位约束条件的个数。

2.2 搜索步长的确定

文献[3]对调制信号的相位进行数值搜索时,计算搜索步长采用的线搜索算法是精确线搜索算法中的三次插值法^[8],在搜索区间中不断地使用三次多项式去近似目标函数,并逐步用插值多项式的极小点去逼近目标函数的极小点。在求解过程中,特别当复用路数多的情况下,等式约束条件数量较多,导致目标函数变量个数较多,式子复杂,需要计算大量的函数值和梯度值,并且当迭代点远离最优解时,有时收敛不到局部最优解,效率很低。对于调制信号的相位搜索,若采用非精确线搜索算法确定搜索步长,则不需要确定包含最佳步长的单谷区间,计算量小,且能够保证收敛^[6]。

本文的搜索步长算法采用基于 Armijo 准则的非精确线搜索算法,Armijo 准则是线搜索算法的停止条件,通过不断地更新搜索步长,使目标函数得到可接受的下降量又能使最终形成的迭代序列收敛到最优解^[6]。

在 Armijo 准则中,对于给定参数初始值 $\beta \in (0,1), \sigma \in (0,0.5)$,令搜索步长 $\alpha_k = \beta^{m_k}$,其中 m_k 是满足不等式(7)的最小非负整数。

$$f(\mathbf{x}_k + \beta^{m_k} \mathbf{d}_k) \leq f(\mathbf{x}_k) + \sigma \beta^{m_k} \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d}_k \quad (7)$$

式中: k 为迭代步数; $\mathbf{d}_k$ 为 $\mathbf{x}_k$ 处的搜索方向;
 $\nabla f(\mathbf{x}_k)$ 为 $f(\mathbf{x}_k)$ 的导数。

通过仿真验证发现,在搜索最优相位问题中,只要搜索方向选择恰当,目标函数沿着搜索方向

不一定要达到极小值,只要在每次迭代过程中,目标函数得到可接受的下降量,对求取结果影响不大。改进后的算法减少了计算量,改善了当迭代点远离最优解收敛不到局部极小值的情况。

2.3 搜索方向的确定

已有文献中对搜索方向的论述较简单,采用了拟牛顿 BFGS 法^[3]和牛顿法^[5],牛顿法收敛速度快,但该算法需要计算二阶导数矩阵及其逆矩阵,计算量大,并且存在二阶导数矩阵可能非正定、当初始点远离最优点时收敛不到局部最优解的缺陷,并不适用于求解所有的最优相位问题。

当复用路数为 N 时,目标函数中待求的相位数最少为 $2^{N-1} - 1$ 个,未知量个数很多,不宜采用模式搜索法、单纯形搜索法等直接求解无约束问题的方法,虽然这些方法不需要计算导数,但对于变量多的情况,编写程序复杂,实现困难^[9]。其他的无约束优化方法有牛顿法、最速下降法、共轭梯度法、拟牛顿法和信赖域法^[9-10]。其中信赖域法需要计算二阶导数矩阵,复用路数较多时,计算量和存储量很大。为了减少算法复杂度,找到搜索相位最优的算法,本文重点探讨了最速下降法、共轭梯度法、拟牛顿法(BFGS 法和对称秩 1 法),表 1 列出了上述优化算法的搜索方向、优缺点及其适用性。

上述算法均不需要计算二阶导数矩阵,能够改善牛顿法的缺陷。所采用的算法具有超线性收敛速度和很好的数值稳定性,保证了信号相位优化搜索算法的健壮性和高效性。

表 1 优化算法对比
Table 1 Comparison of optimization algorithms

优化算法	搜索方向	优缺点	适用性
最速下降法 ^[6]	负梯度方向	结构最简单,编程容易,初始点要求不高;收敛速度慢,有时达不到最优解	信号路数 < 7 路
共轭梯度法 ^[8-9]	共轭性与最速下降法相结合,搜索方向满足: $\begin{cases} \mathbf{d}_{k+1}^T \nabla f(\mathbf{x}_{k+1}) < 0 \\ \mathbf{d}_k^T \nabla^2 f(\mathbf{x}_{k+1}) \mathbf{d}_{k+1} = 0 \end{cases}$		
BFGS 法 ^[8-10]	近似矩阵的构造: $\mathbf{B}_{k+1} = \mathbf{B}_k - \frac{\mathbf{B}_k \mathbf{s}_k \mathbf{s}_k^T \mathbf{B}_k}{\mathbf{s}_k^T \mathbf{B}_k \mathbf{s}_k} + \frac{\mathbf{y}_k \mathbf{y}_k^T}{\mathbf{y}_k^T \mathbf{s}_k}$	收敛速度快,存储量小,稳定性高,对初始点要求不高;相比最速下降法,增加了计算量	均适用
对称秩 1 法 ^[8-10]	近似矩阵的构造: $\mathbf{B}_{k+1} = \mathbf{B}_k + \frac{(\mathbf{y}_k - \mathbf{B}_k \mathbf{s}_k)(\mathbf{y}_k - \mathbf{B}_k \mathbf{s}_k)^T}{(\mathbf{y}_k - \mathbf{B}_k \mathbf{s}_k)^T \mathbf{s}_k}$	相比前 2 种算法,收敛速度最快,搜索方向与牛顿法搜索方向近似相同,算法稳定性高,对初始点要求不高	

注: $\nabla f(\mathbf{x}_{k+1})$ 和 $\nabla^2 f(\mathbf{x}_{k+1})$ — $\mathbf{x}_{k+1}$ 处的一阶导数和二阶导数; $\mathbf{B}_k$ —近似矩阵; 位移 $\mathbf{s}_k = \mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_k$; 梯度差 $\mathbf{y}_k = \nabla f(\mathbf{x}_{k+1}) - \nabla f(\mathbf{x}_k)$ 。

3 算法在 BDS B1 频点最优复用方案论证中的应用

3.1 多种调制方案组合下 B1 恒包络复用的最优相位数值搜索

在卫星导航系统信号体制论证过程中,各频点各信号往往有多种调制方式备选方案,各信号分量间的功率分配和相位约束关系也有待于分析确定,这些因素都会影响到信号综合性能评估的一个重要指标——复用效率 η ,或合成损耗 $10\lg(1-\eta)$ 。本节以 BDS B1 频点信号为例,说明前述算法在恒包络复用的最优相位表搜索及合成损耗评估中的应用。

中国第二代 BDS 分为区域系统和全球系统 2 个阶段逐步完成^[11];BDS B1 频点区域信号 B1I 的中心频点在 1 561.098 MHz,采用 BPSK(2) 调制;B1 全球信号的中心频点在 1 575.42 MHz,包括公开服务信号 B1C 和授权服务信号 B1A,分别采用 MBOC 和 BOC(14,2) 调制^[12]。目前 B1C 信号的数据分量调制方式为 BOC_s(1,1),导频分量有 TMBOC(6,1,4/33) 和 QMBOC(6,1,4/33) 2 种备选调制方式^[13-14],而 B1A 信号又有数据和导频时分、数据和导频相分、单导频 3 种备选调制方式。仅从信号复用效率/合成损耗评估的角度来看,数据和导频时分方式与单导频方式没有差别。因此 B1 频段信号的恒包络复用有表 2 所示的 4 种方案。其中 B1 区域信号与全球信号的中心频率相差 14.322 MHz,可采用以 1 575.42 MHz 为中心频点的单边带调制,通过复子载波调制实现区域信号的频移。恒包络基带信号为

$$S(t) = \text{sgn}(\sin(2\pi f_s t)) + \text{jsgn}(\cos(2\pi f_s t)) \quad (8)$$

式中: f_s 为中心频点; $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数。

复子载波调制会引入损耗,即将连续的正余弦子载波转化为二电平子载波的损耗。通过傅里叶级数可以计算出实际上 1 561.098 MHz 处的功率大约占总功率的 81.05%^[3]。

要在 B1I、B1C、B1A 各信号分量间不同的功

率比和相位约束关系下,采用 POCET 技术对表 1 中 4 种复用方案的最优相位表进行数值搜索,不仅仅是消耗大量计算的问题,而且必须保证搜索的收敛性。

具体算法实现流程如下:

1) 设置初始参数,给定 $\mathbf{x}_0 \in \mathbf{R}^n$,最大迭代次数 $M = 1 \times 10^5$, $\boldsymbol{\lambda}_a \in \mathbf{R}^l, \boldsymbol{\lambda}_b \in \mathbf{R}^m$ 分别是 2 个等式约束条件乘子向量。罚因子 $\mu_a = 1.0, \mu_b = 10\mu_a$,终止误差值 $\varepsilon \leq 1.0 \times 10^{-7}$,令 $k = 1$ 。

2) 以 $\mathbf{x}_{k-1}$ 为初始点求解无约束优化问题,搜索方向 $\mathbf{d}_k$ 由最速下降法、共轭梯度法、拟牛顿法(对称秩 1 法和 BFGS 法)确定。采用 Armijo 准则确定搜索步长,具体见式(7),搜索步长 $\alpha_k = \beta^{m_k}$, m_k 初始值为 0,若式(7)成立,停算,反之,令 $m_{k+1} = m_k + 1$,直到找到满足式(7)的最小非负整数。求得无约束优化问题的极小点。

3) 检验终止条件,若满足终止条件即可得到问题的极小点,否则转入下一步。

4) 更新罚因子和乘子向量。 μ_a, μ_b 的更新公式为: $\mu_{k+1} = \eta \mu_k, \boldsymbol{\lambda}_a, \boldsymbol{\lambda}_b$ 更新公式分别为

$$\begin{cases} (\boldsymbol{\lambda}_{k+1})_i = (\boldsymbol{\lambda}_k)_i - \mu_a \Delta p_1(\mathbf{x}_k) \\ (\boldsymbol{\lambda}_{k+1})_i = (\boldsymbol{\lambda}_k)_i - \mu_b \Delta \phi_1(\mathbf{x}_k) \end{cases}$$

令 $k = k + 1$,转第 2) 步。

通过仿真分析可以验证:①目标函数引入拉格朗日函数后,解决了当终止误差减小时矩阵接近奇异、目标函数出现病态、迭代失败的问题,计算精度可达到 $\varepsilon \leq 1.0 \times 10^{-7}$,且目标函数中的罚因子不需要趋于无穷大,只要求它大于某个整数即可,从而减少了迭代次数;②采用基于 Armijo 准则的非精确线搜索算法确定搜索步长,减少了迭代过程中的函数值和梯度值的计算,从而使收敛速度得到提高,改善了迭代点远离最优解有时收敛不到局部最优解的缺陷,算法简单,编程容易。

对 4 种复用方案进行搜索时,方案 1、方案 2 和方案 3 中,不同搜索方向的优化算法收敛速度差别不太大,说明当复用路数较少时,上述 4 种优化算法均可采用。方案 4 中信号路数较多,4 种优化算法的结果如表 3 所示。

表 2 复用方案

Table 2 Multiplexing scheme

复用方案	B1I	B1C_ TMBOC	B1C_ QMBOC	B1A_ 时分	B1A_ 相分	路数
方案 1	√	√		√		5
方案 2	√		√	√		6
方案 3	√	√			√	6
方案 4	√		√		√	7

表 3 4 种优化算法的结果

Table 3 Results of four optimization algorithms

优化算法	迭代次数	收敛时间/min	目标函数值
BFGS 法	211	1	0.192
对称秩 1 法	73	1	0.192
共轭梯度法	1 160	5	0.192
最速下降法	40 031	56	0.192

从表 3 看出,共轭梯度法和拟牛顿法(对称秩 1 法和 BFGS 法)收敛速度较快,拟牛顿对称秩 1 法的迭代次数最少,在方案 4 中复用信号路数 $N=7$ 时,最速下降法的搜索时间很长,不宜采用,该算法适用在复用路数较少的情况。

3.2 不同功率分配下 B1 复用方案结果分析

上述算法可应用于实际的信号设计,论证在区域信号 B1I 和全球信号 B1C 的不同功率比条件下 B1 频点的最优复用方案。以下分析中假设 B1A 信号分量的功率占 B1 信号总功率的 $1/3$, B1I 与 B1C 信号的功率比为待定的 γ ; B1C 信号数据/导频分量功率比为 $4.77\text{ dB}^{[13]}$ 。

当 B1C_data 与 B1C_pilot 相位同相或正交时,4 种方案合成损耗与功率比的关系如图 1 所示。

从图 1 看出,4 种方案的合成损耗与信号分量间功率分配和相位约束关系有关,B1C_data 与 B1C_pilot 同相时, TMBOC 调制的合成损耗略大于 QMBOC 调制的合成损耗。B1C_data 与 B1C_

pilot 相位正交时,在方案 1 和方案 2 中,即参与复用的 B1A 只有一路信号分量时,除了在功率比 $1\sim 3\text{ dB}$ 的区间内二者合成损耗基本相同外,其他功率比条件下 TMBOC 调制比 QMBOC 调制的合成损耗大,在功率较小时差距尤为显著;在方案 3 和方案 4 中,即 B1A 采用数据和导频相分方式时,却是 QMBOC 调制比 TMBOC 调制的合成损耗大。可见随着复用信号路数的增加,合成损耗不一定增大,二者之间没有必然的联系。

根据最优相位表可得到恒包络复用信号的调制星座图,以方案 2 为例,当 B1C_data 和 B1C_pilot 相位正交时,6 路信号复用得到恒包络信号的星座图如图 2 所示,有 64 个优化相位。

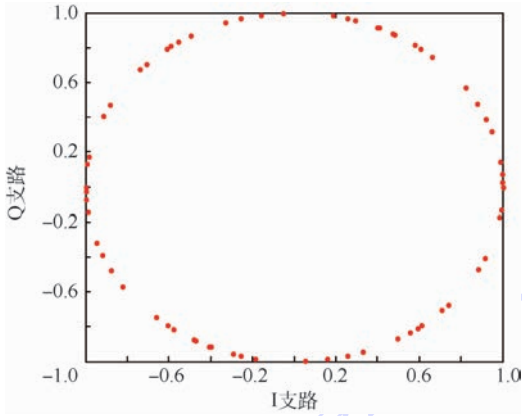


图 2 方案 2 复用信号的星座图
Fig. 2 Modulation constellation of multiplexed signal in scheme 2

利用文献[15]的计算方法可得到对应的恒包络基带信号的解析表达式为

$$S(t) = (0.1282 - 0.3753j)s_1(t) + (0.3753 + 0.1282j)s_2(t) + (0.2266 - 0.1112j)s_3(t) + (0.3681 - 0.1806j)s_4(t) + (0.0671 + 0.1367j)s_5(t) + (0.2225 + 0.4534j)s_6(t) + (0.0191 - 0.0094j)s_1(t)s_2(t)s_3(t) + (-0.101 + 0.0496j)s_1(t)s_2(t)s_4(t) + (-0.0352 - 0.0718j)s_1(t)s_2(t)s_5(t) + (-0.0762 + 0.0751j)s_1(t)s_3(t)s_4(t) + (0.0636 + 0.1297j)s_1(t)s_2(t)s_6(t) + (-0.0277 + 0.0229j)s_1(t)s_3(t)s_5(t) + (-0.106 + 0.01432j)s_2(t)s_3(t)s_4(t) + (-0.0373 - 0.0596j)s_1(t)s_3(t)s_6(t) + (0.0513 - 0.0150j)s_1(t)s_4(t)s_5(t) + (0.0350 - 0.0079j)s_2(t)s_3(t)s_5(t) + (0.0681 - 0.1271j)s_1(t)s_4(t)s_6(t) + (-0.0243 - 0.0660j)s_2(t)s_3(t)s_6(t) + (-0.0432 + 0.0314j)s_2(t)s_4(t)s_5(t) +$$

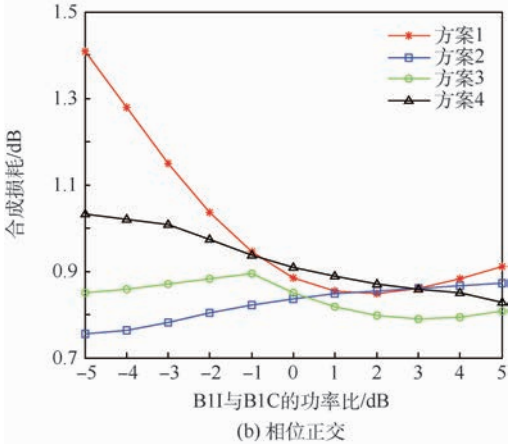
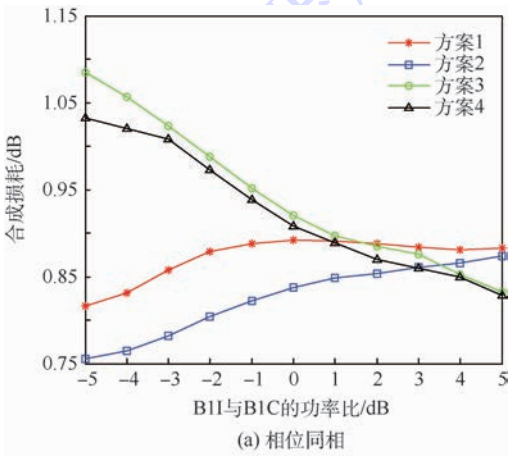


图 1 相位同相和相位正交时 4 种方案合成损耗与功率比的关系
Fig. 1 Combining loss versus power ratio for four schemes in-phase and in quadrature-phase

$$\begin{aligned} & (0.0322 + 0.1057j)s_1(t)s_5(t)s_6(t) + \\ & (-0.1422 - 0.0240j)s_2(t)s_4(t)s_6(t) + \\ & (-0.0342 - 0.0697j)s_3(t)s_4(t)s_5(t) + \\ & (-0.0639 - 0.0901j)s_2(t)s_5(t)s_6(t) + \\ & (0.0017 + 0.0035j)s_3(t)s_4(t)s_6(t) + \\ & (-0.0508 + 0.0249j)s_3(t)s_5(t)s_6(t) + \\ & (0.0277 - 0.0136j)s_4(t)s_5(t)s_6(t) + \\ & (0.0228 + 0.0464j)s_1(t)s_2(t)s_3(t) \cdot \\ & s_4(t)s_5(t) + (0.0061 + 0.0125j) \cdot \\ & s_1(t)s_2(t)s_3(t)s_4(t)s_6(t) + \\ & (0.0297 - 0.0146j)s_1(t)s_2(t)s_3(t) \cdot \\ & s_5(t)s_6(t) + (-0.0445 + 0.0218j) \cdot \\ & s_1(t)s_2(t)s_4(t)s_5(t)s_6(t) + \\ & (-0.0109 - 0.0745j)s_1(t)s_3(t)s_4(t) \cdot \\ & s_5(t)s_6(t) + (0.0522 + 0.0542j) \cdot \\ & s_2(t)s_3(t)s_4(t)s_5(t)s_6(t) \end{aligned}$$

式中： $s_1(t)$ 、 $s_2(t)$ 、 $s_3(t)$ 、 $s_4(t)$ 、 $s_5(t)$ 、 $s_6(t)$ 分别为 $S_{B1L1}(t)$ 、 $S_{B1LQ}(t)$ 、 $S_{B1C_data}(t)$ 、 $S_{B1C_pilot1L}(t)$ 、 $S_{B1C_pilot6L}(t)$ 、 $S_{B1A}(t)$ 信号。

4 结 论

针对已有的 POCET 最优相位搜索的数值算法计算量大、收敛速度慢、收敛性难以保证等问题,本文在优化目标函数、搜索步长和搜索方向 3 个方面进行了研究改进:

1) 在目标函数引入拉格朗日函数后,提高了计算精度,解决了当终止误差减小时,目标函数病态,无法收敛到局部最优解的问题。

2) 采用基于 Armijo 准则下的非精确线搜索算法确定搜索步长,减少了算法的计算量和存储量,解决了当迭代点远离最优解时插值法有时收敛不到局部最优解的问题,提高了收敛速度,程序简单易写。

3) 对于搜索方向的确定,最速下降法、共轭梯度法、拟牛顿法(BFGS 法和对称秩 1 法)均能有效改善牛顿法的不足;其中最速下降法适用于复用路数较少的情况,算法简单;复用信号路数较多时,宜采用拟牛顿法(BFGS 法、对称秩 1 法)或共轭梯度法,收敛速度快。

将上述算法应用于 BDS B1 频段多种信号调制备选方案、待定信号间功率比和相位约束关系下的最优相位搜索及合成损耗评估,验证了算法的效果,从而为导航信号调制复用体制设计优化提供参考。

参考文献 (References)

[1] FAN T, LIN V S, WANG G H, et al. Study of signal combining

methodologies for future GPS flexible navigation payload (Part II) [C] // Proceedings of IEEE/ION on Position, Location & Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1079-1089.

[2] DAFESH P A, CAHN C R. Phase-optimized constant-envelope transmission (POCET) modulation method for GNSS signals [J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2009, 5538 (1) : 2860-2866.

[3] ZHANG K, ZHOU H W, W F X. Multiplexing performance assessment of POCET method for compass B1/B3 signals [J]. Journal of Navigation, 2011, 64 (S1) : S41-S54.

[4] CAI M, XIE J, WANG G. Application study of a phase-optimized constant-envelope transmission (POCET) optimization algorithm for BDS B1 signal [C] // 2015 Proceedings of China Satellite Navigation Conference (CSNC) : Volume II. Berlin: Springer, 2015: 491-493.

[5] LIU Y, LI C Z, NIU H F. Research and implementation of POCET constant envelope modulation technique [J]. Radio Communications Technology, 2013, 39 (5) : 85-88.

[6] 马昌凤. 最优化方法及其 Matlab 程序设计 [M]. 北京: 科学出版社, 2010: 32-55.

MA C F. Optimization method and Matlab program design [M]. Beijing: Science Press, 2010: 32-55 (in Chinese).

[7] BERTSEKAS D P. Constrained optimization and Lagrange multiplier methods [M]. New York: Academic Press, 1982: 280.

[8] 王宜举. 非线性最优化理论与方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2012: 30-75.

WANG Y J. Nonlinear optimization theory and method [M]. Beijing: Science Press, 2012: 30-75 (in Chinese).

[9] 陈宝林. 最优化理论与算法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1989: 300-350.

CHEN B L. Optimization theory and algorithm [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1989: 300-350 (in Chinese).

[10] NOCEDAL J, WRIGHT S J. Numerical optimization second edition [EB/OL]. New York: Springer Science + Business Media, 1999 (2012-09-12) [2016-08-02]. <http://www.doc88.com/p-3837775884985.html>.

[11] 谢钢. 全球导航卫星系统原理 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2013: 40-43.

XIE G. Principles of global navigation satellite system [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013: 40-43 (in Chinese).

[12] TAN S S, ZHOU B, GUO S T, et al. Studies of compass navigation signals design [J]. Scientia Sinica, 2010, 40 (5) : 514-519.

[13] LU M Q, SHEN J. Optimized modulation and multiplexing for COMPASS B1C signal [C] // Proceedings of the 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1876-1904.

[14] YAO Z, LU M, FENG Z M. Quadrature multiplexed BOC modulation for interoperable GNSS signals [J]. Electronics Letters, 2010, 46 (17) : 1234-1236.

[15] ZHANG K, LI Y, ZHOU H, et al. Analytical transmission model of POCET technique for compass B1 and B3 signals [C] // Pro-

ceedings of the 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 277-285.

失真方法。

寇艳红 女,博士,副教授。主要研究方向:卫星导航、无线通信和数字信号处理技术。

作者简介:
张美君 女,硕士研究生。主要研究方向:多路复用技术及预

Numerical algorithm for POCET optimal phase search

ZHANG Meijun, KOU Yanhong*

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

Abstract: Usually a modern navigation satellite needs to combine multiple signal components at the same carrier frequency or even two/three adjacent frequencies into a constant-envelope signal before its high power amplifier. The phase-optimized constant-envelope transmission (POCET) technique can deal with any number of signal components and achieve the highest power efficiency. The existing numerical algorithms for POCET phase searching, however, have some problems such as large amount of computation, slow convergence rate, and possible failure of convergence when the initial point is far from the optimal solution or when higher accuracy is required. Aimed at the argumentation of optimized multiplexing for satellite navigation signals, this paper firstly introduces the augmented Lagrange multiplier method to ensure convergence with smaller termination error. Next, the inexact line search algorithm based on Armijo criterion is adopted instead of the exact line search for determination of search steps. Then, the characteristics and applicability of several search direction optimization algorithms are comparatively analyzed, such as the steepest descent method, the conjugate gradient method, and the quasi-Newton method (including the BFGS method and the symmetric rank 1 method). Finally, the high accuracy, low computational complexity, and strong convergence of the improved algorithm are validated by its application in the search of optimal phase-table and evaluation of combining loss of BDS B1 signals under different power allocation and phase constraints. The study provides a reference for the design and optimization of the navigation signal modulation.

Keywords: POCET technique; optimization algorithm; multiplexing; combining loss; numerical algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0664

空间站大气环控系统应急运行策略优化

陈云鹏¹, 庞丽萍^{1,*}, 尹永利², 李国相¹, 王浚¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国航天员科研训练中心, 北京 100081)

摘

要: 空间站大气环控系统(ECS)由多个相互耦合的子系统组成,主要控制舱室气体成分和环境参数,对保障航天员生命安全具有重要意义。该系统正常运行严重依赖于供电系统的工作稳定性,因此长期在轨运行要求ECS应具有适应供电不足的应急运行能力。针对可能面临的供电不足情况,开展了大气ECS应急运行策略优化研究。为了研究出多约束多目标优化问题,首先建立了大气ECS物质、能量和功耗模型,并提出了非再生物资使用时长评估函数。其次以非再生物资使用时长最大和电能需求最小为目标函数,以子系统可调的运行参数为优化参数,在舱室五大环境参数的约束下,采用快速非支配排序遗传算法-II(NSGA-II)获得了ECS Pareto最优解集,进而获得了Pareto最优前沿(POF)。由于多目标函数具有相同重要性,最终可从POF上获得了大气ECS应急运行策略。优化研究结果表明:该方法能够确定不足电能情况下各子系统的应急电能最优分配方案,从而确定出应急时的子系统最优重构运行方案,以保证最大系统使用时长和最小电能需求的要求。

关键词: 大气环控系统(ECS); 应急运行策略; 多目标优化; Pareto最优解集; 非支配排序遗传算法-II(NSGA-II)

中图分类号: V423.7; V444.3; V57

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1924-07

大气环控系统(ECS)是载人航天器重要的组成系统^[1-2]。该系统主要通过控制舱室五大环境参数(总压、氧分压、二氧化碳分压、温度和湿度),为航天员提供适宜的舱室生存环境。许多学者开展了载人航天器舱室环境仿真与优化研究,以改进大气环控系统的运行性能^[3-5]。能源系统为空间站提供连续电能^[6],然而在长期运行中,极有可能会面临突发事故,造成能源系统供电能不足^[5,7-8],从而影响大气环控系统的正常工作。因此,能源系统输出电能不足情况下,优化空间站大气环控系统应急控制策略,对于争取维修及救援时间,具有重要实际意义。目前,针对大气环控系统的优化多为质量轻量化^[8]、热负荷分配优

化^[9]或系统正常运行策略优化^[10],而针对能量供给系统故障情况的应急运行策略优化的研究较少。

1 大气环控系统工作原理

大气环控系统主要包括温湿度控制系统(THCS)、二氧化碳去除装置(CDRA)、电解制氧系统(SPES)、供气调压系统(ACSS)和LiOH净化装置^[2]。这5个子系统之间通过舱室大气相互耦合,并由中央控制系统实现联合工作。

1) 舱室参数控制方程

舱室气体成分服从质量守恒方程:

$$\frac{dm_j}{dt} = \sum_{i=1}^5 (w_{in,i}x_{in,i,j} - w_{out,i}x_{out,i,j}) + w_{crew,j} \quad (1)$$

收稿日期: 2016-08-17; 录用日期: 2016-12-30; 网络出版时间: 2017-04-25 11:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170425.1121.002.html

基金项目: 人因工程重点实验室开放基金(SYFD14005181K)

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

引用格式: 陈云鹏, 庞丽萍, 尹永利, 等. 空间站大气环控系统应急运行策略优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1924-1930. CHEN Y P, PANG L P, YIN Y L, et al. Emergency strategy operation optimization for atmosphere environment control system in space station[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1924-1930 (in Chinese).

式中:下标 i 为子系统编号, $i = 1, 2, \dots, 5$; 下标 j 为空气组分; m 为气体质量, kg; w_{in} 和 w_{out} 分别为舱室入口和出口处气体质量流量, kg/s; x_{in} 和 x_{out} 分别为舱室入口和出口气体质量分数; w_{crew} 为成员质量流量, kg/s。

舱室内部空气的内能计算公式为

$$\frac{dU_{air}}{dt} = \sum_{i=1}^5 (w_{in,i} h_{in,i} - w_{out,i} h_{out,i}) + q_{air} \quad (2)$$

式中: U_{air} 为舱内空气的内能, J; h_{in} 和 h_{out} 分别为各系统对舱室入口和出口的比焓, J/kg; q_{air} 为舱空气的总热负载, W。

q_{air} 包括了人员散热量、舱壁散热量、设备散热量。人员散热量是由航天员活动量的实验数据确定, 舱壁散热量是由舱壁内外温差决定, 设备散热量较难准确确定, 因此在本文研究中将每个设备散热与额定工况散热量进行了线性折合处理。

2) 温湿度控制模型

舱室温度控制主要由温湿度控制系统中的冷凝换热器实现, 冷凝换热器能量守恒方程为^[4]

$$\frac{dT_{air,out}}{dt} = \frac{w_{THCS} h_{air,in} - w_{air,out} h_{air,out} - w_{drain} h_{drain} - Q_{ex}}{M_{dry,air} C_{p,dry}} \quad (3)$$

$$\frac{dT_{cold,out}}{dt} = \frac{w_{cold,in} (h_{cold,in} - h_{cold,out}) + Q_{ex}}{\rho_{cold,in} V_{cold} C_{p,cold} + M_{cold,dry} C_{p,dry}} \quad (4)$$

式中: $T_{air,put}$ 和 $T_{cold,out}$ 分别为出口气体和冷媒体出口温度, K; Q_{ex} 为离开温湿度控制系统的能量, W; w_{THCS} 为温湿度控制系统通风流量, kg/s; $w_{air,out}$ 为出口气体流量, kg/s; $h_{air,in}$ 和 $h_{air,out}$ 分别为系统的入口和出口气体比焓, J/kg; h_{drain} 为冷凝水比焓, J/kg; $M_{dry,air}$ 为冷凝换热器质量, kg; $C_{p,dry}$ 为冷凝换热器比热, J/(kg · °C); $w_{cold,in}$ 为温湿度控制系统冷媒体入口流量, kg/s; $w_{cold,out}$ 为 THC 的冷媒体出口流量, kg/s; $h_{cold,in}$ 为温湿度控制系统的冷媒体入口比焓, J/kg; $h_{cold,out}$ 为冷媒体出口比焓, J/kg; $\rho_{cold,in}$ 为冷媒体密度, kg/m³; w_{drain} 为冷凝水流量。

3) 供氧模型

供氧主要包括电解制氧和非再生氧气罐。电解制氧的制氧流量与电解电流之间关系^[11]为

$$w_{SPES} = \varepsilon_{O_2} \frac{n I_{SPES}}{ZF} \cdot \frac{M_0}{1000} \quad (5)$$

式中: w_{SPES} 为制氧流量, kg/s; ε_{O_2} 为氧电流效率; n 为电解芯体个数; F 为法拉第常数, C/mol; Z 为电化学反应式中电荷的摩尔数; I_{SPES} 为电解电流, A; M_0 为氧原子的摩尔质量, g/mol。

当舱室氧分压低于控制下限 $P_{O_2,min}$ 时, 需 ACSS 氧气罐辅助供氧, 直至氧分压达控制上限

$P_{O_2,max}$ 。因此, 氧气瓶氧气使用时长可表示为

$$L_{O_2} = \frac{N_{O_2} m_{O_2}}{w_{O_2}} \quad (6)$$

式中: L_{O_2} 为氧气使用时长, d; m_{O_2} 为初始可使用氧气质量, kg; N_{O_2} 为氧气瓶的个数; w_{O_2} 为氧气瓶平均供氧流量, kg/d。

4) 二氧化碳去除模型

舱室二氧化碳浓度由再生二氧化碳去除装置和非再生 LiOH 净化装置联合控制。

再生二氧化碳去除装置为四床分子筛吸附床, 其中 CO_2 吸附床的控制微分方程为^[12]

$$\begin{cases} \frac{\partial q}{\partial t} = \beta(k_c C - q) \\ \frac{\partial C}{\partial t} = D_z \frac{\partial^2 C}{\partial z^2} - u \frac{\partial C}{\partial z} - \frac{1 - \varepsilon_b}{\varepsilon_b} \rho_b \frac{\partial q}{\partial t} \end{cases} \quad (7)$$

式中: q 为单位吸附质吸附二氧化碳质量, kg/kg; β 为吸收速率, 1/s; k_c 为亨利系数, m³/kg; C 为气体中的 CO_2 浓度, kg/m³; D_z 为轴向扩散系数, m²/s; u 为风速, m/s; z 为吸附床层轴向长度, m; ε_b 为床层空隙率; ρ_b 为吸附床密度, kg/m³。

当 CO_2 浓度高于规定浓度时, 启动非再生 LiOH 净化系统辅助控制 CO_2 浓度。单个 LiOH 净化罐可净化 CO_2 总质量控制方程:

$$m_{CO_2} = \varepsilon_{LiOH} x_{load} m_{LiOH,0} \quad (8)$$

式中: m_{CO_2} 为单个 LiOH 净化罐可去除 CO_2 总质量, kg; x_{load} 为单位质量 LiOH 最大可吸收 CO_2 的质量, kg/kg; ε_{LiOH} 为 LiOH 装载效率; $m_{LiOH,0}$ 为单个 LiOH 净化罐内装填的 LiOH 质量。

LiOH 净化罐可使用时长 (单位为 d) 为

$$L_{CO_2} = \frac{N_{LiOH} m_{CO_2}}{w_{CO_2}} \quad (9)$$

式中: N_{LiOH} 为 LiOH 净化罐的个数; w_{CO_2} 为 LiOH 净化罐吸收 CO_2 平均流量, kg/d。

5) 子系统耗能模型

大气环控系统中可调节参数多为功率可调设备, 如风机、加热器、电解池等。其他耗电设备由于工作模式固定, 认为是功率固定设备, 如水汽分离器、循环泵、节气泵及各种传感器、控制器等。因此, THCS、SPES 和 CDRA 的电需求可分别表示为

$$W_{THCS} = \left(\frac{w_{THCS}}{w_{r,1}} \right)^3 W_{r,1} + W_{T,0} \quad (10)$$

$$W_{SPES} = (U_{H_2O} + I_{SPES} R + U_{H_2} + U_{O_2}) I_{SPES} + W_{S,0} \quad (11)$$

$$W_{CDRA} = \left(\frac{w_{CDRA}}{w_{r,2}} \right)^3 W_{r,1} + \frac{(C_{p,s} m_s + C_{p,w} m_w)(T_{des} - T_0)}{\tau_{bed} - \tau_0} + W_{C,0} \quad (12)$$

式中: W_{THCS} 、 W_{SPES} 和 W_{CDRA} 分别为 THCS、SPES 和 CDRA 的电能需求, W ; $W_{T,0}$ 、 $W_{S,0}$ 和 $W_{C,0}$ 分别对应为 3 个系统的固定电能消耗部分, W ; $w_{r,1}$ 和 $w_{r,2}$ 分别为 THCS 和 CDRA 的额定流量, kg/s ; $W_{r,1}$ 和 $W_{r,2}$ 分别为 THCS 和 CDRA 中风机额定功率, W ; U_{H_2O} 为水的电解电压, V ; R 为电解槽总电阻, Ω ; U_{O_2} 和 U_{H_2} 分别为氧气和氢气的超电位, V ; $C_{p,s}$ 和 $C_{p,w}$ 分别为吸附材料和吸附床内 CO_2 气体的比热容, $J/(kg \cdot ^\circ C)$; m_s 和 m_w 分别为吸附材料和吸附床内气体的质量, kg ; T_{des} 和 T_0 分别为吸附床解析温度和吸附床初始温度, $^\circ C$; τ_{bed} 为吸附床吸附周期, s ; τ_0 为吸附床初始周期, s 。

ACSS 和 LiOH 净化装置作为应急控制系统, 需保持待机状态, 两系统电能消耗为常数。因此, 大气环控系统总电能需求可表示为

$$W_{sys} = W_{SPES} + W_{CDRA} + W_{THCS} + W_{LiOH} + W_{ACSS} \quad (13)$$

式中: W_{sys} 为 ECS 总电能需求, W ; W_{LiOH} 和 W_{ACSS} 分别为非再生 LiOH 净化系统和供气调压系统的固定电能需求, W 。

2 应急运行策略优化

针对长期运行的空间站突然面临能源不足, 各个耗能子系统需要重构其运行策略, 这是一个优化问题。

2.1 优化变量和约束条件

系统优化变量确定为各子系统的可调关键参数, 分别为 THCS 的通风流量 w_{THCS} , SPES 的电解电流 I_{SPES} , 以及 CDRA 的通风流量 w_{CDRA} , 可表示为

$$\mathbf{X} = [x_1, x_2, x_3] = [w_{THCS}, I_{SPES}, w_{CDRA}] \quad (14)$$

根据空间站设计指标要求^[2]、实际设备可调节范围和工作情况, 设置系统优化变量的变化范围, 可以借鉴表 1。其中, THCS 最低风量是为了保证舱室内基本的空气循环; 考虑到再生加热器性能, w_{CDRA} 应设有下限。

应急运行下舱室 5 个重要环境参数应在应急容许范围内。参考国际空间站美国段标准, 正常和应急状态下五大参数控制范围。

表 1 优化变量及可调范围

变量	最小值	最大值
$w_{THCS}/(\text{kg} \cdot \text{min}^{-1})$	5	14
I_{SPES}/A	0	16
$w_{CDRA}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$	5	22

2.2 目标函数

非生物资使用时长和总电能需求被确定为

该优化问题的多目标优化函数。非生物资使用时长即为氧气存储量可用时长和 LiOH 可用时长, 且系统非生物资使用时长为两者最小值。

第 1 个优化目标 $f_1(\mathbf{X})$ 为系统非生物资使用时长 L_{sys} 最大化:

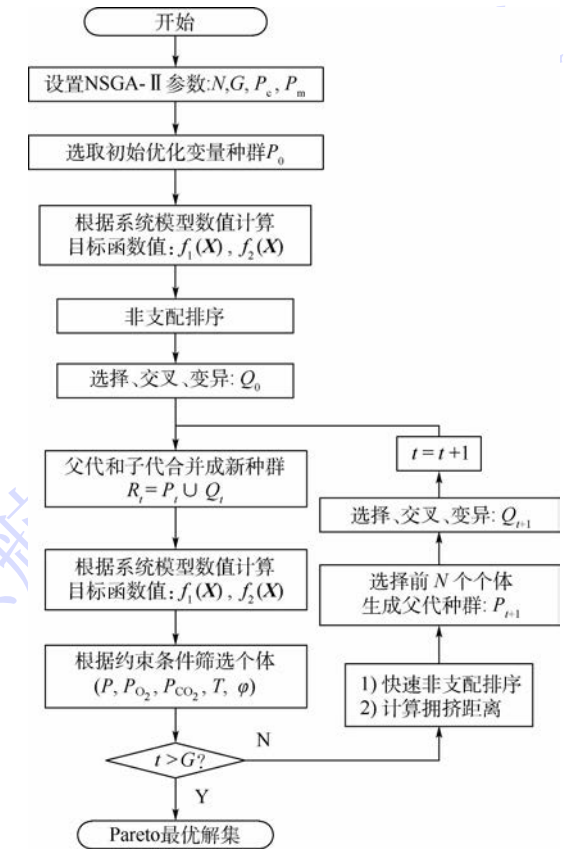
$$f_1(\mathbf{X}) = \max L_{sys} = \max(\min(L_{O_2}, L_{CO_2})) \quad (15)$$

稳定控制舱室环境五大参数的最低总电能需求, 可以作为第 2 个优化目标函数 $f_2(\mathbf{X})$, 即最小化大气环控系统总电能 W_{sys} 需求:

$$f_2(\mathbf{X}) = \min W_{sys} \quad (16)$$

2.3 优化方法

本文基于非支配排序遗传算法-II (NSGA-II) 算法^[13-14], 建立空间站大气环控系统应急运行策略优化方法。在稳定控制舱室环境五大参数为约束下, 以 w_{THCS} 、 I_{SPES} 、 w_{CDRA} 为优化变量, 非生物资使用时长最大、电能需求最小为目标函数, 获得不同供给电能情况下系统 Pareto 最优解集^[15]。该方法如图 1 所示。



N —种群规模; G —遗传代数; P_c —交叉概率; P_m —变异概率; Q_0 —第 0 个种群(初代种群); Q_t — t 个子代种群; R_t —第 t 个父代和子代合并成的新种群; P_t —第 t 个父代种群; P —舱室气体总压; P_{O_2} —氧气分压力; P_{CO_2} —二氧化碳分压力; T —舱室温度; φ —舱室湿度。

图 1 应急运行策略优化流程

Fig. 1 Flow of emergency operation strategy optimization

3 仿真算例

3.1 优化条件

本文讨论三人值守空间站环控生保系统供电突然出现故障情况下,实现大气环控系统应急运行方法。应急情况下,航天员作息采用应急状态下的作息规律。同时,舱室主要环境参数采用应急控制标准,如表 2 所示。算例中 NSGA-II 的参数设置如下:种群规模为 200、迭代次数为 100、交叉概率为 0.9、变异概率为 0.1。成员热湿数据如表 3 所示,其他相关参数如表 2 所示。

表 2 相关参数

Table 2 Related parameters	
参数	数值
舱室体积/ m^3	100
氧气存储质量/kg	9.762
氧气罐个数	2
LiOH 质量/kg	12
LiOH 罐个数	2
供氧速率/ $(\text{L} \cdot \text{min}^{-1})$	40
供氮速率/ $(\text{L} \cdot \text{min}^{-1})$	40

表 3 人体热湿实验数据

Table 3 Experimental data of human body heat and humidity				
热湿参数	睡眠	静息	轻度	中度
耗氧消耗量/ $(\text{kg} \cdot \text{d}^{-1})$	0.468	0.571 2	0.823 2	1.545 6
CO_2 消耗量/ $(\text{kg} \cdot \text{d}^{-1})$	0.528	0.648	0.936	1.752
产热/W	83	93	150	280
排湿/ $(\text{kg} \cdot \text{d}^{-1})$	1.2	1.44	1.92	3.72

3.2 优化结果分析

由优化变量变化范围及子系统电能模型可知,大气环控系统总电能需求范围约为 750 ~ 2000 W^[2]。在本文研究中,仅考虑应急供给总电能大于系统最低功率 750 W 的情况。

3.2.1 Pareto 最优解集

当供电系统出现故障,总电能突然发生衰减,采用本文提出的多目标优化方法可以得到系统总电能与非再生物资使用时长的 Pareto 最优解集及 Pareto 最优前沿 (POF),如图 2 所示。最优 POF 为图 2 中星号点。分析图 2 可以得到如下结论:

1) 非再生物资使用时长 L_{sys} 与总电能需求 W_{sys} 之间存在正相关关系。任何降低系统耗电量的系统参数调整,都会导致最大 L_{sys} 的相应减少,反之亦然。因此,采用多目标优化技术优化运行参数,使系统在任意给定系统电能情况下使 L_{sys} 最大化,具有重要意义。

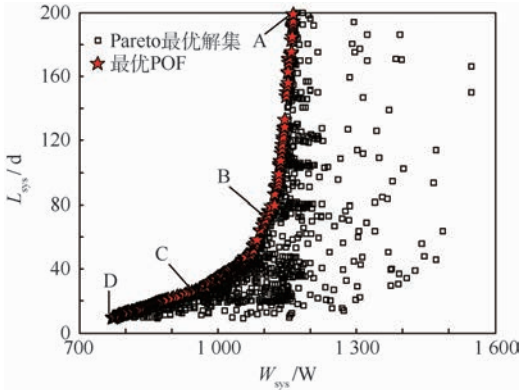


图 2 Pareto 最优解
Fig. 2 Pareto optimal solution

2) 随着应急系统启动,航天员采用应急作息,非再生物质消耗速率降低,系统电能需求一定程度上可以降低,由正常情况下的 2 000 W 下降到应急可持续运行 200 d 的 1 170 W,降低为原来的 58%。

3) D 点代表了系统电能需求的下限,即当系统电能低于该点时,3 个子系统将不能同时启动,此时非再生物资使用时长也达到下限值约为 9 d。

4) A 点对应的系统电能是维持系统持续运行 200 d 的最低电能需求,当总电能超过该值时,多余的电能应用于改善系统环境,如优化舱室温度、降低舱室二氧化碳浓度等,不再是约束系统使用时的主要因素。

3.2.2 优化变量与系统电能关系

分析 POF 上不同系统总电能情况下的优化结果,得到系统总电能与各优化变量之间的变化曲线,如图 3 所示。分析图 3 可知,随着系统总电能的降低,系统优化变量均呈现下降趋势。

1) w_{THCS} 受系统总电能影响较小,系统总电能的降低导致部分电子热设备停止工作或间歇式工

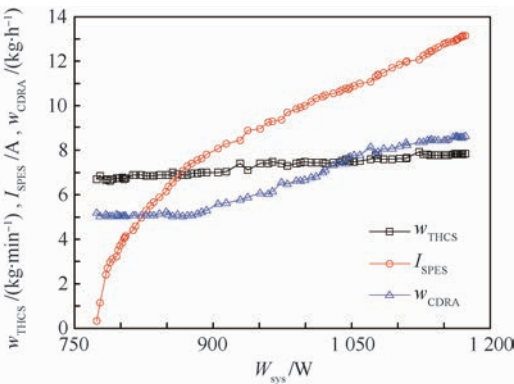


图 3 POF 上的优化变量随系统总电能变化曲线
Fig. 3 Curves of optimization variables changing with system total electric energy on POF

作,引起舱室热负荷降低,从而在保证系统温湿度约束条件下, w_{THC} 有所降低,由 8 kg/min 下降到约 6.6 kg/min ,此时舱室温度控制在约束上限, 26.7°C 。

2) I_{SPES} 逐渐由 13.14 A 下降到下限值,同时随着 w_{CDRA} 下降到最小值, I_{SPES} 下降速率明显增大。

3) w_{CDRA} 逐渐由 8.6 kg/h 下降到下限值 5 kg/h 。

3.3 大气环控系统应急运行实例

本文给出供电系统故障情况下,4 种非正常电能情况下的系统最优运行实例,如图 2 中 A~D 点所示,对应大气环控系统运行策略最优重构方案如表 4 所示。由此优化结果得出的相应舱室主要气成分浓度控制结果如图 4 所示, T_{air} 为舱室温度, RH 为相对湿度。图 4 为 4 种电能情况下舱室主要气体成分控制结果。分析舱室主要气体成分控制结果可知:

1) 采用本文提出的空间站大气环控系统应急运行策略优化方法,可以在给定应急功率下确定出各子系统的应急运行测策,并保证舱室各主要气体参数稳定控制在参数要求范围内。图 4 内水平虚线即为舱室内参数规定的上下限。

2) 由于乘员组的作息变化,其氧气消耗量、二氧化碳排放量及热量排放量呈周期性变化,导致舱室主要气体参数均呈周期性波动。

3) A~D 4 种应急情况的变化可以看出,随着系统总电能的降低,电解制氧系统供氧量逐渐降低,氧气瓶的使用频率相应增加,同时,由于再生二氧化碳去除系统风量降低,非再生 LiOH 净化装置使用频率也逐渐升高,从而共同导致环控系统使用时长相应降低。

采用本文提出的空间站大气环控系统应急运行策略优化方法,可以获得不同应急电能下的大气环控系统的最优运行策略。并能保证舱室五大环境参数稳定在参数要求范围,从而为应急运行提供理论依据。

表 4 4 种给定电能情况下系统运行策略最优重构方案
Table 4 Optimal reconfiguration scheme of system operation strategy under given electric energy

应急工况	L_{sys}/d	W_{sys}/W	$w_{\text{CDRA}}/(\text{kg}\cdot\text{h}^{-1})$	I_{SPES}/A	$w_{\text{THCS}}/(\text{kg}\cdot\text{min}^{-1})$
A	199	1 164	8.60	12.95	7.80
B	79	1 123	8.34	12.05	7.92
C	26	950	6.07	8.89	7.41
D	9	774	5.16	0.32	6.68

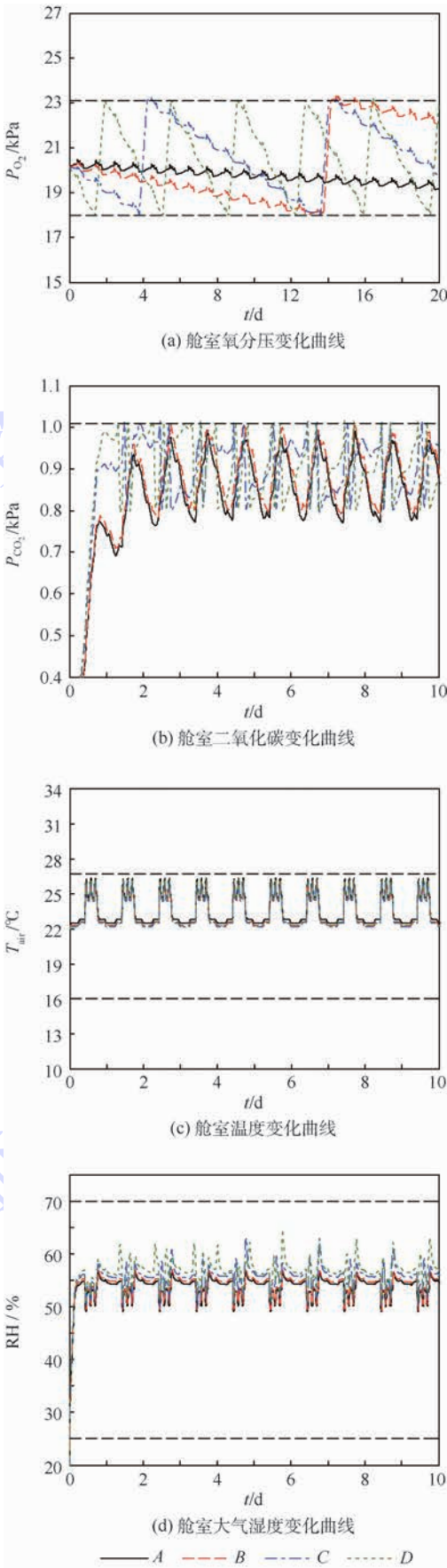


图 4 4 种给定电能情况下舱室主要气体成分控制结果
Fig. 4 Results of principal gas composition control under four given electric energy conditions

4 结 论

本文采用 NSGA-II 算法,开展了空间站能量系统供能突变情况下,大气环控系统应急运行策略优化方法研究。该方法以大气环控系统 3 个主要子系统关键参数 (w_{CDRA} 、 I_{SPES} 、 w_{THCS}) 为优化变量,系统非再生物资使用时长最大、总电能需求最小为 2 个目标函数,在环境参数约束条件,研究了系统非再生物资使用时长与系统总电能及子系统可调参数之间的关系。

本文给出了三人值守空间站能量系统供能突变情况下的大气环控系统应急运行策略优化仿真实例,得到了相应的 Pareto 最优前沿,讨论了 4 种不同供给电能情况下的系统最优运行策略。可以得出以下结论:

- 1) 系统非再生物资使用时长随着总电能的增加而增加,存在正相关关系。
- 2) 随着系统总电能的降低,关键子系统优化变量 (w_{CDRA} 、 I_{SPES} 、 w_{THCS}) 均为降低趋势。
- 3) 为了最大化非再生物资使用时长,应在保证舱室环境约束条件前提下,控制温湿度控制系统风量为最小。

本文提出的多目标优化方法可以获得大气环控系统能量系统供能突变情况的最优运行控制策略,为空间站大气环控系统实际柔性运行提供理论参考。

参考文献 (References)

[1] LARSON W J, PRANKE L K. Human spaceflight: Mission analysis and design [M]. Columbus: McGraw-Hill, 2007: 539-574.

[2] WIELAND P O. Living together in space: The design and operation of the life support systems on the international space station [M]. Huntsville, AL: National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, 1998: 120-156.

[3] ROMANI R, GOES L C S. Cabin temperature control model for commercial aircraft [C] // Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2012: 1-15.

[4] 靳健,侯永青. 载人航天器空气环境参数控制非定常仿真分析[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2970-2978.

JIN J, HOU Y Q. Unsteady simulation analysis on air environment parameters control of manned spacecraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2970-2978 (in Chinese).

[5] ANDERSON G, MARTIN C E. Evaluation and application of Apollo ECLS/ATCS systems to future manned missions [C] // 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 1-13.

[6] HAJELA G, COHEN F, DALTON P. International space station power reinitialization [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2003, 18(4): 19-24.

[7] MAK T. A study of on-orbit spacecraft failures [J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2): 195-205.

[8] KIM S Y, CASTET J F, SALAH J H. Spacecraft electrical power subsystem: Failure behavior, reliability, and multi-state failure analyses [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2012, 98: 55-65.

[9] 孙晨,徐向华,梁新刚. 空间站主动热控回路的热负荷分配优化 [J]. 工程热物理学报, 2014, 35(10): 2049-2052.

SUN C, XU X H, LIANG X G. Heat load distribution optimization of active thermal control system for space station [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(10): 2049-2052 (in Chinese).

[10] LIN K P, LUO Y Z, TANG G J. Optimization of logistics strategies for long-duration space-station operation [J]. Journal of Spacecraft And Rockets, 2014, 51(5): 1709-1720.

[11] 任建勋,张信荣,尚传勋,等. 载人航天器 SPE 制氧系统性能分析 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2002, 42(8): 1102-1105.

REN J X, ZHANG X R, SHANG C X, et al. Performance analysis of SPE oxygen generation system in manned spacecraft [J]. Journal of Tsinghua University (Natural Science Edition), 2002, 42(8): 1102-1105 (in Chinese).

[12] LIU M, YANG D, PANG L, et al. Experimental and computational investigation of adsorption performance of TC-5A and PSA-5A for manned spacecraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1583-1592.

[13] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[14] ARIAS-MONTA A, COELLO C A C, MEZURA-MONTES E. Multiobjective evolutionary algorithms in aeronautical and aerospace engineering [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2012, 16(5): 662-694.

[15] DEB K. An efficient constraint-handling method for genetic algorithms [J]. Computer Methods in Applied Mechanics & Engineering, 2000, 186(2-4): 311-338.

作者简介:

陈云鹏 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器环境控制。

庞丽萍 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:载人飞行器舱室舒适性与污染控制、环控生保系统仿真技术。

Emergency strategy operation optimization for atmosphere environment control system in space station

CHEN Yunpeng¹, PANG Liping^{1,*}, YIN Yongli², LI Guoxiang¹, WANG Jun¹

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

2. Institute of Aerospace Composite and Technology of China (Aviation Industry Corporation of China), Beijing 100081, China)

Abstract: Environment control system (ECS) in a space station is an essential system for the astronaut life safety. Composed of a number of coupling subsystems, the ECS functions as the controller of the cabin air condition and the environmental parameters, which are essential parts to the astronauts' life safety. As its subsystems are power-consuming, the system's regular operation highly relies on the stability of the power supply system and the ECS should have the ability to reconfigure operation strategy in some emergency conditions. In this paper, the emergency strategy optimization method of ECS is studied under potential insufficient power supply condition. To study this issue, we establish basic ECS mathematical models involving its substances, energy as well as consumption, and the non-regenerative substance lifetime conception, which represents the remaining amount of non-regenerative life support substance. A multi-objective optimization method is developed to search the ECS emergency strategy. The maximum non-regenerative substance lifetime and the minimum power consumption are chosen as the optimization objective functions. Some adjustable key variables are chosen as the optimal variables, which represent the way to reconfigure the operation strategy. With the constraints of 5 main environmental parameters, the non-dominated sorting genetic algorithm-II (NSGA-II) is adopted to obtain the Pareto optimal solution set and the Pareto optimal frontier (POF). The results of optimization research show that the presented optimal method can obtain the optimal emergency electric energy allocation strategy for subsystems under different insufficient power supply conditions, and the optimal reconfigured operation strategy can meet the maximum system lifetime and minimum system supply energy requirement.

Keywords: atmosphere environment control system (ECS); emergency strategy; multi-objective optimization; Pareto optimal solution set; non-dominated sorting genetic algorithm-II (NSGA-II)

Received: 2016-08-17; **Accepted:** 2016-12-30; **Published online:** 2017-04-25 11:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170425.1121.002.html

Foundation item: the Open Funding Project of National Key Laboratory of Human Factors Engineering (SYFD14005181K)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0757

碳纤维轴向导热性能表征及其影响因素



王婷婷, 顾轶卓, 王绍凯*, 李敏, 方泽农, 张佐光

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 对比分析了采用碳纤维集束和基于单向复合材料的碳纤维轴向导热性能测试方法的差异性,研究了纤维体积分数、试样厚度等对导热测试的影响,分析了聚丙烯腈基高强型、高模型碳纤维和中间相沥青基碳纤维对该测试方法的适用性,考察了碳纤维轴向导热性能与其结构关联规律。结果表明,由于纤维向树脂的传热作用,单向复合材料试样比碳纤维集束试样具有更低的热扩散系数,采用碳纤维集束试样可获得准确的纤维导热系数,而基于单向复合材料计算得到的纤维导热系数偏高。纤维体积分数越高、试样厚度越大,基于单向复合材料计算得到的碳纤维导热系数越大;采用碳纤维集束试样测试碳纤维导热系数时,碳纤维体积分数变化对碳纤维热扩散系数、导热系数测试结果影响不大。中间相沥青基碳纤维、高模型碳纤维、高强型碳纤维导热系数依次降低,晶面间距越小、晶粒尺寸越大,碳纤维导热系数越高。研究结果对准确表征碳纤维导热性能、设计高导热复合材料具有重要指导意义。

关 键 词: 复合材料; 导热系数; 热扩散系数; 聚丙烯腈基碳纤维; 沥青基碳纤维

中图分类号: TB332; V45

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)09-1931-08

先进树脂基复合材料因其突出的轻质高强、可设计、结构/功能一体化等特点已广泛应用于航空、航天等领域^[1]。近年来,随着空天飞行器内部电子器件向高集成、高速化、高功率方向发展,热能管理问题变得愈发突出,对复合材料的导热性提出了更高要求^[2]。碳纤维作为先进复合材料的重要增强体之一,其乱层石墨结构赋予其较为优异的导热性。然而单根碳纤维尺寸过小,测试难度大。同时碳纤维牌号众多,不同的制造工艺与微结构会造成导热性能的巨大差异。因此,准确表征碳纤维的导热性能并掌握其与微观结构关系,对于设计高导热复合材料^[3-6]、指导碳纤维制造均具有重要意义。

传统的碳纤维导热性测量方法主要包括 T 形法^[7]、3 ω 法^[8,9]及直流通电法^[10]等电学方法。这

些方法测量原理简单、易于实现,但通常要求待测材料电阻和温度有明确的线性关系,限制了该方法应用。胡玉东等^[11]利用激光拉曼测试方法,在 333.15 K 环境温度下测量了真空中单根碳纤维的热导率;Wang 等^[12]用激光拉曼方法测试了大气环境中直径为 3.4 μm 碳纤维的热导率。然而,碳纤维的导热系数与其微结构关系密切,碳纤维单丝间差异性直接导致导热性能测试结果的离散性偏大。

激光闪射法以其快速、准确的优点成为测试材料热导率最常用方法,已广泛用于复合材料导热性能表征,而将激光闪射法直接运用于碳纤维导热性能的测量尚无统一标准。何凤梅等^[13]采用激光闪射法获得碳纤维热扩散率及导热系数,证实了激光闪射法测量碳纤维热扩散率的可行性,并研究了其热扩散率及导热系数随温度变化

收稿日期: 2016-09-26; 录用日期: 2016-12-23; 网络出版时间: 2017-02-22 15:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170222.1541.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51563013); 技术基础科研项目(JSZL2015601C001)

* 通讯作者: E-mail: wsk@buaa.edu.cn

引用格式: 王婷婷, 顾轶卓, 王绍凯, 等. 碳纤维轴向导热性能表征及其影响因素[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1931-1938. WANG T T, GU Y Z, WANG S K, et al. Characterization on axial thermal conductivity of carbon fiber and its influence factors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1931-1938 (in Chinese).

规律。Alway-Cooper 等^[14] 根据激光闪射法原理提出了碳纤维复合材料沿碳纤维轴向热导率的有限元模型,并根据混合定律,基于碳纤维复合材料轴向热导率计算碳纤维轴向热导率。由此可见,进一步揭示纤维与树脂或空气介质间的相互影响,掌握试样结构参数对测试的影响,对实现激光闪射法准确表征碳纤维导热性能具有重要研究意义。

本文发展了碳纤维导热集束试样制备方法,研究了纤维体积分数、试样厚度、填充介质等因素对纤维导热测试的影响。在此基础上,分析了典型的聚丙烯腈基、中间相沥青基碳纤维的导热性能及其与结构关联规律。

1 实验

1.1 原材料

实验所用碳纤维包括日本石墨纤维公司的 XN-90-60S 沥青基碳纤维、日本东丽公司 M55JB、以及国产 T700、T800、M40J 级碳纤维。所用树脂体系为江苏无锡树脂厂的环氧树脂 E51 与北京益利精细化工股份有限公司的三乙烯四胺固化剂。

1.2 实验方法

热扩散系数采用德国耐驰公司 LFA-447 激光闪射仪测试。测试过程中,激光源瞬间发射一束脉冲均匀照射在样品下表面,使用红外检测器连续测量样品上表面的温升过程,得到试样上表面半升温时间 $t_{1/2}$,即温升最大值的一半所需时间。根据 Fourier 传热方程可计算得到试样的热扩散系数为

$$\alpha = 1.38 \frac{L^2}{\pi^2 t_{1/2}} \tag{1}$$

式中: L 为试样厚度。导热系数 K 可由式(2)计算得到:

$$K = \alpha C \rho \tag{2}$$

式中: C 为比热容; ρ 为密度。比热容采用梅特勒公司 Q2000 差热扫描量热仪测试。

纤维集束试样截面形貌采用 JSM-7500 型扫描电子显微镜观察,复合材料试样形貌采用金相显微镜观察。纤维结构参数采用 D/max-2200 型 X 射线衍射仪测试分析,选用 Cu 的 Ka 辐射,管压 40 kV,管流 40 mA, 2θ 的扫描范围 $5^\circ \sim 90^\circ$,扫描速度是 $6(^\circ)/\text{min}$ 。

1.3 导热试样制备方法

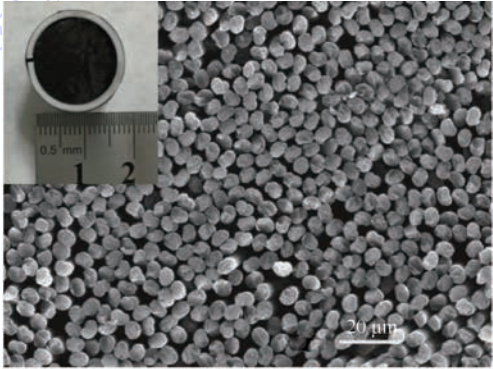
基于激光闪射仪工作原理,设计了可用于碳纤维集束热扩散系数测试的夹持器,克服了单根纤维导热差异性的影响。该集束夹持器由硬质聚氯乙烯制备而成,导热系数远小于碳纤维,不存在边缘效应。

碳纤维集束试样制备的关键是纤维体积分数

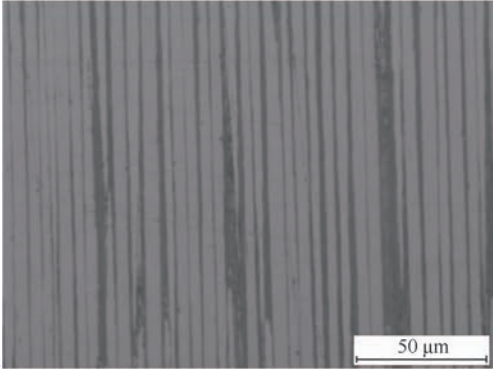
与准直度控制。碳纤维集束夹持器直径为 12.7 mm。依据目标体积分数 V_f ,通过式(3)计算得到所需碳纤维集束的根数 a 。

$$V_f = \frac{aS_T}{S_H} \tag{3}$$

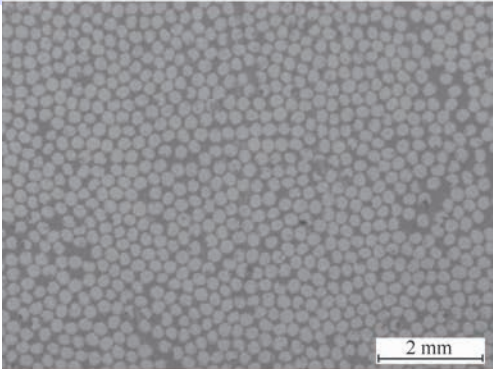
式中: S_T 为单束碳纤维截面积; S_H 为纤维夹持器截面积。试样制备过程中采用无水乙醇浸润碳纤维丝束以保证纤维的集束性,将纤维集束平行排在夹持器内,确保纤维无打捻,夹紧后采用手术刀切除夹持器外的多余纤维,磨抛试样上下表面,以保证纤维端部平整,如图1(a)所示。将试样



(a) 碳纤维集束样品截面



(b) 纤维纵向



(c) 单向纤维增强复合材料截面

图 1 用于导热系数测试的碳纤维集束试样及其复合材料形貌

Fig.1 Morphology of carbon fiber bundle sample and its composite for thermal conductivity measurement

放置于恒温鼓风干燥箱中 50 ℃ 烘干至恒重。为观察纤维纵向分布,集束试样浸渍树脂后形貌如图 1(b) 所示,纤维平行整齐排列且具有较高的准直度。

同时,为对比直接测试碳纤维导热系数和基于复合材料间接测试分析纤维导热系数的差异性,实验制备了相同尺寸的单向复合材料试样。控制单向复合材料较低的孔隙率才能将其视为纤维和树脂基体双组元复合体系,本文中所制备单向复合材料孔隙率均低于 1%,见图 1(c)。

2 结果与讨论

2.1 基于单向复合材料的碳纤维导热系数计算

纤维作为复合材料的重要增强体,其导热系数常通过测试复合材料导热性能,进而利用复合材料与组元材料导热系数的关系间接计算得到。如果将纤维增强复合材料热传导视为一维传热过程,则该复合材料导热系数与其组元材料导热系数通常用 Landau-Lifshitz 模型进行描述,即

$$K_c^n = K_f^n V_f + K_m^n (1 - V_f) \quad (4)$$

式中: K 为导热系数,下标 c 、 f 和 m 分别代表复合材料、纤维与基体, n 为结构常数,介于 -1 和 1 之间。作为铺层结构最简单的单向纤维增强复合材料,纤维平行排列,沿纤维方向传热时,式(4)可简化为并联模型,即 $n = 1$ 时:

$$K_c = K_f V_f + K_m (1 - V_f) \quad (5)$$

复合材料的导热系数可由式(2)计算得到,其中热扩散系数由激光闪射仪测试,复合材料的密度 ρ_c 和比热容 C_c 可由式(6)和式(7)计算。

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m (1 - V_f) \quad (6)$$

$$C_c = C_f m_f + C_m (1 - m_f) \quad (7)$$

式中: m_f 为纤维的质量分数。将测试得到的复合材料导热系数代入式(5)可进一步计算纤维的导热系数。

实验选用 M40J 级碳纤维,考察了纤维体积分数约为 55%、60% 和 65% 的复合材料的沿纤维方向的导热性能,测得的热扩散系数见图 2,纤维体积分数约 55% 的单向复合材料热扩散系数为 24.7 mm²/s,随着纤维体积分数的增加,复合材料热扩散系数增加,纤维体积分数 65% 的单向复合材料热扩散系数为 29.6 mm²/s。将热扩散系数、比热容和密度代入式(2)计算得到复合材料导热系数,纤维体积分数 55%、60% 和 65% 时单向复合材料的导热系数为 33.0、36.2 和 39.3 W/(m·K),表明随着纤维体积分数的增加,建立了更多的热传导路径。

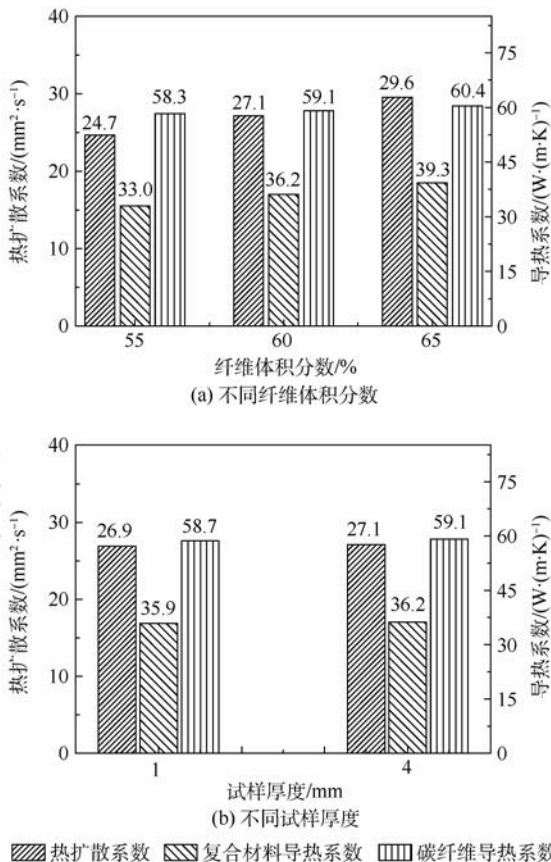


图 2 不同纤维体积分数和试样厚度单向复合材料热扩散系数与导热系数及计算的碳纤维导热系数

Fig. 2 Thermal diffusivity and conductivity of unidirectional composite and calculated thermal conductivity of carbon fiber under different fiber volume fraction and sample thickness

复合材料导热系数代入式(4)中,实验用树脂基体的导热系数为 0.2 W/(m·K),由此计算得到纤维导热系数。纤维体积分数 55%、60% 和 65% 时对应的碳纤维导热系数计算值分别为 58.3、59.1、60.4 W/(m·K),结果表明纤维体积分数影响碳纤维导热系数的间接测试结果。这主要因为与碳纤维相比树脂导热系数较小,热量沿碳纤维传递更快,极易发生沿碳纤维径向从碳纤维到树脂的热量传递,从而偏离一维的热传导模型,导致利用该方法计算得到的碳纤维导热系数高于其真值,而随着碳纤维体积分数增加,更多的碳纤维发生这种径向的热量传递,从而造成随着碳纤维体积分数增加,碳纤维导热系数计算结果呈增大趋势。

同时,实验对比分析了不同试样厚度对碳纤维体积分数的影响,制备了碳纤维体积分数约为 60% 的 1 mm 和 4 mm 厚试样,测试得到的复合材料热扩散系数、导热系数和计算得到的碳纤维导热系数如图 2(b) 所示。随着试样厚度的增加,相

应的热扩散系数和导热系数均略有增加,这与 Al-way-Cooper 等^[14]所制备的低碳纤维体积分分数单向复合材料的结果变化趋势相一致。这主要因为测试中为避免漏光喷于表面的石墨材料延长了热传导过程,而随着试样厚度的增加,其影响逐渐减弱。

2.2 碳纤维集束试样导热系数计算

由于碳纤维与树脂间导热性能的差异,基于单向复合材料导热性能计算碳纤维导热系数时,极易受到沿碳纤维径向的热传导影响。为此,研究对比了无任何基体,利用碳纤维集束测试得到的碳纤维导热性。实验设计了碳纤维集束夹持器,碳纤维紧密堆积,依靠彼此间的摩擦作用形成完整的集束试样,因此,制备的试样纤维体积分分数通常在 60%~70%之间,试样最小厚度约为 3 mm。由于空气介质室温导热系数仅为 0.023 W/(m·K),密度仅为 1.17 kg/m³,从碳纤维向空气介质传输的热量极为有限。因为空气介质密度低、集束试样中所占质量分数小,其对集束试样密度和比热容贡献可忽略,进一步将式(6)和式(7)代入式(2)并忽略空气介质作用,则

$$K_c = \alpha C_f \rho_f V_f \tag{8}$$

由于空气的导热系数极低,式(5)忽略空气导热作用,并代入式(8),可得到碳纤维的导热系数为

$$K_f = \alpha C_f \rho_f \tag{9}$$

即采用碳纤维集束试样测试得到的热扩散系数直接反应了碳纤维的本征特性。

碳纤维体积分分数和试样厚度是碳纤维集束试样的关键结构参数。为考察碳纤维体积分分数对导热测试的影响,实验选用 M40J 级碳纤维制备了纤维体积分分数为 60% 和 65% 的碳纤维集束试样,热扩散系数测试结果如图 3 所示。与碳纤维复合材料不同,2 个不同碳纤维体积分分数试样的热扩散系数非常接近,约为 40.0 mm²/s。这也证明了空气介质对碳纤维集束试样热传导的贡献极低,相比碳纤维,空气介质所传导的热量可忽略,同时沿碳纤维径向传递至空气介质的热量也极为有限,采用式(9)计算碳纤维导热系数具有合理性。

将碳纤维的比热容为代入式(8)和式(9),计算得到不同碳纤维体积分分数下集束试样和碳纤维的导热系数测试值,见图 3。碳纤维集束试样的导热系数变化规律与单向复合材料一致,随着碳纤维体积分分数的增加,表明沿热传导方向建立了更多热传导路径。在实验纤维体积分分数范围内,计算得到的碳纤维导热系数均稳定在 52.0 W/(m·K)左右,与基于单向复合材料计算得到的

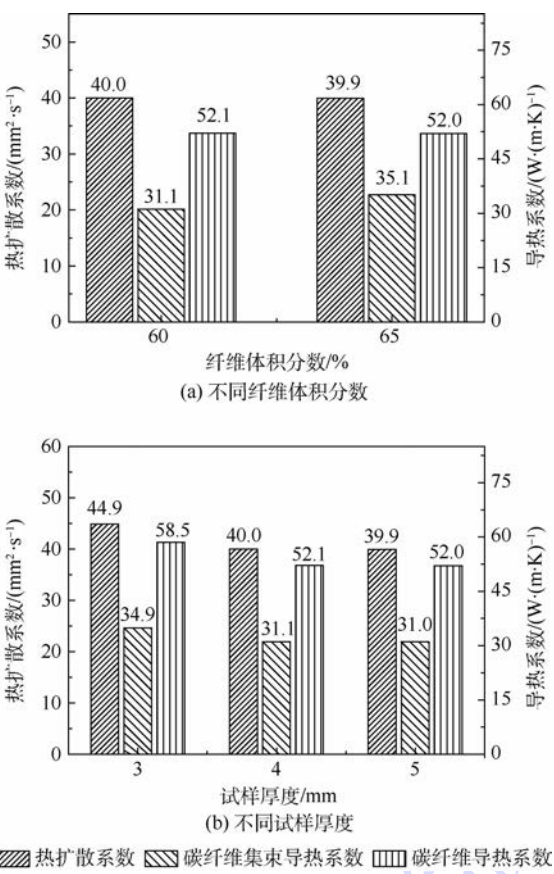


图3 不同碳纤维体积分分数和试样厚度碳纤维集束热扩散系数与导热系数及计算的碳纤维导热系数

Fig.3 Thermal diffusivity and conductivity of fiber bundle and calculated thermal conductivity of carbon fiber under different fiber volume fraction and sample thickness

碳纤维热导率变化规律截然不同。这也证明低导热系数的空气介质有效抑制了沿着碳纤维径向的热传导,绝大部分热量均沿碳纤维轴向传递,因而碳纤维集束孔隙率的变化对碳纤维导热系数影响不大。

与相同碳纤维体积分分数的单向复合材料对比,集束试样具有更高的热扩散系数,以碳纤维体积分分数 60% 时为例,单向复合材料热扩散系数为 27.1 mm²/s,而碳纤维集束热扩散系数高达 40.0 mm²/s。单向复合材料与碳纤维集束试样上表面温升信号与时间典型曲线如图 4 所示。由图可知,单向复合材料上表面采集的温升信号最高值明显高于碳纤维集束,这说明热量除了沿碳纤维进行传输外也通过树脂基体进行传递至上表面,从而试样上表面可监测到更高的温度。同时基于 Cowan 模型处理后^[15],碳纤维集束比单向复合材料试样具有更低的半升温时间,表明碳纤维的热量传递并未完全沿着轴向,存在着碳纤维与树脂间的作用;而对于碳纤维集束试样,低导热

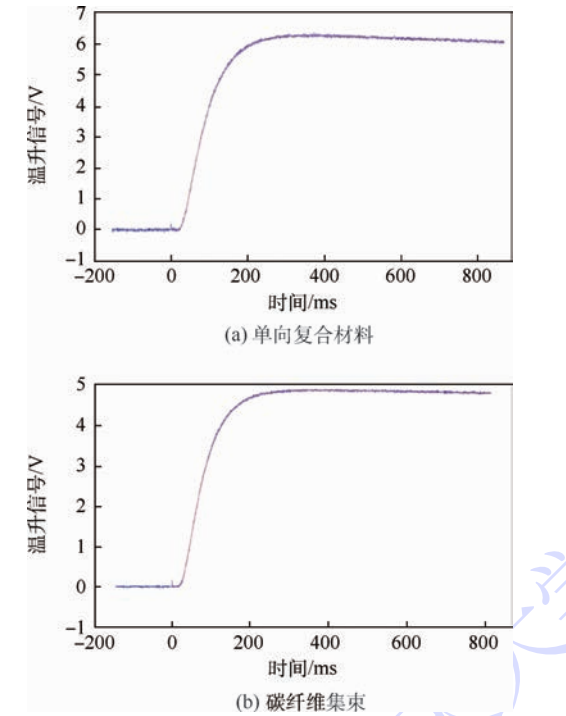


图4 单向复合材料与碳纤维集束试样上表面
温升信号与时间关系曲线

Fig.4 Upper surface temperature rise signal versus time
curves for unidirectional composite and carbon fiber bundle

系数的空气介质隔绝了热量沿着碳纤维径向传递,对上表面的温升信号几乎没有影响,热量集中沿着碳纤维集束传递。同时,对于碳纤维集束试样,随着碳纤维体积分数的增加,试样上表面的温升信号变大。分析表明,与基于单向复合材料间接计算碳纤维导热系数相比,碳纤维集束试样能够更准确地测得碳纤维轴向导热系数,且不受碳纤维体积分数影响。

实验同时考察了碳纤维集束试样厚度对导热测试的影响。分别制备了试样厚度为3、4和5 mm的样品,碳纤维体积分数约为60%,其导热性结果见图3(b)。3 mm厚的碳纤维集束试样热扩散系数为44.9 mm²/s,当试样厚度增至4 mm和5 mm,碳纤维集束热扩散系数稳定在40.0 mm²/s左右,计算得到的碳纤维导热系数约为52.0 W/(m·K)。这可能因为碳纤维集束试样存在较大的孔隙率,这些孔隙在试样底部的激光脉冲作用面可能存在一定的透光作用,试样厚度较小时,影响更大。因此采用碳纤维集束测试时应选用相对偏厚的样品。

此外,碳纤维集束的另一个重要参数是碳纤维准直度,随着碳纤维体积分数降低,局部碳纤维准直度可能降低。若碳纤维轴向与集束试样中心轴呈φ角,则集束试样导热系数K_φ与碳纤维导热系

数(轴向为K_x,纵向为K_y)关系可表示为^[16]

$$K_{\phi} = K_x \cos^2 \phi + K_y \sin^2 \phi \tag{10}$$

假设碳纤维轴向与试样轴向偏差一般不超过5°,由于碳纤维轴向导热系数远大于径向,忽略碳纤维径向导热系数贡献,由式(10)测得的复合材料导热系数偏差不超过0.1%,表明采用碳纤维集束方法测试碳纤维导热系数的可靠性。

2.3 碳纤维导热性能与其结构关联性分析

实验采用碳纤维集束试样测试分析了典型的聚丙烯腈基、中间相沥青基碳纤维轴向导热系数,试样碳纤维体积分数均约为60%,测试结果见图5。测得的T700、T800、M40J、M55J、XN-90-60S级碳纤维热扩散系数依次增加,分别为4.5、6.3、40.0、91.7和297.3 mm²/s,中间相沥青基碳纤维相对较高,高模型碳纤维次之,而高强型碳纤维热扩散系数相对偏低。计算得到的碳纤维导热系数呈现相同的变化规律,T700、T800、M40J、M55J、XN-90-60S级碳纤维导热系数分别为9.6、13.7、52.1、148.9和449.2 W/(m·K)。

图6为M55J和XN-90-60S碳纤维集束试样上表面温升信号与时间关系曲线,可以看出,M55J、XN-90-60S碳纤维半升温时间依次降低。同时在t=0时,2种碳纤维都出现了明显的信号峰,且沥青基碳纤维信号峰更为明显,这一现象在单向复合材料测试过程中表现出类似的曲线特征。

同时,采用XRD分析了碳纤维的微观结构,结果如表1所示。从高强型、高模型到中间相沥青基碳纤维,晶面间距d₀₀₂逐渐减小,而晶粒大小总体上呈增大趋势,表明石墨化程度逐渐增加,XN-90-60S碳纤维的d₀₀₂约为0.338 5 nm,而晶粒尺寸(L_c)高达14.83 nm,这也是中间相沥青基碳纤维横截面能够观察到清晰石墨晶粒的主要原因。碳纤维石墨化程度越高,晶面间距越小,晶粒尺寸越大,导热性能越好。

为揭示不同类型碳纤维导热差异性原因,实验观察了碳纤维截面形貌,见图7。聚丙烯腈基碳纤维截面呈明显的颗粒状形貌,表明晶粒尺寸相对较小;而中间相沥青基碳纤维截面可观察到大尺寸的石墨微晶结构,并且石墨微晶沿着碳纤维轴向取向。导热过程是声子传递的过程,大尺寸晶粒及其沿碳纤维轴向高度取向的微结构均有利于声子沿碳纤维轴向传递,因此中间相沥青基碳纤维具有更高的导热系数。

为验证本文的测试方法,制备了XN-90-60S沥青基碳纤维单向复合材料层板,中心采用功率

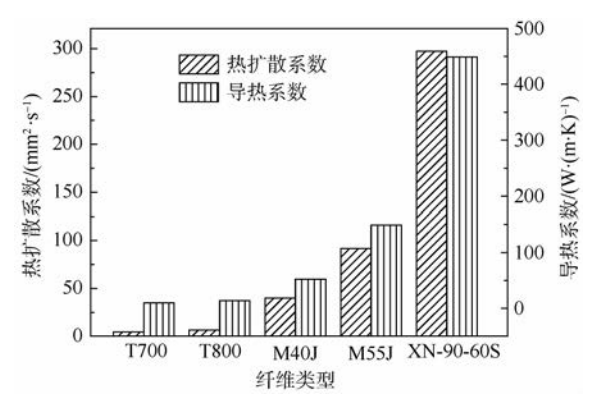


图 5 典型的聚丙烯腈基和中间相沥青基碳纤维的热扩散系数和导热系数

Fig. 5 Thermal diffusivity and thermal conductivity of typical PAN-based and mesophase pitch-based carbon fibers

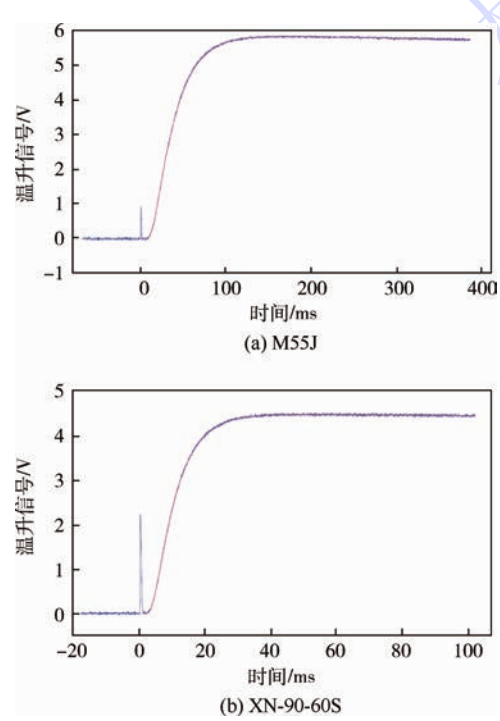


图 6 M55J 和 XN-90-60S 碳纤维集束试样上表面温升信号与时间关系曲线

Fig. 6 Upper surface temperature rise signal versus time curves for M55J and XN-90-60S carbon fiber bundle

表 1 XRD 测试的 5 种碳纤维微结构参数		
Table 1 Microstructural parameters of five carbon fibers in XRD test		
碳纤维类型	d_{002}/nm	L_c/nm
T700	0.354 8	1.56
T800	0.347 3	1.91
M40J	0.342 8	3.25
M55J	0.342 4	8.31
XN-90-60S	0.338 5	14.83

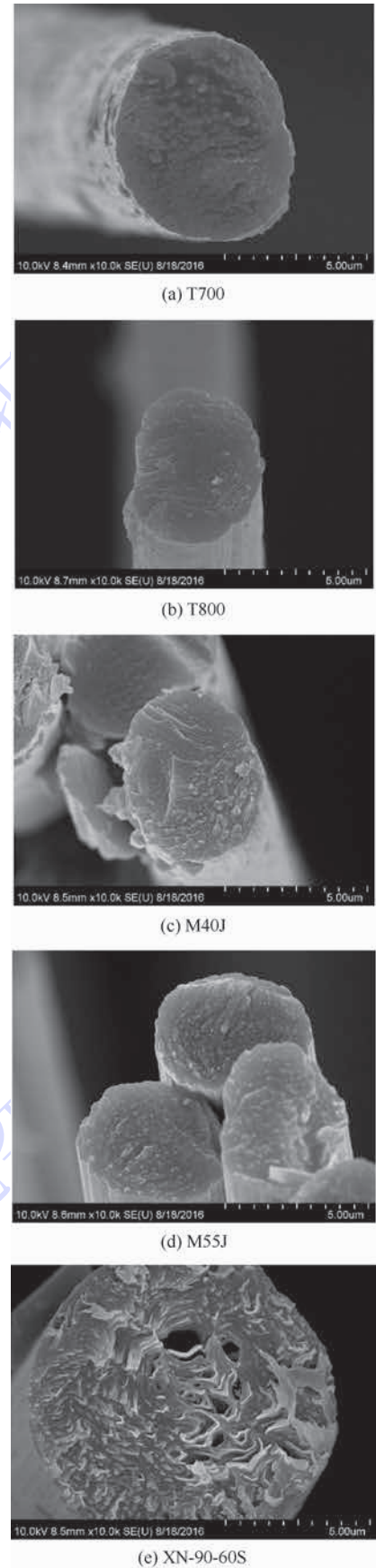


图 7 典型的聚丙烯腈基和中间相沥青基碳纤维截面形貌

Fig. 7 Cross-sectional morphology of typical PAN-based and mesophase pitch-based carbon fibers

5 W的热源加热,监测层板不同位置温度。同时根据本文方法测得的碳纤维导热系数,对复合材料层板温度场进行了模拟预报。结果表明,模拟与实验测试结果误差低于3 K,这也验证了该测试方法的准确性和可行性。

3 结 论

对比分析了基于单向复合材料计算碳纤维导热系数和采用碳纤维集束测试导热系数的差异性与影响因素,得出如下结论:

1) 随着碳纤维体积分数增加,单向复合材料热扩散系数、导热系数增大;碳纤维体积分数越高、试样厚度越大,基于单向复合材料计算得到的碳纤维导热系数越大。单向复合材料试样比碳集束试样具有更低的热扩散系数;且受到碳纤维与树脂间热传导的影响,基于单向复合材料计算得到的碳纤维导热系数偏高。

2) 采用碳集束试样测试碳纤维导热系数时,碳纤维体积分数变化对碳纤维热扩散系数、导热系数测试结果影响不大。

3) 中间相沥青基碳纤维、高模型碳纤维、高强度碳纤维导热系数依次降低,晶面间距小、晶粒尺寸大,碳纤维导热系数越高。

参考文献 (References)

- [1] DÍAZÁLVAREZ J, OLMEDO A, SANTIUSTE C, et al. Theoretical estimation of thermal effects in drilling of woven carbon fiber composite[J]. *Materials*, 2014, 7(6): 4442-4454.
- [2] DONG K, GU B, SUN B. Comparisons of thermal conductive behaviors of epoxy resin in unidirectional composite materials[J]. *Journal of Thermal Analysis & Calorimetry*, 2015, 124(2): 1-15.
- [3] HAN S, CHUNG D D L. Increasing the through-thickness thermal conductivity of carbon fiber polymer-matrix composite by curing pressure increase and filler incorporation[J]. *Composites Science & Technology*, 2011, 71(16): 1944-1952.
- [4] SCHUSTER J, HEIDER D, SHARP K, et al. Measuring and modeling the thermal conductivities of three-dimensionally woven fabric composites[J]. *Mechanics of Composite Materials*, 2009, 45(2): 165-174.
- [5] DONG K, LIU K, ZHANG Q, et al. Experimental and numerical analyses on the thermal conductive behaviors of carbon fiber/epoxy plain woven composites[J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2016, 102: 501-517.
- [6] VILLIÈRE M, LECOINTE D, SOBOTKA V. Experimental determination and modeling of thermal conductivity tensor of carbon/epoxy composite[J]. *Composites Part A: Applied Science &*

Manufacturing, 2012, 504-506(46): 60-68.

- [7] ZHANG X, FUJIWARA S, FUJII M. Measurements of thermal conductivity and electrical conductivity of a single carbon fiber[J]. *International Journal of Thermophysics*, 2000, 21(4): 965-980.
- [8] XIE S, LI W, PAN Z, et al. Mechanical and physical properties on carbon nanotube[J]. *Journal of Physics & Chemistry of Solids*, 2000, 61(7): 1153-1158.
- [9] YI W, LU L, ZHANG D L, et al. Linear specific heat of carbon nanotubes[J]. *Physical Review B Condensed Matter*, 1999, 59(14): R9015.
- [10] ZHANG X, XIE H, FUJII M, et al. Thermal and electrical conductivity of a suspended platinum nanofilm[J]. *Applied Physics Letters*, 2005, 86(17): 171912-1-171912-3.
- [11] 胡玉东, 刘锦辉, 王海东, 等. 拉曼方法同时测量单根碳纤维热物性和对流传热系数[J]. *化工学报*, 2014, 65(S1): 251-257.
HU Y D, LIU J H, WANG H D, et al. Simultaneous measurement of thermal properties and convective heat transfer coefficient of individual carbon fiber using Raman spectroscopy[J]. *CIESC Journal*, 2014, 65(S1): 251-257 (in Chinese).
- [12] WANG H D, LIU J H, ZHANG X, et al. Raman measurements of optical absorption and heat transfer coefficients of a single carbon fiber in atmosphere environment[J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2014, 70(2): 40-45.
- [13] 何凤梅, 李仲平, 冯志海, 等. PAN 碳纤维高温热传输性能表征[J]. *中国材料进展*, 2013, 32(4): 236-241.
HE F M, LI Z P, FENG Z H, et al. Evaluation of thermal-transmission properties of PAN carbon fiber at hightemperature[J]. *Materials China*, 2013, 32(4): 236-241 (in Chinese).
- [14] ALWAY-COOPER R M, THEODORE M, ANDERSON D P, et al. Transient heat flow in unidirectional fiber-polymer composites during laser flash analysis; Experimental measurements and finite element modeling[J]. *Journal of Composite Materials*, 2012, 47(19): 2399-2411.
- [15] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 闪光法测量热扩散系数或导热系数: GB/T 22588—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2009: 9-10.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Determination of thermal diffusivity or thermal conductivity by the flash method: GB/T 22588—2008[S]. Beijing: Standards Press of China, 2009: 9-10 (in Chinese).
- [16] PILLING M W, YATES B, BLACK M A, et al. The thermal conductivity of carbon fibre-reinforced composites[J]. *Journal of Materials Science*, 1979, 14(6): 1326-1338.

作者简介:

王婷婷 女, 硕士研究生。主要研究方向: 聚合物基复合材料。

王绍凯 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 聚合物基复合材料。

Characterization on axial thermal conductivity of carbon fiber and its influence factors

WANG Tingting, GU Yizhuo, WANG Shaokai*, LI Min, FANG Zenong, ZHANG Zuoguang

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

Abstract: Two measurement methods for carbon fiber's axial thermal conductivity are compared, which use fiber bundle and unidirectional fiber reinforced composite samples, respectively. The influence of fiber volume fraction and sample thickness on the measurement was discussed. The applicability of the method based on fiber bundle was investigated by testing polyacrylonitrile-based high-strength and high-modulus carbon fibers, and mesophase pitch-based carbon fiber. The relationship between thermal conductivity and micro-structure was further discussed. The results indicate that unidirectional composite shows lower axial thermal diffusivity than fiber bundle sample due to the thermal conduction between fiber and polymer matrix in composite. Accurate thermal conductivity can be obtained by using fiber bundle sample, while unidirectional composite sample yields bigger thermal conductivity. For the measurement with unidirectional composite, the calculated thermal conductivity increases with the increase of fiber volume fraction and sample thickness. On the contrary, fiber bundle samples result in stable thermal conductivity which is not affected by fiber volume fraction. Moreover, the thermal conductivity increases in the order of mesophase pitch-based carbon fiber, high-modulus and high-strength carbon fiber. Lower lattice spacing and larger crystallite size leads to bigger thermal conductivity. These results may contribute to the accurate characterization on axial thermal conductivity of carbon fiber and the structural design of highly thermal conductive fiber composite.

Keywords: composite; thermal conductivity; thermal diffusivity; polyacrylonitrile-based carbon fiber; pitch-based carbon fiber

Received: 2016-09-26; **Accepted:** 2016-12-23; **Published online:** 2017-02-22 15:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170222.1541.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51563013); Technical Basic Project (JSZL2015601C001)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会



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	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 9 期 2017 年 9 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.43 No.9 September 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 Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922
82314839
E-mail jbuua@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V
国内定价 50.00 元 / 期

ISSN 1001-5965

