

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



**2017-07**

Vol.43 No.07

## 目 次

- 冲压空气涡轮泵的温控节流孔计算方法 ..... 王岩, 殷亚峰, 陈金华, 江培 (1287)
- 基于矢量对消的缺陷类目标散射试验改进方法 ..... 高旭, 杨硕, 柴建忠, 赵京城 (1293)
- 基于低相干光的光子晶体光纤熔点背向反射测量 ..... 徐小斌, 闫明, 滕飞, 吴春晓 (1300)
- 基于遗传算法的飞行管理系统余度配置优化方法 ..... 霍琳, 费思邈 (1306)
- 基于变迹滤波的 MIMO-SAR 图像分辨率增强技术 ..... 徐光耀, 刘永泽, 许小剑 (1313)
- 刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理及其应用 ..... 周平, 李海波, 梁立孚 (1321)
- 共轴共聚焦干涉式表面等离子体显微成像技术 ..... 张蓓, 闫鹏, 王乐, 高枫, 袁梅 (1330)
- 电路测试响应信号的 GP-KSVD 稀疏重构算法 ..... 聂静, 苏东林, 李红裔, 赵迪 (1336)
- 高空风对大型客机航线性能的量化影响 ..... 黄成涛, 王立新, 钟伯文 (1348)
- 一种航天器太阳能电池阵供电能力计算方法 ..... 李涛, 李伟, 杨雷 (1355)
- 基于目标性权值度量的多示例学习目标跟踪 ..... 滑维鑫, 慕德俊, 郭达伟, 刘航 (1364)
- 不同稀释气体下等离子体辅助甲烷点火 ..... 沈双晏, 金星, 邓同晔 (1373)
- 钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺 ..... 李哲, 张德远, 姜兴刚 (1380)
- 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类 ..... 束长勇, 张生俊, 黄沛霖, 姬金祖 (1387)
- 基于自由胀形的弯曲管材变形行为 ..... 孔德帅, 郎利辉, 阮尚文 (1395)
- 重点区域入侵安防设备系统可靠性建模方法 ..... 查国清, 徐亚妮, 康锐 (1403)
- 大攻角状态压气机分离流及叶片动力响应特性 ..... 倪奇峰, 侯安平, 刘若阳, 周拜豪, 张明明 (1410)
- 免疫支持向量机用于航空发动机磨损故障诊断 ..... 张建, 李艳军, 曹愈远, 张丽娜 (1419)
- 一种基于非视距误差补偿的协同定位算法 ..... 张然, 宋来亮, 冉龙俊 (1426)
- 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测 ..... 谭翔飞, 何宇廷, 侯波, 崔荣洪, 冯宇 (1433)
- AVB 网络流量整形帧模型端到端延迟计算 ..... 李二帅, 何锋, 熊华钢 (1442)
- 基于深度置信网络的近距离空战态势评估 ..... 张彬超, 寇雅楠, 邬蒙, 左家亮 (1450)
- 动态系统失效的不确定性分析及其高效算法 ..... 巩祥瑞, 吕震宙, 刘辉, 周易成 (1460)
- 基于核主成分分析的多输出模型确认方法 ..... 胡嘉蕊, 吕震宙 (1470)
- 自适应引导长度的无人机航迹跟踪方法 ..... 李樾, 陈清阳, 侯中喜 (1481)
- 微射流作用下的超声速流场控制机理研究 ..... 刘平超, 刘艳明, 陈思成, 秦洋 (1491)

期刊基本参数: CN11-2625/V \* 1956 \* m \* A4 \* 214 \* zh \* P \* ¥ 50.00 \* 900 \* 26 \* 2017-07

CONTENTS

A calculation method for temperature control orifice of ram air turbine pump  
..... WANG Yan, YIN Yafeng, CHEN Jinhua, JIANG Pei (1287)

Improved test method based on vector cancellation for scattering characteristic of discontinuous target  
..... GAO Xu, YANG Shuo, CHAI Jianzhong, ZHAO Jingcheng (1293)

Measurement for back-reflection of photonic crystal fiber fusion splicing point based on low-coherence light  
..... XU Xiaobin, YAN Ming, TENG Fei, WU Chunxiao (1300)

Flight management system redundancy optimization method based on genetic algorithm  
..... HUO Lin, FEI Simiao (1306)

Enhanced resolution in MIMO-SAR imaging using apodization  
..... XU Guangyao, LIU Yongze, XU Xiaojian (1313)

Quasi-variational principle and application of initial value problem for rigid-elastic coupling dynamics  
..... ZHOU Ping, LI Haibo, LIANG Lifu (1321)

Common-path confocal interferometric surface plasmon microscopy  
..... ZHANG Bei, YAN Peng, WANG Le, GAO Feng, YUAN Mei (1330)

Circuitry test response signal reconstruction based on GP-KSVD algorithm  
..... NIE Jing, SU Donglin, LI Hongyi, ZHAO Di (1336)

Quantified effects of high-altitude wind on route performance of large passenger plane  
..... HUANG Chengtao, WANG Lixin, ZHONG Bowen (1348)

A calculation method for power supply capability of spacecraft solar array  
..... LI Tao, LI Wei, YANG Lei (1355)

Visual object tracking based on objectness measure with multiple instance learning  
..... HUA Weixin, MU Dejun, GUO Dawei, LIU Hang (1364)

Plasma assisted methane ignition under different diluent gas  
..... SHEN Shuangyan, JIN Xing, DENG Tongye (1373)

Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys  
..... LI Zhe, ZHANG Deyuan, JIANG Xinggang (1380)

Micro-motion classification of spatial cone target based on micro-Doppler  
..... SHU Changyong, ZHANG Shengjun, HUANG Peilin, JI Jinzu (1387)

Deformation behavior of a bent tube based on free expansion  
..... KONG Deshuai, LANG Lihui, RUAN Shangwen (1395)

Reliability modeling method for security & protection system of a key area  
..... ZHA Guoqing, XU Yani, KANG Rui (1403)

Separation flow and blade dynamic response characteristic of compressor at high attack angle  
..... NI Qifeng, HOU Anping, LIU Ruoyang, ZHOU Baihao, ZHANG Mingming (1410)

Immune SVM used in wear fault diagnosis of aircraft engine  
..... ZHANG Jian, LI Yanjun, CAO Yuyuan, ZHANG Lina (1419)

A collaborative localization algorithm based on non-line-of-sight error compensation  
..... ZHANG Ran, SONG Lailiang, RAN Longjun (1426)

Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment  
..... TAN Xiangfei, HE Yuting, HOU Bo, CUI Ronghong, FENG Yu (1433)

End-to-end traffic latency computation using frame shaping model in AVB network  
..... LI Ershuai, HE Feng, XIONG Huagang (1442)

Close-range air combat situation assessment using deep belief network  
..... ZHANG Binchao, KOU Yanan, WU Meng, ZUO Jialiang (1450)

Uncertainty analysis of failure of dynamic system and its efficient algorithm  
..... GONG Xiangrui, LYU Zhenzhou, LIU Hui, ZHOU Yicheng (1460)

Model validation method with multivariate output based on kernel principal component analysis  
..... HU Jiarui, LYU Zhenzhou (1470)

Path following method with adaptive guidance length for unmanned aerial vehicles  
..... LI Yue, CHEN Qingyang, HOU Zhongxi (1481)

Study of supersonic flow field control mechanism with micro jet  
..... LIU Pingchao, LIU Yanming, CHEN Sicheng, QIN Yang (1491)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0545



# 冲压空气涡轮泵的温控节流孔计算方法

王岩<sup>1,\*</sup>, 殷亚峰<sup>1</sup>, 陈金华<sup>2</sup>, 江培<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 航空工业金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

**摘 要:** 冲压空气涡轮(RAT)泵将涡轮输出的机械能转换为液压能以操控飞机舵面,其快速起动是飞机安全的最后保证。长时间处于低温大气环境,液压油的高黏性阻碍了液压泵的快速起动,将飞机主液压系统的高压油液引入RAT泵是解决该问题的有效方法。本文以RAT泵为研究对象,探究RAT泵的最小温控节流孔计算方法。首先,阐述RAT泵待机状态下通过温控节流孔保温原理,提出温控节流孔的孔径计算方法;其次,建立RAT泵热力学模型,推导温控节流孔的孔径计算公式;然后,基于MATLAB平台搭建RAT泵温控系统热力学模型;最后,通过仿真计算,由仿真结果验证本文所提出的温控节流孔计算方法的正确性,且节能效果显著。

**关键词:** 冲压空气涡轮(RAT); 航空液压泵; 保温; 热力学; 节流孔

**中图分类号:** V245.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1287-06

冲压空气涡轮(RAT)应急系统是飞机安全的最后保障,在飞机发动机和电源功能全部丧失的情况下,RAT应急能源系统将空气的动能转换为电能/液压能,提供飞机基本操纵所需能源。RAT系统一般由冲压涡轮、液压泵/发电机和收放装置组成,共有2个工作状态:①收回状态,液压泵静止,不输出功率;②伸出状态,RAT弹出机舱,涡轮驱动液压泵输出液压能。

飞机正常飞行时,RAT系统处于收回状态,机舱内温度较低(海拔 $10^4$  m以上可低至 $-55^{\circ}\text{C}$ ),若无保温措施,泵内油液黏性较大(15号航空液压油 $-54^{\circ}\text{C}$ 时运动黏度为 $2500\text{ mm}^2/\text{s}$ ,正常工作时的运动黏度为 $5\sim 20\text{ mm}^2/\text{s}$ ),各摩擦副摩擦阻力较大,阻碍了RAT泵的快速起动,甚至可能导致RAT系统无法正常起动,因此必须保持泵内油液处于合适温度。

将中央液压源的高压油液引入RAT泵是保

持油液温度的有效方法。温控节流孔控制引入RAT泵的高压液压油流量,使RAT泵内既能维持油液温度在合理范围,同时尽可能减小RAT泵保温过程中高压液压油的消耗。如何确定温控节流孔大小是RAT泵保温关键技术之一,目前国内在这方面研究处于空白,而国外无经验可借鉴。

RAT泵是恒压变量柱塞泵,其热力学建模是确定节流孔的关键。有关液压泵和液压系统的热力学建模,国内外学者进行了相关研究。

目前,液压系统热力学研究可分为3类:①根据热力学第一定律和第二定律,将液压元件或系统划分为一个或几个温度节点建立热力学模型<sup>[1-5]</sup>;②利用预测<sup>[6]</sup>、神经网络等研究液压系统油液温度变化;③液压系统热分析商业软件,如EASY5、DSHplus、AMESim<sup>[7-8]</sup>和Dymola<sup>[9]</sup>等。

针对液压柱塞泵热力学研究,韩孟虎等<sup>[8]</sup>考虑了辐射换热、热传导和固液热传导等因素,通过

收稿日期: 2016-06-23; 录用日期: 2016-10-01; 网络出版时间: 2016-11-16 15:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161116.1538.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375029)

\* 通讯作者: E-mail: wybuaa@buaa.edu.cn

**引用格式:** 王岩, 殷亚峰, 陈金华, 等. 冲压空气涡轮泵的温控节流孔计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1287-1292. WANG Y, YIN Y F, CHEN J H, et al. A calculation method for temperature control orifice of ram air turbine pump[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1287-1292 (in Chinese).

AMESim 建模仿真得到柱塞泵稳定工作时进出口油液温度、泵壳温度和转动部分温度;李永林等<sup>[9]</sup>用 Dymola 对航空柱塞泵进行热力学建模,得到不同转速和负载压力下的泵效率、功率损失以及泵体温升情况;李成功和焦宗夏<sup>[10]</sup>通过数学建模和实验分析验证了柱塞泵从起动到稳定工作过程中油液温度及泵体各部温度随时间的变化特性;Olems<sup>[11]</sup>通过柱塞副的实验,研究其能量耗散情况;Wieczorek 和 Ivantysynova<sup>[12]</sup>开发出基于非等温间隙流模型的仿真软件 CASPAR,研究柱塞泵的柱塞副、滑靴副和配油盘副的热力学特性;Ivantysynova 等<sup>[13]</sup>考虑润滑间隙的能量耗散、流体的热对流和旋转组件的热传导,建立柱塞副热力学模型;Pelosi 和 Ivantysynova<sup>[14-15]</sup>提出了耦合模型来预测柱塞/缸体间隙的热力学特性,考虑了由于组件运动而引起的油膜挤压效应和由于弹性形变引起油膜厚度的变化;王国志等<sup>[16]</sup>使用 ANSYS-Workbench 软件研究了柱塞副的热变形,揭示变形对柱塞副泄漏量及容积效率的影响规律;胡仁喜等<sup>[17]</sup>建立了高压、高转速条件下柱塞泵柱塞副泄漏流场的数学模型,讨论了柱塞偏心对泄漏量的影响,但没有研究其热力学特性;徐兵等<sup>[18]</sup>采用虚拟样机技术研究轴向柱塞泵的柱塞副,得出适当减小间隙油膜厚度可以降低柱塞副泄漏损失和摩擦损失,进而减少摩擦副生热。

本文针对国内 RAT 泵温控研究空白,借鉴前人研究成果,展开 RAT 泵温控节流孔计算方法研究。

### 1 RAT 泵保温原理

RAT 泵保温原理如图 1 所示。图中: $q_0$  为通过温控节流孔的油液体积流量; $P_0$  和  $T_0$  分别为温控节流孔前的油液压强和温度; $P_1$  为管道内和泵内高压区的油液压强; $T_1$  为温控节流孔后连接管道内油液温度; $P_2$  为泵内低压区的油液压强; $T_2$  为 RAT 泵内油液平均温度; $q_1$  为单个柱塞副泄漏体积流量; $q_2$  为单个滑靴副泄漏体积流量; $q_3$  为配油盘副泄漏体积流量<sup>[19]</sup>; $T_{out}$  为壳体外部的环境温度。

RAT 泵系统的生热功率和散热功率共同决定了 RAT 泵内油液温度。RAT 泵生热主要包括:①油液经过温控节流孔时的压降生热;②管道内油液强制对流换热;③油液经过各摩擦副缝隙泄漏生热;④泵体内油液强制对流换热。RAT 泵散热功率主要包括:①管道壳体与外界空气的对流

换热;②管道壳体与外界辐射换热;③泵壳体与外界空气的对流换热;④泵壳体与外界辐射换热。辐射换热与对流换热相比,影响较小,因此在计算时忽略不计。

飞机中央油源压力  $P_0$  基本稳定,RAT 泵系统生热功率取决于进入 RAT 系统流量  $q_0$ ,当  $q_0$  过大时,RAT 泵内油液保温温度  $T_2$  过高,造成能源浪费;当  $q_0$  过小时,RAT 泵内油液保温温度  $T_2$  过低,影响 RAT 泵快速启动。控制进入 RAT 泵系统流量  $q_0$  的核心是探究温控节流孔孔径的计算方法。

温控节流孔直径需满足以下要求:调节系统流量与泵体内外温差的匹配关系,使全工况下 RAT 泵内油液温度都大于并且尽可能接近于极限保温温度,同时满足保温和节能。按照上述要求,提出温控节流孔计算方法,如图 2 所示。

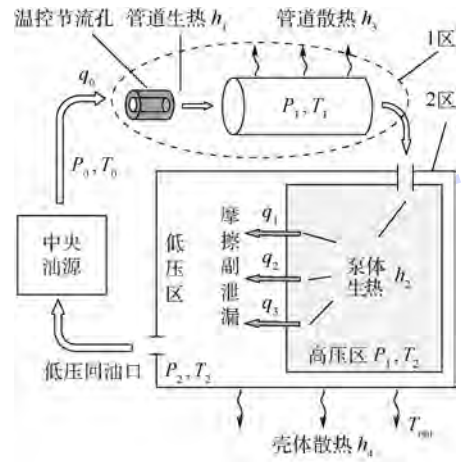


图 1 RAT 泵保温原理

Fig. 1 Thermal insulation theory of RAT pump

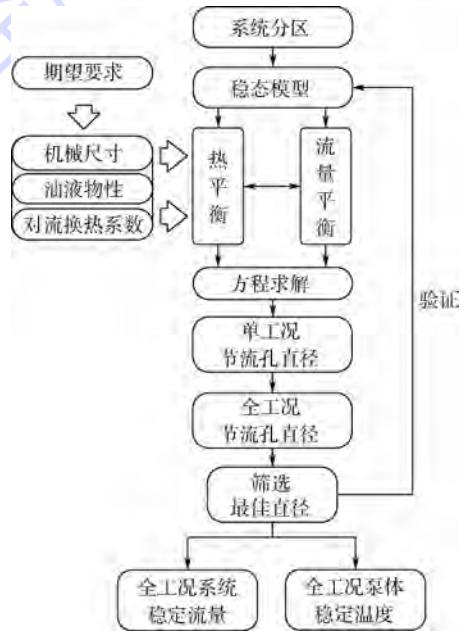


图 2 温控节流孔计算方法

Fig. 2 Calculation method of temperature control orifice

## 2 RAT 泵热力学建模及温控节流孔计算

根据第1节 RAT 系统保温原理和图2所示温控节流孔计算方法,进行RAT泵热力学建模及温控节流孔计算。

### 2.1 系统生热功率

1) 管道生热功率

$$h_1 = q_0(P_0 - P_1) + q_0 c \rho_0 (T_0 - T_1) \quad (1)$$

式中: $c$ 为液压油热容; $\rho_0$ 为1区温控节流孔处油液密度。

$$q_0 = \frac{\pi d_o^2}{4} C_d \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{P_0 - P_1} \quad (2)$$

式中: $C_d$ 为流量系数; $d_o$ 为节流孔直径。

2) RAT 泵体生热功率

$$h_2 = q_w (P_1 - P_2) + q_w c \rho_w (T_1 - T_2) \quad (3)$$

式中: $q_w$ 为各个摩擦副的油液泄漏体积流量; $\rho_w$ 为RAT泵内油液密度。

$$q_w = n q_1 + n q_2 + q_3 \quad (4)$$

式中: $n$ 为柱塞(或滑靴)中发生泄漏的个数。

$$q_1 = \frac{\pi d_1 \delta_1^3}{12 \mu l_z} (1 + 1.5 \varepsilon^2) (P_1 - P_2) \quad (5)$$

式中: $d_1$ 为柱塞直径; $\delta_1$ 为柱塞副无偏心时泄漏间隙; $\varepsilon$ 为柱塞偏心比; $l_z$ 为柱塞副密封长度; $\mu$ 为液压油的动力黏度。

$$q_2 = \frac{\pi d_h^4 \delta_2^3 (P_1 - P_2)}{128 \delta_2^3 \mu l_h + 6 \mu d_h^4 \ln(r_2/r_1)} \quad (6)$$

式中:参数如图3所示。

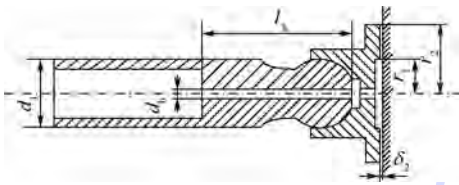


图3 柱塞副和滑靴副

Fig.3 Plunger pair and slipper pair

$$q_3 = k_{rad} \frac{\pi \delta_3^2 (P_1 - P_2)}{12 \mu} \left[ \frac{1}{\ln(r_4/r_3)} + \frac{1}{\ln(r_6/r_5)} \right] \quad (7)$$

式中: $k_{rad}$ 为排油口弧度比例系数; $\delta_3$ 为配油盘副泄漏间隙;其余参数见图4。

### 2.2 系统壳体散热功率(忽略辐射换热)

1) 管道散热功率

$$h_3 = A_1 \alpha (T_1 - T_{out}) \quad (8)$$

式中: $A_1$ 为节流孔连接RAT泵的管道表面积; $\alpha$ 为RAT泵外表面对流换热系数。

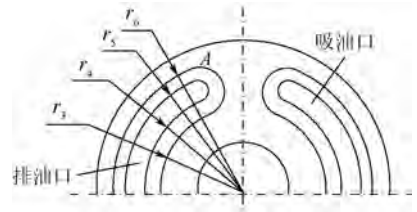


图4 配油盘副

Fig.4 Oil-distributing pair

2) RAT 泵壳体散热功率

$$h_4 = A_2 \alpha (T_2 - T_{out}) \quad (9)$$

式中: $A_2$ 为RAT泵的壳体表面积。

### 2.3 液压油密温特性

液压油密度 $\rho_{oil}$ 是关于油液温度 $T$ 的函数,满足:

$$\rho_{oil} = a_1 - k_{oil} (T - a_2) \quad (10)$$

式中: $a_1$ 和 $a_2$ 为与液压油型号相关的固定参数; $k_{oil}$ 为油温校正系数。

### 2.4 液压油黏温特性

液压油动力黏度 $\mu$ 是关于油液温度 $T$ 的函数,满足:

$$\mu = \mu_s \left( \frac{T_s}{T} \right)^k \quad (11)$$

式中: $\mu_s$ 为标准温度为 $T_s$ 时的标准油液动力黏度; $k$ 为与油液型号相关的固定参数。

### 2.5 温控节流孔计算方法

1) RAT 系统热平衡方程组

如图1所示,1区内管道部分热平衡方程:

$$h_1 = h_3 \quad (12)$$

2区内RAT泵体部分热平衡方程:

$$h_2 = h_4 \quad (13)$$

2) 流量守恒方程

系统处于稳态时,进出RAT泵系统质量流量守恒:

$$\rho_0 q_0 = \rho_w q_w \quad (14)$$

油液温度对油液密度 $\rho_0$ 和 $\rho_w$ 的影响在式(14)中可忽略不计,因此认为进出RAT泵系统体积流量守恒:

$$q_0 = q_w \quad (15)$$

3) 温控节流孔直径计算公式

根据温控节流孔计算方法,联立式(1)~式(15)得温控节流孔直径:

$$d_o = \sqrt{\frac{K_{11} \Delta P_{12}}{K_{13} \sqrt{(P_0 - P_2) - \Delta P_{12}}}} \quad (16)$$

式中:

$$K_{11} = n \frac{\pi d_1 \delta_1^3}{12 \mu l_z} (1 + 1.5 \varepsilon^2) +$$

$$n \frac{\pi d_h^4 \delta_2^3}{128 \delta_2^3 \mu l_h + 6 \mu d_h^4 \ln(r_2/r_1)} +$$

$$k_{rad} \frac{\pi \delta_3^2}{12 \mu} \left[ \frac{1}{\ln(r_4/r_3)} + \frac{1}{\ln(r_6/r_5)} \right]$$

$$K_{13} = \frac{\pi C_d}{4} \sqrt{\frac{2}{\rho_0}}$$

$$\Delta P_{12} = \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}$$

$$A = K_{11} (1 + \rho_w c K_p)$$

$$B = K_{11} \rho_w c (K_T - T_2)$$

$$C = -A_2 \alpha (T_2 - T_{out})$$

$$K_p = \frac{K_{11} K_{12}}{A_1 \alpha}$$

$$K_T = T_{out} - \frac{A_2}{A_1} (T_2 - T_{out})$$

$$K_{12} = c \rho_w (T_0 - T_2) + \Delta P_{12}$$

### 3 RAT 泵仿真

根据第 1 节图 2 所示温控节流孔计算方法和 2.5 节计算公式,在 MATLAB 环境下进行仿真研究,RAT 泵系统参数如表 1 所示。

表 1 RAT 泵系统参数

Table 1 System parameters of RAT pump

参数	参数设定
温控节流孔前油液压强 $P_0/\text{MPa}$	28
壳体油液压强 $P_2/\text{MPa}$	0.5
温控节流孔温度 $T_0/^\circ\text{C}$	60
壳体保温温度 $T_2/^\circ\text{C}$	55
机舱环境温度 $T_{out}$	飞行高度 $H$ 的函数
油液热容 $c/(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})^{-1})$	1967.35
对流换热系数 $\alpha$	飞行高度 $H$ 和舱内风速 $V$ 的函数

按照不同的飞行高度  $H$  (环境空气温度和密度不同)和舱内空气流速  $V$  来定义工况,其中飞行高度  $H$  从 0 m 每隔 1000 m 取到 18000 m,共 19 个高度值;舱内风速  $V$  取 0、5 和 10 m/s,共 3 种风速;最终由飞行高度  $H$  和舱内风速  $V$  一共确定  $19 \times 3 = 57$  种工况。分 3 步进行温控节流孔计算方法验证。

#### 3.1 最佳温控节流孔计算

温控节流孔前油液温度  $T_0 = 60^\circ\text{C}$ ,全工况下温控节流孔直径  $d_i (i = 1, 2, \dots, 57)$  中每个设计值均可使其所在工况的泵体最终稳定在泵体保温所需的最低温度  $[T_2]_{\min} = 55^\circ\text{C}$ ,全工况节流孔直径  $d_i$  如图 5 所示。

取  $d_i$  中最大值  $[d_i]_{\max} = 0.313 \text{ mm}$  作为最佳

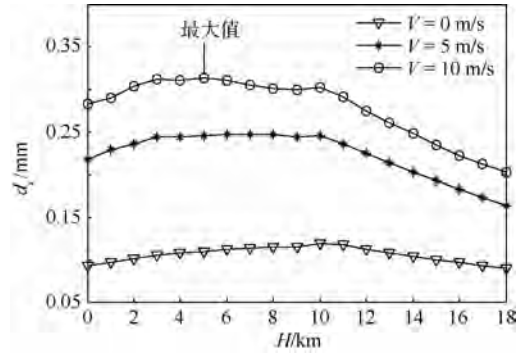


图 5 不同工况下的温控节流孔直径理论值

Fig. 5 Theoretical diameters of temperature control orifice under different working conditions

温控节流孔直径  $d_0$ ,所在工况点为  $H = 5000 \text{ m}$ ,  $V = 10 \text{ m/s}$ ,此处空气密度为  $0.756 \text{ kg/m}^3$ ,环境温度为  $-17.5^\circ\text{C}$ 。

#### 3.2 温控节流孔温度校核

入口油液温度取  $T_0 = 60^\circ\text{C}$ ,温控节流孔直径取  $d_0 = 0.313 \text{ mm}$ ,全工况下,加入温控节流孔前后的泵体稳定温度  $T_{bi}$  和  $T_{ai} (i = 1, 2, \dots, 57)$  如图 6 所示。

对比加入温控节流孔前后可知,加入温控节流孔后保温性能随舱内风速  $V$  增加而下降,保温效果有所下降,全工况下泵体待机保温温度均高于  $[T_2]_{\min} = 55^\circ\text{C}$ ,即设计方法所求得的最佳温控节流孔直径可实现全工况保温要求,由此可知,该温控节流孔计算方法对于满足保温需求是正确可行的。

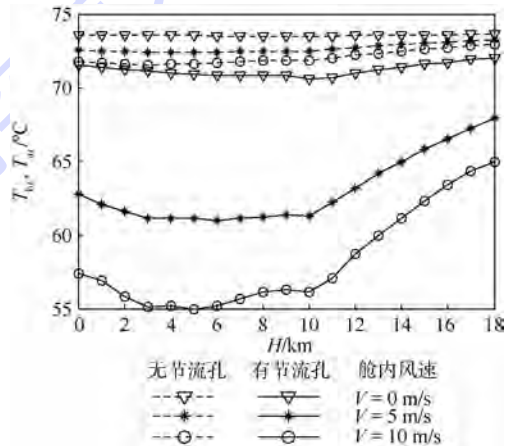


图 6 加入温控节流孔前后的泵体稳定温度对比

Fig. 6 Comparison of equilibrium temperature of pump body before and after assembling temperature control orifice

#### 3.3 能耗对比

入口油液温度  $T_0 = 60^\circ\text{C}$ ,有温控节流孔时取其直径  $d_0 = 0.313 \text{ mm}$ ,全工况下,加入温控节流孔前后泵体油液稳定流量  $q_{bi}$  和  $q_{ai} (i = 1, 2, \dots, 57)$  如图 7 所示。

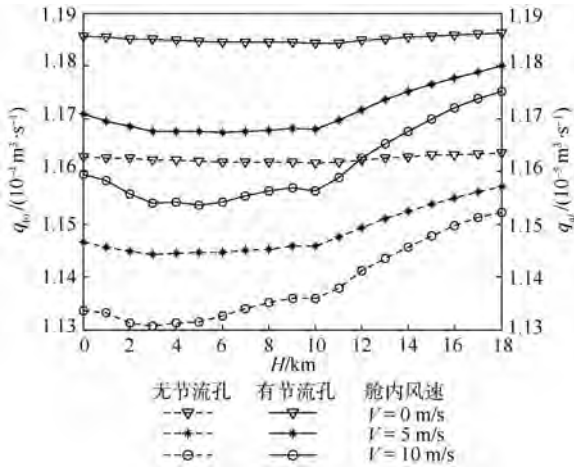


图7 加入温控节流孔前后系统稳定流量对比

Fig. 7 Comparison of balanced flow of system before and after assembling temperature control orifice

加入设计的温控节流孔后,维持泵体在合理温度所需流量  $q_{ai}$  减小到未加温控节流孔时  $q_{bi}$  的 10% 左右,又系统中维持泵体温度消耗总功率为  $q_0(P_0 - P_2)$ ,而系统消耗压降不变,因此系统消耗的总功率减小到不加温控节流孔时的 10% 左右,泵体保温所消耗功率由至少 3 107.5 W 减小到最多 325.88 W 就可以维持所有工况下的需求,即加入设计温控节流孔后能够大幅度降低泵体保温时消耗的系统总功率。

综上可得,该温控节流孔设计方法对实现 RAT 泵温控要求是正确的,同时能够降低保温消耗的系统总功率,具有节能效果。

## 4 结论

1) 提出的温控节流孔计算方法经过仿真验算满足 RAT 泵的全工况保温要求;同时,可大幅度降低保温能耗,节能效果显著。

2) 对流换热系数对 RAT 泵的散逸热能有较大影响,提高对流换热系数的准确性有助于提高温控节流孔的计算精度。

### 参考文献 (References)

[1] LI J, ZHANG X, YIN Y B. Dynamic temperature simulation of an accumulator in aircraft hydraulic systems [C] // 2011 International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 653-657.

[2] STADLBAUER K, POLTSCHAK F, RAFETSEDER D, et al. A spice-based lumped parameter thermal model with geometrically distributed elements for electro-hydraulic actuators [C] // International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 511-516.

[3] LI C G, JIAO Z X. Calculation method for thermal-hydraulic system simulation [J]. Journal of Heat Transfer, 2008, 130(8): 084503.

[4] SCOTT T C, UPHOLD J. Thermal modeling of power steering system performance [J]. SAE International Journal of Passenger Cars-Mechanical Systems, 2009, 1(1): 1039-1044.

[5] LANA E D, NEGRI V J D. A new evaluation method for hydraulic gear pump efficiency through temperature measurements: 2006-01-3503 [R]. SAE Technical Paper, 2006.

[6] LI J, XU J L, ZHANG X, et al. An estimation method of the fluid temperature for commercial aircraft hydraulic systems [C] // 2010 International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 2962-2965.

[7] 卢宁, 付永领, 孙新学. 基于 AMESim 的双压力柱塞泵的数字建模与热分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(9): 1054-1058.

LU N, FU Y L, SUN X X. Digital modeling of double press axial piston pump and its thermal analysis basing on AMESim [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(9): 1054-1058 (in Chinese).

[8] 韩孟虎, 曹克强, 胡良谋, 等. 基于 AMESim 的柱塞泵热力学模型及仿真 [J]. 机床与液压, 2012, 40(1): 136-138.

HAN M H, CAO K Q, HU L M, et al. Thermal model and simulation on hydraulic piston pump based on AMESim [J]. Machine Tool & Hydraulic, 2012, 40(1): 136-138 (in Chinese).

[9] 李永林, 徐浩军, 曹克强, 等. 航空柱塞泵全工况效率分析及热力学建模 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(12): 1470-1472.

LI Y L, XU H J, CAO K Q, et al. Efficiency analysis and thermal-hydraulic modeling of aerial piston pump at whole work condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(12): 1470-1472 (in Chinese).

[10] LI C G, JIAO Z X. Thermal-hydraulic modeling and simulation of piston pump [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4): 354-358.

[11] OLEMS L. Investigations of the temperature behaviour of the piston cylinder assembly in axial piston pumps [J]. International Journal of Fluid Power, 2000, 1(1): 27-38.

[12] WIECZOREK U, IVANTYSNOVA M. Computer aided optimization of bearing and sealing gaps in hydrostatic machines-the simulation tool CASPAR [J]. International Journal of Fluid Power, 2002, 3(1): 7-20.

[13] IVANTYSNOVA M, HUANG C, JAPING A. Determination of gap surface temperature distribution in axial piston machines [C] // ASME 2006 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME, 2006: 85-93.

[14] PELOSI M, IVANTYSNOVA M. A novel fluid-structure interaction model for lubricating gaps of piston machines [C] // Proceedings of the 5th Fluid Structure Interaction Conference. Wessex: WIT Press, 2009: 3-24.

[15] PELOSI M, IVANTYSNOVA M. Heat transfer and thermal elastic deformation analysis on the piston/cylinder interface of axial piston machines [J]. Journal of Tribology, 2012, 134(4): 1-15.

- [16] 王国志,李玉辉,吴文海,等. 变形对轴向柱塞泵柱塞副泄漏量的影响研究[J]. 机床与液压,2011,39(17):50-52.  
WANG G Z, LI Y H, WU W H, et al. Influence of deformation on leakage of piston and cylinder in axial piston pump[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2011, 39(17): 50-52 (in Chinese).
- [17] 胡仁喜,苑士华,刘红宁,等. 高压高速条件下柱塞副泄漏流场分析[J]. 农业机械学报,2009,40(2):221-226.  
HU R X, YUAN S H, LIU H N, et al. Analysis on the leaking flow field of the piston sector considering the high press and high velocity[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2009, 40(2): 221-226 (in Chinese).
- [18] 徐兵,张军辉,杨华勇. 基于虚拟样机的轴向柱塞泵柱塞副仿真分析[J]. 兰州理工大学学报,2010,36(3):31-37.  
XU B, ZHANG J H, YANG H Y. Simulative analysis of piston-cylinder pair of axial piston pump based on virtual prototype [J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2010, 36(3): 31-37 (in Chinese).
- [19] 马吉恩. 轴向柱塞泵流量脉动及配流盘优化设计研究[D]. 杭州:浙江大学,2009.  
MA J E. Study on flow ripple and valve plate optimization of axial piston pump [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2009 (in Chinese).

**作者简介:**

王岩 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:液压系统控制、热管理等。

## A calculation method for temperature control orifice of ram air turbine pump

WANG Yan<sup>1,\*</sup>, YIN Yafeng<sup>1</sup>, CHEN Jinhua<sup>2</sup>, JIANG Pei<sup>2</sup>

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

2. AVIC Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** Ram air turbine (RAT) pump, by transforming the mechanical energy into hydraulic energy, can be used to control the aircraft rudder in emergency situation. Its performance of rapid response is critical to ensure the aircraft's safety. Exposed to low-temperature atmosphere for long time, the high viscosity of hydraulic oil will hinder the rapid start of the hydraulic pump, and an effective method for this problem is to introduce the high-pressure oil into aircraft RAT pump from the main hydraulic system. Taking RAT pump as research object, this paper explores the calculation method of minimum temperature control orifice for the RAT pump. First, it explains the thermal insulation theory of the RAT pump which is equipped with temperature control orifice in standby mode and proposes an algorithm of the orifice. Second, it establishes RAT pump's thermodynamic model and deduces the calculation formula of the orifice's diameter. Next, it establishes temperature control system's thermodynamic model with MATLAB and calculates the results. Finally, it verifies the correctness of the algorithm through simulation calculation, and energy saving effect is remarkable.

**Keywords:** ram air turbine (RAT); aviation hydraulic pump; thermal insulation; thermodynamics; orifice

Received: 2016-06-23; Accepted: 2016-10-01; Published online: 2016-11-16 15:38

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161116.1538.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375029)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0517

# 基于矢量对消的缺陷类目标散射试验改进方法

高旭<sup>1</sup>, 杨硕<sup>2</sup>, 柴建忠<sup>1</sup>, 赵京城<sup>2,\*</sup>

(1. 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 缺陷类目标散射在高隐身飞行器总体散射中占有重要地位。目前常用的缺陷类目标散射评估方法是基于低散射载体, 将有无缺陷类目标的载体测试结果进行对比, 获得缺陷类目标散射的增幅, 以分析目标的散射特性。这种方法存在载体影响大、可测量目标尺寸小、成本高等不足。本文提出一种基于矢量对消的改进试验方法, 将载体视为目标背景的一部分, 通过矢量对消分离出载体散射, 从而提取出完全独立于载体之外的全角域范围的缺陷类目标散射特性, 结果更为完整、精确。通过文献对比和验证分析, 本文方法可以得到缺陷类目标的全角域散射特性, 且测试结果、目标尺寸均不受载体限制, 具有精确度高、成本低的优点。

**关键词:** 缺陷; 矢量对消; 散射测量; 载体; 目标散射特性

**中图分类号:** V218

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1293-07

在现代隐身飞行器的研制过程中, 散射特性评估是一个重要环节, 它影响着飞行器隐身性能的设计与实现。相对常规飞行器而言, 隐身飞行器的散射特性水平低, 缝隙、台阶等缺陷类散射源的贡献凸显出来, 甚至在某些极化和姿态角下影响非常明显<sup>[1-2]</sup>。为提高隐身飞行器的散射性能, 需要对缺陷类目标的散射特性进行精确评估。

目标散射特性的评估方法可以分为 2 种: 理论预估和试验测量<sup>[3]</sup>。理论预估主要通过各种电磁场的解析或者数值分析方法实现; 试验测量既可以在室内开展也可以在室外进行。在长期的发展中, 2 种方法各有优劣。理论预估方法使用灵活、方便, 可根据目标选择不同计算方法<sup>[4-13]</sup>, 时间周期短, 但算法会受模型复杂程度、网格划分、计算机硬件等影响, 精度及稳定性有待提高; 试验测量<sup>[14-18]</sup>在结果准确性、可靠性方面具有优势, 但需要设计、加工相应的试验模型, 试验需要的缩比比例、模拟精度、重量限制等均对模型提出

了较高要求, 所需成本较高, 周期较长。

当前缺陷类目标电磁散射特性的计算方法有: 高低频混合方法, 如迭代物理光学法 (IPO) 与矩量法 (MOM)<sup>[6]</sup>、物理光学法 (PO)、物理绕射理论 (PTD) 与有限元法 (FEM)<sup>[7]</sup> 等; 低频数值方法, 如多层快速多极子算法 (MLFMA)<sup>[8-10]</sup> 或时域有限差分方法 (FDTD)<sup>[11-12]</sup> 等。其中, 混合方法的计算精度主要取决于 3 个方面, 即高频近似、低频数值方法本身的精度以及目标表面各部分间相互耦合的处理效果, 只有对上述 3 个方面全面兼顾才能得到满意的分析效果。低频数值方法则存在计算时间长、占用内存大的问题, 不能及时有效地进行大规模计算分析。

为了满足工程使用要求, 研究者发展了缺陷类目标散射特性的试验测量技术, 具有更实用、有效的优点。当前对缺陷类目标的试验测量方法可根据载体不同而分为 2 类: ①采用竖直放置的平板作为缺陷载体, 制作一系列不同物理特征的缺

收稿日期: 2016-06-14; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-10-11 16:14

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161011.1614.001.html

\* 通讯作者: E-mail: zjccool@126.com

**引用格式:** 高旭, 杨硕, 柴建忠, 等. 基于矢量对消的缺陷类目标散射试验改进方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1293-1299. GAO X, YANG S, CHAI J Z, et al. Improved test method based on vector cancellation for scattering characteristic of discontinuous target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1293-1299 (in Chinese).

陷类目标<sup>[14-15]</sup>,进行大量试验;②采用水滴形、杏仁体、钻石体等低散射体作为基础载体,制作可替换的部件来表征缺陷类目标<sup>[16-18]</sup>进行试验。这些载体都在一定条件下具有低散射特性,如在一定频率下,竖直放置的平板在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 方位角内的雷达散射截面积(Radar Cross Section, RCS)均值可达 $-35$  dBsm,水滴形载体和杏仁体在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 方位角内的RCS均值可达 $-40$  dBsm。通过对比含缺陷目标与光滑表面(即不含缺陷目标)载体散射曲线,得到缺陷目标的部分散射特性。但是,这2种测试方法得出的结果受到载体本身的散射影响,某些角度范围内的缺陷类目标散射被载体的强散射覆盖,无法获得全角域范围内缺陷类目标的散射特性,准确性需要提高。

为了得到完整的缺陷类目标散射特性,本文提出一种改进的散射特性试验方法,采用矢量对消除缺陷类目标评估中的载体影响,提取出完全独立于载体之外的全角域范围的缺陷类目标散射特性,得到更为完整、精确的缺陷类目标散射特性,改进当前试验测量技术的不足。

## 1 基本定义与原理

### 1.1 散射特性基本定义

目标的电磁散射特性常用RCS来衡量,用符号 $\sigma$ 来表示,其是一个假想面积,通常是基于平面板照射下目标各向同性散射的概念,与目标到雷达的距离无关,用以描述在给定方向上的散射场功率流密度强弱,它的理论定义式<sup>[1]</sup>可以表示为

$$\sigma = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} R^2 \frac{|\mathbf{E}_s|^2}{|\mathbf{E}_i|^2} = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} R^2 \frac{|\mathbf{H}_s|^2}{|\mathbf{H}_i|^2}$$

式中: $\mathbf{E}_i$ 、 $\mathbf{H}_i$ 分别为入射雷达波在目标处的电、磁场强度; $\mathbf{E}_s$ 、 $\mathbf{H}_s$ 分别为目标散射波在雷达处的电、磁场强度; $R$ 为目标到雷达天线的距离。

RCS是下列因素的函数:①目标结构,即目标的形状、尺寸和材料的电参数;②入射波的频率和波形;③雷达天线的极化方向(天线所发射的电场方向及天线可接收的电场方向);④目标相对于入射方向和雷达接收方向的姿态角(对于单站雷达,只受人射姿态角的影响)。

### 1.2 紧缩场目标测试原理

在紧缩场中进行目标RCS测量时,被测目标(如飞机模型)通过低散射泡沫支架或低散射金属支架置于静区中。在紧缩场静区中,电磁波以平面波形式传播,不随距离变化发生衰减,在这种情况下,替代定标法很方便。以金属球作为定标

体为例,测量目标前,首先进行背景电平测量,然后在目标支架上放置金属球进行定标体测量,最后再架设目标进行目标测量,即可得到被测目标的散射特性。

不考虑系统噪声因素,对于目标RCS宽带扫频测量,目标和定标体的信号可以表示为

$$\mathbf{S}_T(f) = \mathbf{T}(f) + \mathbf{B}(f) \quad (1)$$

$$\mathbf{S}_C(f) = \mathbf{C}(f) + \mathbf{B}(f) \quad (2)$$

式中: $f$ 为频率; $\mathbf{S}_T(f)$ 和 $\mathbf{S}_C(f)$ 分别为测目标和测定标体时雷达接收到的回波信号,包含杂波背景; $\mathbf{T}(f)$ 为目标真实回波; $\mathbf{C}(f)$ 为定标体真实回波; $\mathbf{B}(f)$ 为由目标支架及测试场其他杂散回波构成的背景回波。上述回波信号均为复数矢量。

为提高RCS测量精度,一般在定标中采用背景矢量场相减技术处理<sup>[19]</sup>,目标散射函数的定标方程为

$$\sigma_T(f) = \frac{\mathbf{T}(f)}{\mathbf{C}(f)} \sigma_C(f) = \left| \frac{\mathbf{S}_T(f) - \mathbf{B}(f)}{\mathbf{S}_C(f) - \mathbf{B}(f)} \right|^2 \sigma_C(f) \quad (3)$$

式中: $\sigma_T(f)$ 为目标散射函数,是需要测量和定标的量; $\sigma_C(f)$ 为定标体的散射函数,是可通过精确理论计算得到的已知量。

由式(3)可见,当背景回波 $\mathbf{B}(f)$ 能够被测得并通过背景矢量场相减技术处理后,就能消除其对目标RCS测量与定标的影响,实现对目标RCS的精确测量与定标。

### 1.3 缺陷类目标特点

缺陷类目标使得飞行器上存在表面的不连续结构,其电磁散射机理可以分为2种情况<sup>[20]</sup>:①雷达波掠入射时,在飞行器表面产生爬行波,在其传播路径上如果存在不连续的缺陷类目标,将会在不连续边界上激发二次散射场;②不同形式和结构的缺陷类目标自身对入射雷达波的直接响应,如缝隙、台阶和螺钉在雷达波照射时产生的反射、折射和绕射等。

缝隙、台阶等缺陷类目标与其他散射源的主要区别在于其不能独立存在,一定是依附于某种类型的载体上。例如,对于缝隙板,其对应的无缝平板就是缝隙的载体。

在理论计算中,载体可以无限大,此时缺陷类目标可等效为表面电磁流,用低频精确算法如矩量法进行求解,得到的结果即认为是缺陷类目标自身的散射(实际上是整个目标结果)。但实际建模和计算中,需要评估的缺陷类目标是依附于有限尺寸载体的,计算结果包含了目标表面各部分间相互耦合。

目前对缺陷类目标的测试采用的是常规测试方法,以含缺陷类目标的载体和光滑表面载体为被测目标,进行对比试验来获得缺陷类目标的散射特性。

此时,采用计算或试验方法得到的总散射可视为3部分<sup>[21]</sup>:①缺陷类目标本身的散射;②载体的散射;③载体边缘与缺陷类目标的耦合。这一散射特点导致了缺陷类目标散射结果很难真实地被反映出来。

## 2 缺陷类目标评估改进方法

### 2.1 方法原理

根据缺陷类目标的散射特点,在紧缩场中进行测量时,其目标信号可以表示为

$$S_T(f) = T_C(f) + T_{ZT}(f) + T_{EC}(f) + B(f) \quad (4)$$

式中: $T_C(f)$ 为缺陷类目标本身回波; $T_{ZT}(f)$ 为载体回波信号; $T_{EC}(f)$ 为载体边缘与缺陷类目标耦合产生的回波。上述回波信号均为复数矢量。

式(4)中,4种信号是矢量叠加的关系,载体回波信号 $T_{ZT}(f)$ 和背景回波 $B(f)$ 处于同等地位。载体相当于缺陷类目标的存在环境,但是研究缺陷本身的散射时又希望排除载体本身的散射。

为了得到更为完整、精确的缺陷类目标散射特性,提出一种基于矢量场相减理论的改进方法:把载体散射作为缺陷类目标的背景,也采用矢量对消的方式进行消除。

用 $E_\theta$ 、 $E_\varphi$ 表示含缺陷类目标载体的电场分量, $E_{\theta 1}$ 、 $E_{\varphi 1}$ 表示无缺陷类目标载体的电场分量,则矢量对消公式可以写为

$$E_{\text{far},\theta} = E_\theta - E_{\theta 1} \quad (5)$$

$$E_{\text{far},\varphi} = E_\varphi - E_{\varphi 1} \quad (6)$$

通过2组复数矢量的对消,得到不包含载体散射贡献的新的分量 $E_{\text{far},\theta}$ 和 $E_{\text{far},\varphi}$ 。

通过RCS的定义公式可得到对消后缺陷类目标的散射值,表示如下:

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi \frac{|RE_\theta|^2 + |RE_\varphi|^2}{|E_i|^2} = 4\pi \frac{|E_{\text{far},\theta}|^2 + |E_{\text{far},\varphi}|^2}{|E_i|^2} \quad (7)$$

### 2.2 方法实施步骤

改进方法在紧缩场中进行试验测量的具体实施步骤描述如下:

**步骤1** 按照常规RCS测量方法,测量包含目标支架在内的微波暗室背景,获得测试场地环境杂波信号 $B(f)$ 。

**步骤2** 在目标支架上放置标准体,如金属球,进行标准体测量,获得标准体回波信号 $S_C(f)$ ,用于RCS测量的定标。

**步骤3** 将载体置于目标支架上,将可替换的缺陷类目标区域用光滑表面替代,或者粘贴铝箔,确保该区域基本不产生散射。由于缺陷类目标不存在,此时也不存在载体边缘与缺陷类目标的耦合。在这种情况下,测量获得用于载体对消处理的目标背景信号为

$$B_T(f) = T_{ZT}(f) + B(f) \quad (8)$$

**步骤4** 保持载体姿态不变,将替换的光滑表面区域更换为缝隙、台阶等缺陷类被测目标,测量获得目标信号,见式(4)。

**步骤5** 定标处理中,采用背景矢量场相减技术时,对目标信号和标准体信号分别应用各自对应的背景信号,新的目标散射函数的定标方程为

$$\sigma_T(f) = \left| \frac{S_T(f) - B(f)}{S_C(f) - B(f)} \right|^2 \sigma_C(f) = \left| \frac{T_C(f) + T_{EC}(f)}{C(f)} \right|^2 \sigma_C(f) \quad (9)$$

由式(9)可见,当把载体作为目标背景进行测量时,可以分别获得场地背景回波 $B(f)$ ,以及包括载体在内的背景回波 $B_T(f)$ ,在进行背景对消和定标处理后,可以得到缺陷类目标的散射,排除了载体本身的散射。

改进方法把载体作为目标背景进行测量,并通过矢量场相减技术处理后,就能消除其对目标RCS测量的影响,从而实现对缝隙等缺陷类目标RCS的精确测量。

需要说明的是,这一结果包含载体边缘与缺陷类目标的耦合散射。由于载体边缘属于弱散射源,与缺陷类目标的耦合进一步减弱,可以认为该结果是单独缺陷类目标的散射特性。

### 2.3 方法优点

从方法的精度上看,矢量对消方法将测量载体作为目标背景看待,将不含缝隙、台阶等缺陷类目标的载体测量数据作为背景数据,通过背景对消实现缝隙、台阶等缺陷类目标和载体的散射分离,显著提高了缺陷类目标的测量精度。

从测试目标上看,载体做为背景存在,摆脱了对于超低散射载体的依赖,不需要将载体设计成水滴形、橄榄形等标准体形状,使得模拟缺陷类目标的区域不再受限于低散射载体有限的表面尺寸,从而有效地增加被测缝隙、台阶等缺陷类目标的尺寸,扩展了研究对象的范围。

从成本上看,传统方法采用的标准体形状特

殊,对设计加工以及精度要求高,本文方法对载体的形状、复杂程度以及精度等要求较低,有效降低了时间及经济成本。

### 3 改进方法验证

#### 3.1 单直缝隙目标分析验证

根据文献[14]建立如图1所示的单直缝隙模型来进行测试,以验证本文方法的准确性。模型包括含单直缝隙的正方形金属平板、不含缝隙的正方形金属平板;缝隙长度为200 mm,宽度为5 mm,入射频率为10 GHz,极化方式为水平极化(HH)。

通过测试得到含有单直缝隙和不含缝隙的正方形金属平板的RCS值,然后通过矢量对消得到缝隙的散射特性曲线,如图2实线所示,虚线为文献[14]对应的测试曲线。

从散射原理上分析,在正入射附近(入射角 $-30^\circ \sim 30^\circ$ )范围内,传统方法测试得到的散射是缝隙目标和载体的共同耦合作用,文献[14-15]认为缝隙本身的散射被载体的镜面散射所淹没,仅能间接观察分析。而改进方法将载体散射与缝隙散射分离开,并通过矢量对消方法抵消了载体的影响,得到了缝隙在此角域内的真实RCS值,即图2中较为平缓的散射曲线。

在侧向角域( $\pm 30^\circ \sim \pm 90^\circ$ ),缝隙散射强于

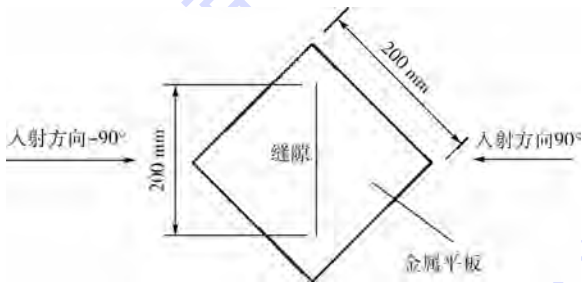


图1 单直缝隙测试模型<sup>[14]</sup>

Fig.1 Single-slit test model<sup>[14]</sup>

载体的散射,特别是 $\pm 60^\circ \sim \pm 90^\circ$ 范围内,缝隙引起的行波散射比无缝金属平板更强,此角域内载体散射对缝隙的干扰最小。文献[14-15]认为能够通过对比该范围的散射变化,得出缝隙在侧向带来的散射贡献;而图2中2种方法得到的散射曲线基本吻合,仅在入射角 $\pm 75^\circ$ 左右,缝隙与金属平板边缘耦合作用使得实线与虚线吻合度出现波动;这表明在较大角域内,改进方法得到的测试结果与传统方法的结果是一致的,均不含载体散射。

通过上述对比可知,本文方法得到的结果可靠,并提取出了缝隙在正向角域( $-30^\circ \sim 30^\circ$ )内的精确散射曲线,将缝隙散射数据扩展到了全角域,满足深入研究的需要。

#### 3.2 单直台阶目标分析验证

为了验证本文方法对复杂非标准体载体的适用性,建立了大尺寸非标准体载体模型,如图3所示。

在模型上表面设置可替换的大尺寸不同高度单直台阶目标,长度为900 mm,宽度为130 mm,高度分别为5 mm和10 mm。采用矢量对消方法对该模型进行测试,从而得到不同高度单直台阶的散射曲线,如图4所示。

分析图4可知,首先从散射对称性上看,台阶散射曲线关于 $0^\circ$ 入射角呈现弱对称性;其次,

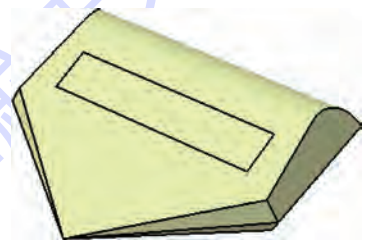


图3 大尺寸载体模型

Fig.3 Large-size carrier model

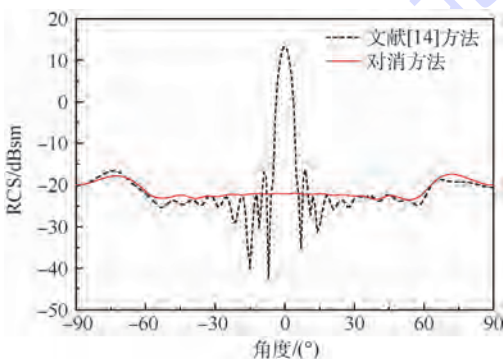


图2 2种方法单直缝隙散射结果对比

Fig.2 Comparison of single-slit scattering results between two methods

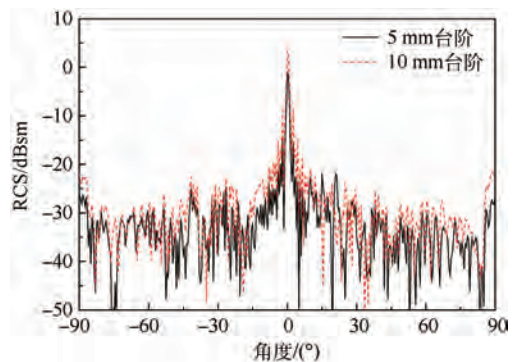


图4 不同高度单直台阶散射结果对比

Fig.4 Comparison of single-step scattering results with different heights

随台阶高度增加,曲线变化更加剧烈,散射明显增强。文献[8]采用平板载体对单直台阶散射特性进行了试验分析,其结论与本文是一致的。可见采用矢量对消方法测试台阶等缺陷类目标时,复杂外形的非标准载体与平板等低散射载体相比,测试结果基本吻合。通过矢量场对消,载体的影响作为目标背景从总体散射中分离出去,载体的外形及其复杂程度对缺陷类目标散射测量没有影响。

表1给出了长度为900 mm的不同高度单直台阶目标的散射均值。可知,±10°角域内台阶散射最强,这是由台阶目标的二面角散射决定的;全向范围内的台阶散射保持在一个相对大的量级上;台阶高度增加带来了约5 dB的散射增幅。

表1的数据说明,在载体形状不受限制的情况下,矢量对消方法可以得到较大尺寸缺陷类目标较为准确的散射结果。

表1 不同高度单直台阶电磁散射均值(HH极化)

Table 1 Average value of single-step electromagnetic scattering with different heights (HH polarization)

台阶高度/ mm	散射均值/dBsm			
	-10°~10° 角域	-30°~30° 角域	-90°~ -30° 角域	-90°~ -90° 角域
5	-13.21	-17.71	-32.08	-22.21
10	-8.52	-13.12	-29.26	-17.68

## 4 结论

1) 缺陷类目标的散射机理较为复杂,传统测试方法采用低散射目标作为载体,对有无缺陷类目标的测试结果进行对比,获得缺陷类目标产生的散射增幅,从而分析其散射特性。该方法受载体的影响大,无法获取全角域范围的缺陷类目标散射特性,也不适合较大尺寸的缺陷类目标。

2) 本文提出的矢量对消方法在测试中将载体视为目标背景的一部分,通过矢量场对消将载体从散射结果中分离出来,得到单纯的缺陷类目标的散射结果。该方法包含了全角域结果,且测试结果、目标尺寸均不受载体限制,具有精确度高、成本低的优点。

3) 随着低散射设计技术的发展,缺陷类目标的散射将成为减缩的重点,矢量对消方法将为设计者提供有效的分析手段。

## 参考文献 (References)

[1] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术[M]. 北京:国防工业出版社,1998.

RUAN Y Z. Radar cross section and stealth technology [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1998 (in Chinese).

[2] 朱劲松,于洋,王宝发. 飞行器结构缝隙电磁散射问题的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(1):99-102.

ZHU J S, YU Y, WANG B F. Research on electromagnetic scattering for aircraft structural slot [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(1):99-102 (in Chinese).

[3] 何国瑜,卢才成,洪家才,等. 电磁散射的计算和测量[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

HE G Y, LU C C, HONG J C, et al. The computation and test for RCS [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006 (in Chinese).

[4] 袁宁,聂小春,梁昌洪. 有限厚导电平板上任意缝隙的耦合特性分析[J]. 电波科学学报,1999,14(3):261-267.

YUAN N, NIE X C, LIANG C H. Analysis of coupling properties of an arbitrary slit in a thick conducting plate [J]. Chinese Journal of Radio Science, 1999, 14(3):261-267 (in Chinese).

[5] 黄沛霖,马冬立,武哲. 低 RCS 齿形挂架参数选择研究[J]. 北京航空航天大学学报,2001,27(3):293-296.

HUANG P L, MA D L, WU Z. Research on parameter selection of low RCS serrated pylon [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3):293-296 (in Chinese).

[6] 聂小春,葛德彪,阎玉波,等. 计算开槽电大目标电磁散射的 IPO-MOM 混合法[J]. 西安电子科技大学学报,1999,26(1):13-17.

NIE X C, GE D B, YAN Y B, et al. The hybrid method of IPO-MOM for scattering by large bodies with cracks [J]. Journal of Xidian University, 1999, 26(1):13-17 (in Chinese).

[7] 丁卫平,徐金平. 带有腔体或槽缝的电大尺寸目标电磁散射特性分析[J]. 电子学报,2002,30(6):815-818.

DING W P, XU J P. Evaluation of electromagnetic scattering by electrically large bodies with cracks and cavities on their surfaces [J]. Acta Electronica Sinica, 2002, 30(6):815-818 (in Chinese).

[8] 刘战合,黄沛霖,武哲. MLFMA 分析表面不连续特征散射特性[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版),2009,32(9):1430-1435.

LIU Z H, HUANG P L, WU Z. Analysis of scattering characteristics of surface discrete characters with MLFMA [J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2009, 32(9):1430-1435 (in Chinese).

[9] 刘战合,黄沛霖,高旭,等. MLFMA 用于不连续特征多频散射特性研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2009,10(2):60-65.

LIU Z H, HUANG P L, GAO X, et al. Multi-waves scattering characteristic of gaps in aircraft surface with MLFMA [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2009, 10(2):60-65 (in Chinese).

[10] 刘战合,蒋胜矩,姬金祖,等. 基于 MLFMA 的表面台阶多频散射特性[J]. 探测与控制学报,2009,31(z1):20-24.

LIU Z H, JIANG S J, JI J Z, et al. Multi-frequencies scattering characteristic of steps in surface based on MLFMA [J]. Journal of Detection & Control, 2009, 31(z1):20-24 (in Chinese).

- [11] 王钢林,武哲. FDTD算法中的时空匹配问题及其解决方法研究[J]. 航空学报,2007,28(5):1116-1121.  
WANG G L, WU Z. Problem of space and time matching in FDTD algorithm and research on solving it[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(5): 1116-1121 (in Chinese).
- [12] 李元新,张俏梅,龙云亮. 基于FDTD的微带漏波天线分析的新方法[J]. 电波科学学报,2007,22(4):637-640.  
LI Y X, ZHANG Q M, LONG Y L. New method for analysis of microstrip leaky wave antenna based on FDTD[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2007, 22(4): 637-640 (in Chinese).
- [13] 段洪,李建周,侯婷. 任意形状带隙结构电磁散射特性的精确分析[J]. 电子测量技术,2009,32(12):52-55.  
DUAN H, LI J Z, HOU T. Accurate analysis of the scattering characteristics from arbitrary slits structure[J]. Electronic Measurement Technology, 2009, 32(12): 52-55 (in Chinese).
- [14] 黄冲霖,刘战合. 飞行器表面缝隙电磁散射特性研究[J]. 航空学报,2008,29(3):675-680.  
HUANG P L, LIU Z H. Research on electromagnetic scattering characteristics of slits on aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 675-680 (in Chinese).
- [15] 高旭,刘战合,武哲. 缝隙目标电磁散射特性试验[J]. 航空学报,2008,29(6):1497-1501.  
GAO X, LIU Z H, WU Z. Experiment on scattering characteristics of serrate gap[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1497-1501 (in Chinese).
- [16] 桑建华,张宗斌,王烁. 低RCS飞行器表面弱散射源研究[J]. 航空工程进展,2012,3(3):257-262.  
SANG J H, ZHANG Z B, WANG S. Research on the radar cross section of weak scatterers on stealth vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 257-262 (in Chinese).
- [17] 柴建忠,高旭,刘学强,等. 几种载体表面缝隙对雷达目标特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2014,46(4):567-572.  
CHAI J Z, GAO X, LIU X Q, et al. Effect of gaps in different surfaces on radar target characteristic[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4): 567-572 (in Chinese).
- [18] 桑建华,周海. 飞行器表面电磁缺陷及雷达吸波材料应用[J]. 航空材料学报,2003,23(2):51-55.  
SANG J H, ZHOU H. The electromagnetic discontinuities of the aircraft surface and an application of the radar absorbing materials[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(2): 51-55 (in Chinese).
- [19] 庄钊文,袁乃昌,莫锦军,等. 军用目标雷达散射截面预估与测量[M]. 北京:科学出版社,2007.  
ZHUANG Z W, YUAN N C, MO J J, et al. Calculation and measurement of radar cross section of military targets[M]. Beijing: Science Press, 2007 (in Chinese).
- [20] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京:航空工业出版社,2013.  
SANG J H. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013 (in Chinese).
- [21] 张振利,倪维立. 缝隙及其与边缘的相互作用对目标散射的影响[J]. 电波科学学报,2001,16(3):301-305.  
ZHANG Z L, NI W L. The scattering by gaps and the multiple scattering between gaps and edges[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2001, 16(3): 301-305 (in Chinese).

#### 作者简介:

高旭 女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

赵京城 男,博士,讲师。主要研究方向:微波辐射散射测量、微波成像。

## Improved test method based on vector cancellation for scattering characteristic of discontinuous target

GAO Xu<sup>1</sup>, YANG Shuo<sup>2</sup>, CHAI Jianzhong<sup>1</sup>, ZHAO Jingcheng<sup>2,\*</sup>

(1. The First Aircraft Institute, AVIC, Xi'an 710089, China;

2. School of Electronics and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** For stealth aircraft, the scattering contribution of discontinuous targets becomes considerable. The common method is based on low scattering carrier and compares measurement results of carrier with discontinuity and that without discontinuity. The scattering increase of target with discontinuity is obtained to analyze its electromagnetic scattering characteristic. This method has disadvantages of low efficiency, small-size target and high cost. An improved method is presented based on vector cancellation, which regards carrier as part of target background and separates carrier scattering from result. The scattering characteristic of discontinuous target in whole angle region which is independent of carrier is obtained, and the result is more integrative and more accurate. By comparing with literature and validation analysis, the vector cancellation method can get scattering characteristic of discontinuous target in whole angle region. The test results and target size are unrelated to carrier, so that this method has advantages of high precision and low cost.

**Keywords:** discontinuity; vector cancellation; scattering measurement; carrier; scattering characteristics of targets

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0499

# 基于低相干光的光子晶体光纤熔点背向反射测量

徐小斌\*, 闫明, 滕飞, 吴春晓

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 光子晶体光纤(PCF)与传统单模光纤熔接时斜切熔接可以大大减小熔点处反射,但是仍然存在微弱的残余背向反射,为了精确测量该残余背向反射大小,本文基于低相干光干涉测量原理提出了一种 Mach-Zehnder 与 Michelson 混合型干涉仪。基于该干涉仪,对包层直径 125  $\mu\text{m}$  实芯光子晶体光纤与传统单模光纤斜 8° 熔点,以及包层直径 100  $\mu\text{m}$  实芯光子晶体光纤与传统单模光纤斜 8° 熔点处的背向反射进行了测量,得到背向反射率分别为 -52.12 dB 和 -49.35 dB,并获得了熔点的位置信息。该干涉仪为光子晶体光纤斜切熔点残余背向反射的精确定位和测量提供了工具和手段,为熔点质量的改善奠定了基础。

**关键词:** 光子晶体光纤(PCF); 斜切熔接; 背向反射; 低相干光; 干涉测量

**中图分类号:** TN292.11

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1300-06

目前的光子晶体光纤(Photonic Crystal Fiber, PCF)具有实芯和空芯 2 种纤芯结构。其中,实芯光子晶体光纤(Solid-Core Photonic Crystal Fiber, SC-PCF)又称为全内反射光子晶体光纤,其横截面上周期性地分布着空气孔,横截面中心是一个空气孔缺失形成的缺陷,该缺陷区域充当纤芯,外围空气孔与石英基质形成的周期性结构相当于包层<sup>[1]</sup>,从宏观上看,由于空气孔的存在,包层有效折射率低于芯区石英玻璃折射率,从而保证了光的全反射传输。空芯光子晶体光纤(Hollow-Core Photonic Crystal Fiber, HC-PCF)可以视为一种带有缺陷的二维光子晶体,其包层中周期性排列的空气孔构成一个光子晶体,从而具有光子带隙,使特定频率的光无法在包层中传输,在包层的中心引入一个扩大的空气孔造成结构缺陷,就能够将光限制在这一缺陷中传输<sup>[2]</sup>。与传统光纤相比,光子晶体光纤具有无截止单模传输特性<sup>[3]</sup>、可控色散特性<sup>[4]</sup>、可控非线性特性<sup>[5]</sup>、高双折射特

性<sup>[6]</sup>等优点,在光纤激光器<sup>[7]</sup>、超连续谱光源<sup>[8]</sup>以及光纤传感<sup>[9]</sup>等领域有许多重要应用。

实芯光子晶体光纤的纤芯材料一般为纯净的 SiO<sub>2</sub>(折射率  $n \approx 1.445$ ),空芯光子晶体光纤的纤芯为空气( $n \approx 1$ ),而传统单模光纤(Single Mode Fiber, SMF)为了满足全反射传输,在其纤芯 SiO<sub>2</sub>中掺锗以增大折射率( $n \approx 1.4527$ )。因此,当光子晶体光纤(特别是空芯光子晶体光纤)与传统单模光纤正常熔接时(熔接端面与光轴垂直),由于折射率的突变,会产生大的背向反射点。反射光波对某些应用(如光纤陀螺<sup>[10]</sup>)会有较大的影响,所以通常采用斜 8° 熔接的方式,以减小熔点处的背向反射<sup>[11]</sup>。这种斜 8° 熔接方式仍然会残留背向反射,其残余反射强度受熔接质量影响较大,限制其在高精度传感领域的应用,所以精确得到其残余反射大小非常重要。然而,光路系统中光纤端面、光纤器件和其他熔点必然存在反射,利用测返回光功率的传统方法<sup>[12]</sup>很难区分光子晶

收稿日期: 2016-06-08; 录用日期: 2016-09-09; 网络出版时间: 2016-10-18 11:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161018.1137.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61575012, 61575013)

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

**引用格式:** 徐小斌, 闫明, 滕飞, 等. 基于低相干光的光子晶体光纤熔点背向反射测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1300-1305. XU X B, YAN M, TENG F, et al. Measurement for back-reflection of photonic crystal fiber fusion splicing point based on low-coherence light[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1300-1305 (in Chinese).

体光纤熔点导致的反射强度。因此,本文利用低相干光干涉测量原理,提出了一种 Mach-Zehnder 与 Michelson 混合型干涉仪,能够准确测量熔点处残余背向反射的位置和强度,同时为评估传统单模光纤与光子晶体光纤熔接质量提供了有效的工具。

## 1 测量原理

光子晶体光纤与传统单模光纤熔点背向反射的传统测量方法如图 1 所示。激光光源发出的光经环形器进入待测光纤,并在熔点处发生菲涅尔反射。反射光沿原光路返回环形器,并经过环形器进入探测器,由探测器即可直接获得背向反射光的光功率。由于环形器自身的回波损耗(一般在  $-60 \sim -50$  dB)及光纤尾端反射的存在,该测量方法存在一定的测量误差。当熔点背向反射较大时(如图 2 所示空芯光子晶体光纤与传统单模光纤正常熔接时的熔点,其回波损耗约  $-16$  dB<sup>[11]</sup>),该测量误差一般可以忽略。当熔点采用斜  $8^\circ$  熔接时,其背向反射大大减小。熔点处的背向反射极易被环形器内部的反射和光纤尾端反射所淹没,利用该方法无法准确获得熔点背向反射的大小。

为了准确测量光子晶体光纤与传统单模光纤斜切熔点处微弱的残余背向反射,本文提出了一种 Mazh-Zehnder 和 Michelson 混合型干涉仪,如图 3 所示,通过低相干光干涉实现背向反射强度测量<sup>[13]</sup>。图中:ASE为放大自发辐射(amplified

spontaneous emission)光源。其中,光源为低相干光源,其发出的低相干光经耦合器分为光功率之比为  $99:1$  的两束光  $W_1$ 、 $W_2$ ,并分别通过环形器 1、环形器 2 进入测量光路和参考光路。进入测量光路的  $W_1$  传输到待测光纤熔点处时,产生待测的背向反射光  $W_s$ (光强为  $I_s$ );进入参考光路的  $W_2$  经全反射镜反射,产生参考光  $W_r$ (光强为  $I_r$ )。待测背向反射光  $W_s$  与参考光  $W_r$  分别经环形器 1、环形器 2 进入 Y 波导的两支路,经 Y 波导耦合。改变反射镜的位置,参考光  $W_r$  的光程将随之改变,当  $W_r$  与  $W_s$  的光程差  $\Delta L$  小于光源的相干长度  $L_c$  时,两束光将发生干涉,考虑光源中心波长为  $\lambda_0$ ,其干涉信号强度  $I_{in}$  为<sup>[14]</sup>

$$I_{in} = I_s + I_r + 2\sqrt{I_s I_r} \cos \varphi \quad (1)$$

式中:  $\varphi = 2\pi\Delta L/\lambda_0$  为  $W_r$  与  $W_s$  的相位差。

在 Y 波导上施加方波信号,对干涉信号进行  $\pm \pi/2$  的相位调制,并采用相关检测的方法,实现干涉信号的高精度测量。

连续改变参考光路反射镜的位置,当  $W_r$  与  $W_s$  的光程差在  $-L_c \sim L_c$  连续变化时,干涉信号强度如图 4 所示呈快速的余弦变化;继续改变反射镜的位置,当  $W_r$  与  $W_s$  的光程差大于  $L_c$  时,两束光将失去相干性,探测器测得的光强将不再变化。通过测量余弦信号的最大峰峰值  $I_{pp}$ ,即可计算出熔点处的背向反射强度:

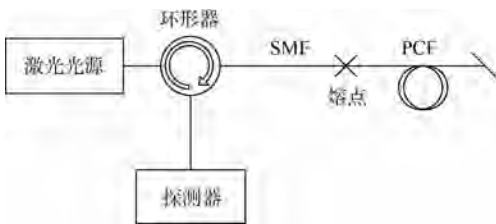


图1 熔点背向反射的传统测量方法

Fig.1 Traditional measurement method of fusion splicing point back-reflection

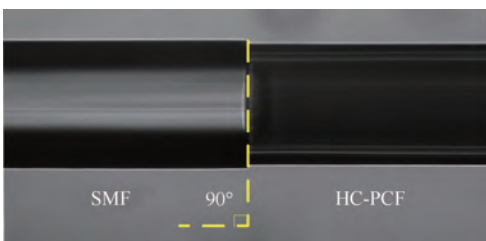


图2 空芯光子晶体光纤与传统单模光纤熔点的侧视图

Fig.2 Side view of fusion splicing points of HC-PCF and conventional SMF

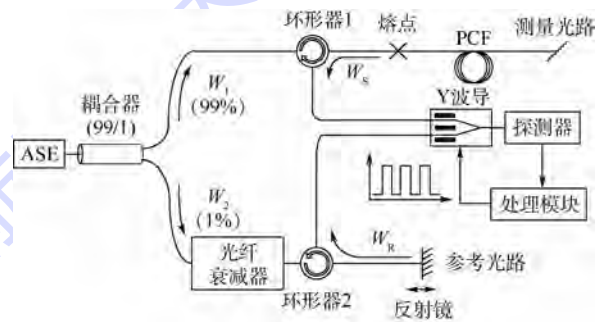


图3 光纤背向反射测试装置原理

Fig.3 Schematic of test setup for fiber back-reflection measurements

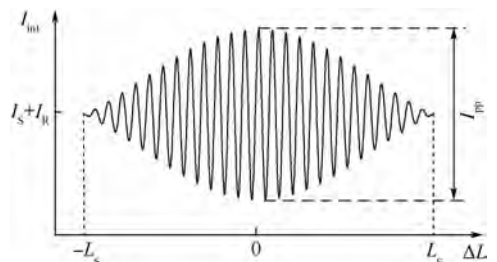


图4 低相干光干涉光强示意图

Fig.4 Schematic of low-coherence light interference intensity

$$I_s = \frac{I_{pp}^2}{16I_R} \quad (2)$$

根据低相干光的等光程干涉原理,由干涉信号强度达到峰值时参考光路反射镜的位置即可确定测量光路相应背向反射发生的位置。

分辨率是系统能分辨的最小空间间隔,是衡量系统的指标之一。当测量光路中存在2个或多个反射点时,假设其中相邻的2个点为 $P_1$ 、 $P_2$ ,它们的光程差为 $\Delta l$ (见图5)。则当 $P_1$ 、 $P_2$ 相距很近,使2点的光程差 $\Delta l < L_c$ 时, $P_1$ 、 $P_2$ 反射光产生的干涉条纹将发生重叠,此时系统不能分辨;当 $P_1$ 与 $P_2$ 的光程差 $\Delta l > L_c$ 时, $P_1$ 、 $P_2$ 的反射光属于不同波列,它们与参考光的干涉信号相互独立,此时系统可以正确分辨出2个反射点,因此该装置的空间分辨率 $G$ 为<sup>[14-15]</sup>

$$G = \frac{L_c}{2n} = A \frac{\lambda_0^2}{2n\Delta\lambda} \quad (3)$$

式中: $\Delta\lambda$ 为光源的谱宽; $A$ 为由低相干光源谱型决定的系数。

由式(3)可知,该装置的空间分辨率主要由光源的谱特性决定。实验使用的低相干光源的光谱如图6所示,光源的中心波长 $\lambda_0 = 1550.4 \text{ nm}$ ,谱宽 $\Delta\lambda = 38.8 \text{ nm}$ ,光源谱型为矩形谱,系数 $A \approx$

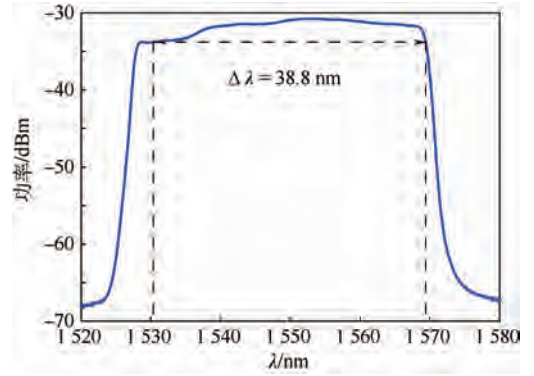


图6 光源的光谱

Fig.6 Spectrum of light source

1.2<sup>[15]</sup>。因此,该装置的空间分辨率 $G \approx 37 \mu\text{m}$ (真空中, $n \approx 1$ ),可以实现反射点的精确定位测量,从而消除测量光路中其他位置反射(如光纤尾端反射、器件内部反射和其他熔点的反射等)对熔点背向反射测量的影响。

## 2 测量结果

本文使用第1节的测量原理对包层直径为 $125 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤与传统单模光纤的斜切熔点进行了测量。其中,包层直径 $125 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤的结构如图7(a)所示,光纤的纤芯直径约为 $10.3 \mu\text{m}$ ;传统单模光纤的端面如图7(b)所示,其纤芯直径约为 $9 \mu\text{m}$ ,包层直径约 $125 \mu\text{m}$ 。两光纤均采用斜 $8^\circ$ 切割,其熔点的侧视图如图8(a)所示,左侧为传统单模光纤,右侧为实芯光子晶体光纤,熔接后两光纤介面法线与光轴的夹角为 $8^\circ$ ,入射光由传统单模光纤向光子晶体光纤传输。当入射光被介面反射后,一部分反射光无法耦合进入射光纤而逸出,从而降低了熔点处的背向反射光强。该熔点背向反射光强的测量结果如图8(b)所示。当反射镜位置为 $27 \text{ mm}$ 时,测得的背向反射光强迅速增大,产生一个峰,

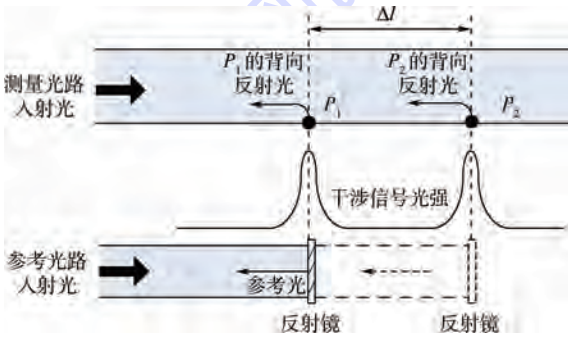
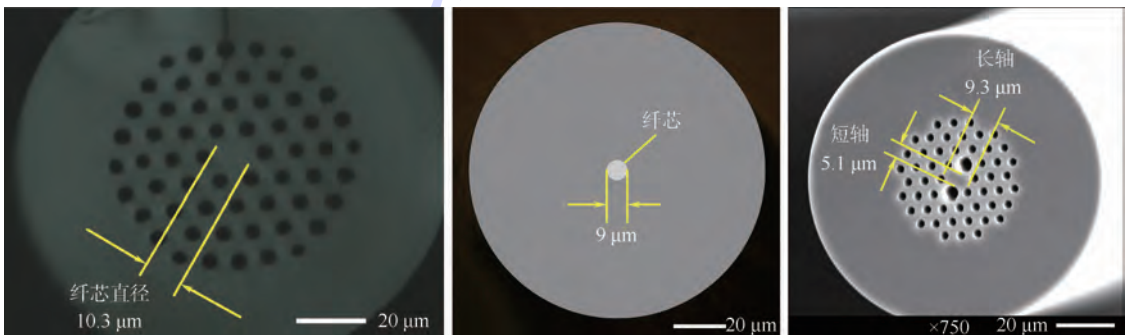


图5 多个反射点的定位测量示意图

Fig.5 Schematic of positioning measurement of multiple reflection points



(a) 包层直径 $125 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤

(b) 传统单模光纤

(c) 包层直径 $100 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤

图7 实芯光子晶体光纤与传统单模光纤的端面图

Fig.7 End cross-section of SC-PCF and conventional SMF

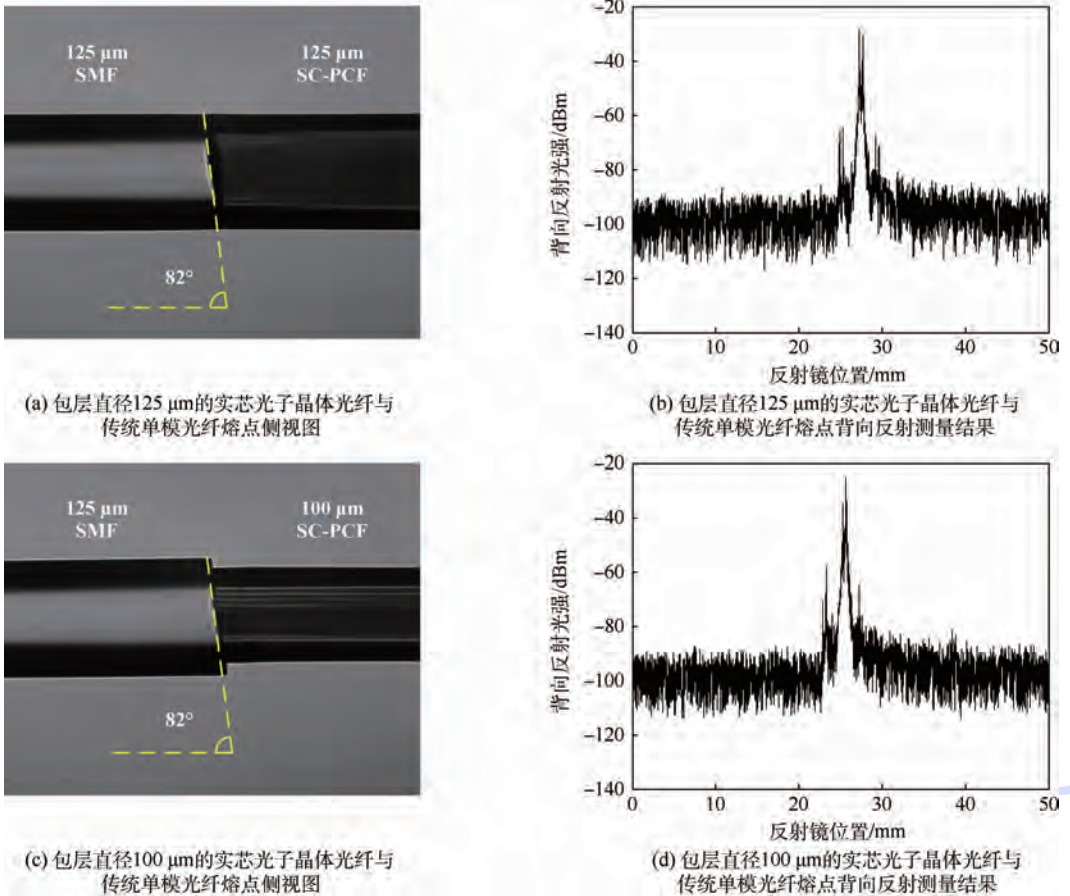


图 8 实芯光子晶体光纤与传统单模光纤斜切熔点侧视图及相应的背向反射测量结果

Fig. 8 Side view of angle-cleaved fusion splicing points of SC-PCF and conventional SMF and their back-reflection measurement results

该峰即为光子晶体光纤斜切熔点的反射峰,其峰值处的光强约为  $-28.18 \text{ dBm}$ 。考虑到测量光路的输入光强为  $23.94 \text{ dBm}$ ,可以得到熔点处的背向反射率(背向反射光强与测量光路入射光强之比)为  $-52.12 \text{ dB}$ 。

另外,利用该测量原理测试了包层直径为  $100 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤与传统单模光纤斜切熔点的背向反射光强,实验中使用的包层直径为  $100 \mu\text{m}$ 的实芯光子晶体光纤为保偏光子晶体光纤,其端面如图 7(c)所示,其纤芯近似于一个长轴  $9.3 \mu\text{m}$ 、短轴  $5.1 \mu\text{m}$ 的椭圆,它与传统单模光纤的斜  $8^\circ$ 熔点如图 8(c)所示。当光由传统单模光纤入射到光子晶体光纤时,熔点处背向反射测量结果如图 8(d)所示,得到熔点处的背向反射光强为  $-25.41 \text{ dBm}$ ,相应的背向反射率约为  $-49.35 \text{ dB}$ 。

### 3 讨论

已知传统单模光纤的纤芯材料为掺锗  $\text{SiO}_2$ ,其折射率约为  $1.4527$  ( $\lambda = 1.55 \mu\text{m}$ ),实芯光子

晶体光纤的纤芯材料为纯  $\text{SiO}_2$ ,折射率约为  $1.445$  ( $\lambda = 1.55 \mu\text{m}$ ),两光纤的纤芯折射率存在差异,在两光纤的熔接端面处将产生菲涅尔反射,其反射率  $\rho$  满足<sup>[16]</sup>:

$$\rho = \frac{1}{2} \left( \frac{\sin^2(i - i')}{\sin^2(i + i')} + \frac{\tan^2(i - i')}{\tan^2(i + i')} \right) \quad (4)$$

式中: $i$ 为入射角; $i'$ 为折射角。由于端面采用斜  $8^\circ$ 熔接,入射角  $i \approx 8^\circ$ ,折射角  $i'$ 可由折射定律求出,由此计算该端面的反射率为  $-51.51 \text{ dB}$ 。

由于入射角  $i$ 不等于  $0$ ,反射光将以  $2i$ 的角度返回,大部分反射光将不再满足全反射条件而从包层泄漏出去(见图 9),因此,光纤熔接端面的背向反射远小于  $-51.51 \text{ dB}$ 。根据场耦合理

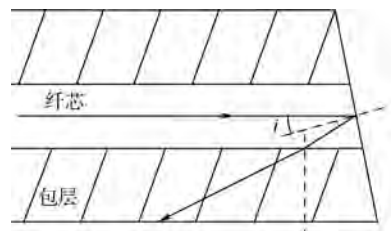


图 9 光纤斜切端面的反射示意图

Fig. 9 Schematic of reflection on angle-cleaved fiber end face

论,斜切时光纤端面的反射光耦合效率  $\eta$  为<sup>[17]</sup>

$$\eta = \frac{2\cos(2i)}{1 + \cos^2(2i)} \exp\left[\frac{-\sin^2(2i)}{2(1 + \cos^2(2i))} \left(n_1\omega_0 \frac{2\pi}{\lambda}\right)\right] \quad (5)$$

式中: $\omega_0$  为入射光的模场半径,约为  $5 \mu\text{m}$ ;  $n_1$  为入射光所在光纤的纤芯折射率。

由式(4)和式(5)可计算传统单模光纤与实芯光子晶体光纤斜  $8^\circ$  熔点背向反射率的理论值  $R_{br} = \rho\eta \approx -125.6 \text{ dB}$ 。该理论值远小于包层直径为  $125 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤熔点实测结果  $-52.12 \text{ dB}$ ,由此可知,包层直径为  $125 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤与传统单模光纤熔点的熔接情况并不理想,熔接质量较差,这可能是切割端面不光滑、切割角度不匹配或空气孔塌陷等因素造成的。此外,实验测得包层直径为  $100 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤熔点的背向反射率约  $-49.35 \text{ dB}$ ,比包层直径为  $125 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤熔点的背向反射率大  $2.77 \text{ dB}$ 。造成这种差异的原因推测为包层直径  $100 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤与传统单模光纤的纤芯直径不匹配。包层直径为  $100 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤的纤芯面积小于传统单模光纤的纤芯面积。当光从传统单模光纤的纤芯射出时,部分光直接入射到光子晶体光纤包层的空气孔中,从而增大了分界面处的菲涅尔反射,熔点处的背向反射随之增加。因此,根据实验结果可知,这种实芯光子晶体光纤与传统单模光纤的纤芯直径不匹配对熔点的背向反射有较大影响。

## 4 结 论

1) 利用低相干光干涉测量原理,设计了一种 Mach-Zehnder 与 Michelson 混合型干涉仪,分别对包层直径为  $125 \mu\text{m}$  和  $100 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤斜  $8^\circ$  熔点的背向反射进行了精确定位测量,成功解决了传统测量方法无法消除光纤尾端反射误差和器件内部回波误差的问题。

2) 实验测得 2 种光纤斜  $8^\circ$  熔点的背向反射率分别为  $-52.12 \text{ dB}$  和  $-49.35 \text{ dB}$ ,均远大于理论计算结果的  $-125.6 \text{ dB}$ ,证明两熔点的熔接质量不理想。此外,包层直径  $100 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤的纤芯直径与传统单模光纤的纤芯直径不匹配,使其斜  $8^\circ$  熔点背向反射率比包层直径  $125 \mu\text{m}$  的实芯光子晶体光纤熔点的背向反射率大  $2.77 \text{ dB}$ ,证明纤芯直径不匹配对熔接质量有较大影响。

## 参考文献 (References)

- [1] KNIGHT J C, BIRKS T A, RUSSELL P S J, et al. Properties of photonic crystal fiber and the effective index model[J]. Journal of the Optical Society of America A, 1998, 15(3): 748-752.
- [2] 丁文慧. 光子晶体光纤传感技术的研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015: 2-4.
- [3] DING W H. Investigation of photonic crystal fiber sensor[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015: 2-4 (in Chinese).
- [4] DONG L, MCKAY H A, FU L. All-glass endless single-mode photonic crystal fibers[J]. Optics Letters, 2008, 33(21): 2440-2442.
- [5] SAITOH K, FLOROUS N, KOSHIBA M. Ultra-flattened chromatic dispersion controllability using a defected-core photonic crystal fiber with low confinement losses[J]. Optics Express, 2005, 13(21): 8365-8371.
- [6] HENSLEY C J, OUZOUNOV D G, GAETA A L, et al. Silica-glass contribution to the effective nonlinearity of hollow-core photonic band-gap fibers[J]. Optics Express, 2007, 15(6): 3507-3512.
- [7] XU Q, MIAO R, ZHANG Y. High birefringence low-dispersion of nonlinear photonic crystal fiber[J]. Optik-International Journal for Light and Electron Optics, 2013, 124(15): 2269-2272.
- [8] LIMPET J, SCHREIBER T, NOLTE S, et al. High-power air-clad large-mode-area photonic crystal fiber laser[J]. Optics Express, 2003, 11(7): 818-823.
- [9] TIAN L, WEI L, FENG G. Numerical simulation of supercontinuum generation in liquid-filled photonic crystal fibers with a normal flat dispersion profile[J]. Optics Communications, 2015, 334(1): 196-202.
- [10] WU D K C, KUHLMEY B T, EGGLETON B J. Ultrasensitive photonic crystal fiber refractive index sensor[J]. Optics Letters, 2009, 34(3): 322-324.
- [11] XU X B, ZHANG Z H, ZHANG Z C, et al. Method for measurement of fusion-splicing-induced reflection in a photonic band gap fiber-optical gyro[J]. Chinese Optics Letters, 2015, 13(3): 030601.
- [12] COUNY F, BENABID F, LIGHT P S. Reduction of fresnel back-reflection at splice interface between hollow core PCF and single-mode fiber[J]. IEEE Photonics Technology Letters, 2007, 19(13): 1020-1022.
- [13] WANG C, BRADLEY T, WANG Y, et al. Angle splice of large-core kagome hollow-core photonic crystal fiber for gas-filled microcells[C] // CLEO: Science and Innovations. Washington, D. C.: Optical Society of America, 2013: 1-2.
- [14] SORIN W V, BANEY D M. A simple intensity noise reduction technique for optical low-coherence reflectometry[J]. IEEE Photonics Technology Letters, 1992, 4(12): 1404-1406.
- [15] 黄延毅. 低相干度光学反射测量技术的应用研究[D]. 广州: 中山大学, 2005: 13-20.
- [16] HUANG Y Y. Study on the low coherence reflectometry technique[D]. Guangzhou: Sun Yat-Sen University, 2005: 13-20 (in Chinese).
- [17] THOMAS J. Low-coherence, high-resolution optical reflectometry for fiber length measurement[D]. Lawrence: University of Kansas, 2002: 5-7.
- [18] 郁道银. 工程光学[M]. 3版. 北京: 机械工业出版社, 2011:

83-84.

YU D Y. Engineering optics [M]. 3rd ed. Beijing: China Machine Press, 2011: 83-84 (in Chinese).

[17] 王素芹, 阮玉, 殷东亮, 等. C-lens 准直器回波损耗的理论计算与分析[J]. 光电子技术与信息, 2003, 16(1): 24-28.

WANG S Q, RUAN Y, YIN D L, et al. The calculation and ana-

lizing of the RL of C-lens collimator[J]. Optoelectronic Technology & Information, 2003, 16(1): 24-28 (in Chinese).

作者简介:

徐小斌 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 光子晶体光纤及传感。

## Measurement for back-reflection of photonic crystal fiber fusion splicing point based on low-coherence light

XU Xiaobin\*, YAN Ming, TENG Fei, WU Chunxiao

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

**Abstract:** Although angle-cleaved fusion splice can greatly reduce the reflection of the fusion splicing point between photonic crystal fiber (PCF) and conventional single mode fiber, a weak residual back-reflection still exists at the fusion splicing point. A Mach-Zehnder and Michelson hybrid interferometer based on the principle of low-coherence interferometry was designed to achieve accurate positioning measurement of the residual back-reflection. Utilizing the interferometer, a  $-52.12$  dB back reflectance of the  $8^\circ$  oblique splicing point between  $125\ \mu\text{m}$  cladding diameter solid-core PCF and conventional single mode fiber and a  $-49.35$  dB back reflectance of the  $8^\circ$  oblique splicing point between  $100\ \mu\text{m}$  cladding diameter solid-core PCF and conventional single mode fiber were obtained. The locations of the two fusion splicing points were also acquired. The interferometer provides tools and means for precise positioning and measurement of the residual back-reflection of PCF angle-cleaved fusion splicing point, and lays a foundation for the quality improvement of the fusion splicing point.

**Keywords:** photonic crystal fiber (PCF); angle-cleaved fusion splice; back-reflection; low-coherence light; interferometry

Received: 2016-06-08; Accepted: 2016-09-09; Published online: 2016-10-18 11:37

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161018.1137.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161018.1137.002.html)

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61575012, 61575013)

\* Corresponding author. E-mail: [xuxiaobin@buaa.edu.cn](mailto:xuxiaobin@buaa.edu.cn)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0512

# 基于遗传算法的飞行管理系统余度配置优化方法



霍琳<sup>1,\*</sup>, 费思邈<sup>2</sup>

(1. 沈阳航空航天大学 安全工程学院, 沈阳 110136; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110031)

**摘 要:** 余度设计是飞行管理系统研制过程中提升其安全性的主要手段之一。针对余度设计受制造预算(经济性)与使用阶段维修保障资源消耗(可靠性)的制约问题,基于飞行管理系统的安全性、基本可靠性及经济性数学模型,利用改进后适用于整数优化的遗传算法,提出了一种以安全性为目标、基本可靠性与经济性为约束的余度配置优化方法,并以实例说明其适用于较为复杂系统的余度配置优化。经过敏感性分析发现,安全性指标最优值随着基本可靠性约束下限的提高而降低,随着经济性约束上限的增加而增加。2种约束条件对优化目标竞争约束,在同一时刻只有1种约束条件起主要约束作用。

**关键词:** 余度优化; 安全性优化; 遗传算法; 飞行管理系统; 基本可靠性

**中图分类号:** V240.2; X913.4

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1306-07

飞行管理系统(以下简称飞管系统)是现代航空装备电子系统的基本组成部分,其实现了飞机飞行过程中全过程控制与管理,是保障飞机安全性的重要系统<sup>[1]</sup>。

飞管系统安全性设计过程中,预算和后续维修保障成本是2个主要制约因素<sup>[2]</sup>。航空装备研制、装备使用、维护过程中,在保证多种约束条件同时满足的情况下,如何尽可能提高飞管系统安全性是航空装备研制必须要考虑的问题。

航空装备全生命周期成本可以分为设计制造阶段成本与使用过程中维修保障的成本。设计制造阶段成本在不考虑研制费用的情况下,主要体现在设备采购预算(下文称经济性);而使用过程中维修保障的成本通常利用基本可靠性作为约束<sup>[3]</sup>,因为基本可靠性直接反映了各设备故障对维修保障资源的消耗。

对于飞管系统而言,提升系统安全性的主要手段之一是进行余度设计。然而,在余度设计过程中,安全性与经济性、基本可靠性存在着相互制

约的关系,因而如何对三者进行综合权衡,实现合理的余度配置,是航空装备设计过程中的重要问题。通过国内外文献梳理和飞机设计企业调研,目前工程上尚缺乏针对三者制约权衡关系,且同时适用于高复杂度系统的最优余度设计方法。

从安全性、经济性、基本可靠性三者制约权衡关系的角度,选择最为适合的余度配置方案,从本质上看实质是非线性整数规划问题。以可靠性为目标,经济成本为约束的余度最优配置问题,即为非线性整数规划问题。由于整数规划问题的可行解区域为离散点,通常不能直接使用基于连续区域的求解算法,传统的整数规划算法包括分支定界法、割平面法、分解算法、图论法、交集及交集余集解法、罚函数法、群论法等<sup>[4-6]</sup>。上述传统整数规划算法主要属于一种确定性算法,即从一个搜索点到另一个搜索点的转移有确定的转移方法和转移关系。然而,传统整数规划算法适用于小规模决策空间的问题,当求解问题为非线性、大规模决策空间时,计算时间将极大增加,甚至无法求

收稿日期: 2016-06-14; 录用日期: 2016-06-20; 网络出版时间: 2016-09-01 11:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160901.1142.002.html

\* 通讯作者: E-mail: helen0404@icloud.com

**引用格式:** 霍琳, 费思邈. 基于遗传算法的飞行管理系统余度配置优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1306-1312.  
HUO L, FEI S M. Flight management system redundancy optimization method based on genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1306-1312 (in Chinese).

解。例如本文所阐述的余度配置优化问题,需要在  $6 \times 10^7$  种可能性中选择最优余度配置策略,传统算法求解需要耗时几周;另一方面,本问题的非凸特性使得大部分传统规划算法不能使用。与传统整数规划算法相对应的智能优化算法广泛采用并行搜索技术,克服了传统规划算法的单点搜索效率低问题。遗传算法是典型的智能启发式优化算法,它是模拟生物在自然环境中的遗传和进化过程而形成的一种自适应全局优化算法。

为了提高遗传算法在求解整数规划问题时的寻优收敛速度和求解效率,在决策变量和约束条件很多时,大部分文献对遗传算法的编码和算子进行了改进<sup>[7]</sup>。例如,文献[8]通过改变遗传算法编码形式,使之更适用于整数规划。本文针对飞管系统的余度配置优化问题,在保证种群多样性的前提下,通过引入不同交叉、选择、变异算子,实现算法在整数约束下快速收敛。

本文以航空装备飞管系统为研究背景,基于飞管系统的安全性、基本可靠性及经济性数学模型,利用改进后适用于整数优化的遗传算法,提出一种以安全性为目标、基本可靠性与经济性为约束的余度配置优化方法,并进行敏感性分析得到了三者余度配置方面综合权衡的若干规律。

## 1 飞管系统组成

飞管系统是以计算机为核心的高级区域导航、制导系统和性能管理系统。

飞管系统通常由控制系统、传感器系统、伺服作动系统构成,每个子系统又通常采用余度设计的方法,把失效率相对较高或重要度较高的设备进行多余度备份<sup>[9-10]</sup>。采用较多的余度数量通常会提高飞行器安全性,但是同样会导致飞机成本上升。因此,良好的余度配置应该是两者综合权衡的结果。对于结构简单的系统或设备,可采用枚举法尝试多种余度设置策略对不同设计因素的影响,例如多次尝试某一总线不同的余度设置方案,寻找安全性较高,同时全生命周期成本的余度设置方案。然而,一旦系统复杂度提升到一定程度,余度设置方案的数量呈指数增长,随着越来越多的设计因素纳入考虑范围,余度设置可行域无可避免地组合爆炸<sup>[11-13]</sup>。面对这种非线性混合整数优化问题,本文提出一种适用于整数优化的遗传算法,解决最优余度配置选取问题。本文考虑的飞管系统构成如图1所示。

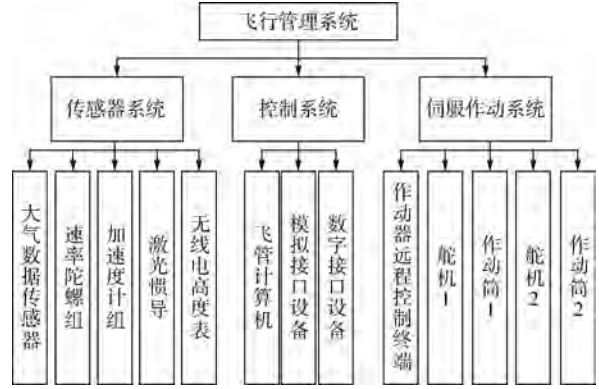


图1 飞管系统组成

Fig. 1 Composition of flight management system

## 2 飞管系统建模

### 2.1 飞管系统基本可靠性模型

基本可靠性反映的是产品对维修资源的需求,定义为产品在规定条件下无故障工作的能力,因此基本可靠性模型是全串联模型。

$$R = (R_1)^{N_1} (R_2)^{N_2} (R_3)^{N_3} (R_4)^{N_4} (R_5)^{N_5} \cdot R_6 R_7 R_8 (R_9)^{N_6} (R_{10} R_{11})^{N_7} (R_{12} R_{13})^{N_8} \quad (1)$$

式中:  $R_1 \sim R_{13}$  为图1第3层所示设备在时刻  $t$  的可靠性;  $N_1 \sim N_8$  为需要进行优化的余度数量。由于控制系统3个设备从功能要求上来说不需要进行额外的余度配置,因此模型中并没有设定这3个设备的余度数量。

### 2.2 飞管系统安全性模型

安全性实际上反映了飞机的安全,也就是说关注的是飞管系统发生哪些故障会导致飞机自身的安全受到损害。安全性的表征方法较多,目前航空武器装备研制普遍采用概率形式指标,其定义与可靠性类似。为了把安全性量化,本文参考国军标 GJB 451A—2005 安全性的内涵<sup>[14]</sup>,将飞管系统安全性指标定义为:飞管系统在规定的时间内、规定的条件不发生致命性故障的概率,其中致命性故障指的是由于自身设计原因导致飞机自身非战斗损失的故障,其平均间隔时间用 MTBCF 表示。安全性指标用符号  $S$  表示<sup>[15]</sup>。

由定义可知,安全性指标的计算公式与可靠性类似。区别在于可靠性关注无故障概率,计算时使用 MTBF 作为参数,而安全性指标重点关注无致命性(非战斗损伤)故障的概率,计算时使用 MTBCF 作为参数。

经过故障树分析,安全性指标表达式如下:

$$S = [1 - (1 - S_1)^{N_1}] [1 - (1 - S_2)^{N_2}] [1 - (1 - S_3)^{N_3}] \cdot [1 - (1 - S_4)^{N_4}] [1 - (1 - S_5)^{N_5}] S_6 S_7 S_8 \cdot$$

$$\frac{[1 - (1 - S_9)^{N_6}][1 - (1 - S_{10}S_{11})^{N_7}] \cdot [1 - (1 - S_{12}S_{13})^{N_8}]}{(2)}$$

式中:  $S_1 \sim S_{13}$  为图 1 第 3 层所示设备在时刻  $t$  的发生影响飞机安全的故障的概率。

### 2.3 飞管系统经济性模型

经济性主要考量增加余度配置而带来的成本增加,在不考虑设计要素等其他因素情况,经济性模型如下:

$$C = \sum_{i=1}^5 C_i N_i + \sum_{i=6}^8 C_i + C_9 N_6 + (C_{10} + C_{11}) N_7 + (C_{12} + C_{13}) N_8 \quad (3)$$

式中:  $C_1 \sim C_{13}$  为图 1 第 3 层所示设备的单价。

## 3 余度配置优化方法

从本质上讲,以可靠性为目标、经济成本为约束的余度最优配置问题是非线性整数规划问题。遗传算法适用于求解非线性优化问题,具有良好的全局最优特性。遗传算法运行流程如图 2 所示。

传统遗传算法最大的问题在于决策变量适用于连续变量,若决策变量为余度等整数,需要对交叉、变异及适应度函数进行相应的调整。在决策变量为整数的情况下,使优化结果稳定,且不易陷入局部最优。

为了使遗传算法具备整数优化的能力,需要分别设计交叉算子、变异算子及整数约束选择方法。

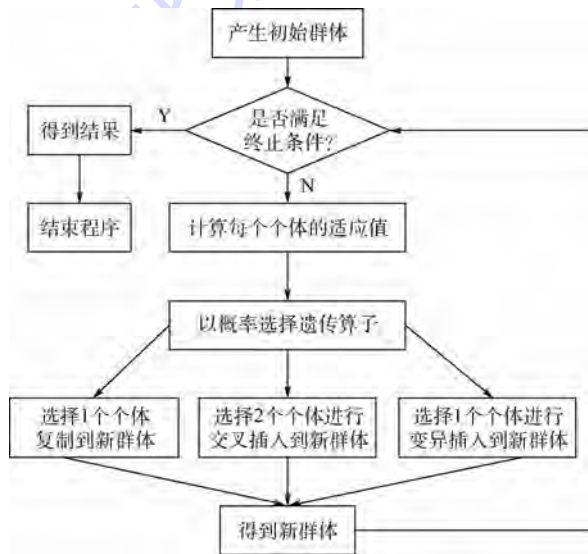


图 2 遗传算法流程图

Fig. 2 Flowchart of genetic algorithm

### 3.1 交叉算子

若 2 个父代个体  $x^1 = (x_1^1, x_2^1, \dots, x_n^1)$ ,  $x^2 = (x_1^2, x_2^2, \dots, x_n^2)$ , 生成了 2 个子代个体  $y^1 = (y_1^1, y_2^1, \dots, y_n^1)$ ,  $y^2 = (y_1^2, y_2^2, \dots, y_n^2)$ , 交叉算子采用

Laplace算子,为了运用 Laplace 算子,引入随机变量  $\beta_i, \beta_i$  的定义如下:

$$\beta_i = \begin{cases} a - b \ln \mu_i & r_i \leq 1/2 \\ a + b \ln \mu_i & r_i > 1/2 \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\mu_i$  和  $r_i$  服从 0 ~ 1 的均匀分布,因此  $\beta_i$  服从 Laplace 分布;  $a$  为位置参数;  $b$  为尺度参数。

为了适应整数优化,尺度参数  $b$  设定成整数,较小的尺度参数会产生比较接近父代的子代个体,较大的尺度参数更容易产生与父代差异较大的子代个体,即

$$\begin{cases} y_i^1 = x_i^1 + \beta_i |x_i^1 - x_i^2| \\ y_i^2 = x_i^2 + \beta_i |x_i^1 - x_i^2| \end{cases} \quad (5)$$

### 3.2 变异算子

为了确保经过交叉和变异之后,决策变量仍然满足整数限制,强制按照如下规则把决策变量  $x_i$  转化为整数变量  $\bar{x}$ :

如果  $x_i$  为整数,则  $\bar{x} = [x_i]$ ; 否则,有 0.5 概率  $\bar{x} = [x_i]$  与 0.5 概率  $\bar{x} = [x_i] + 1$ , 其中  $[x_i]$  为  $x_i$  的整数部分<sup>[16-19]</sup>。

变异算子采用幂函数算子,利用幂函数生成一个随机变量  $g = (g_1)^p$ ,  $g_1$  服从 0 ~ 1 的均匀分布,  $p$  为变异强度,为了使算子适用于整数优化,令  $p$  为整数。变异方法如下:

$$x = \begin{cases} \bar{x} - g(\bar{x} - x^l) & t < r \\ \bar{x} + g(x^u - \bar{x}) & t \geq r \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $t = \frac{\bar{x} - x^l}{x^u - \bar{x}}$ ;  $x^u$  为决策变量的上界;  $x^l$  为决策变量的下界;  $r$  为服从 0 ~ 1 均匀分布的随机变量。

## 4 以安全性为目标的飞管系统余度优化配置

飞管系统是飞机安全性的重要保障,从提高飞机安全性的角度而言,固然是可以选配的余度备份越高越好,然而越多的余度配置会带来额外的故障发生概率,同时增加飞机成本<sup>[20-21]</sup>,因此本节通过基于遗传算法的整数优化方法,寻找满足基本可靠性和成本要求的使飞机安全性最好的余度配置策略。

转化为如下优化问题:

$$\begin{aligned} \max S(N) \\ \text{s. t. } R(N) \geq R_0, C(N) \leq C_0 \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $N$  为式 (1) ~ 式 (3) 中余度配置向量 ( $N_1, N_2, \dots, N_8$ );  $R_0$  为基本可靠性最低可接受值;  $C_0$  为成本最高可接受值。

飞管系统有关参数如表 1 所示。

令  $R_0 = 0.99$ ,  $C_0 = 150$  万元,若不满足约束条件,适应度函数取值为 1,若满足约束条件,适应度函数取值为  $-S(N)$ 。图 3 显示了通过本文所述遗传算法进行余度配置优化的过程。如图 3(a)所示,随着优化的进展,目标函数最优值与种群目标函数均值逐渐收敛,种群在进化 70 代左右时,目标函数均值趋于稳定,目标函数均值在  $-0.5 \sim -1.0$  之间波动,整个过程不同代种群的目标函数最优值较为稳定,且收敛较快。种群分

表 1 飞管系统相关参数

Table 1 Related parameters of flight management system

设备名称	MTBF/ ( $10^6$ h)	MTBCF/ ( $10^6$ h)	单价/万元	余度范围
大气数据传感器	3.0	3.8	3	1~4
速率陀螺组	1.2	2.9	5	1~4
加速度计组	2.7	7.6	2	1~4
激光惯导	3.3	8.7	8	1~4
无线电高度表	0.6	4.6	1	1~4
飞管计算机	0.9	5.7	98	1
模拟接口设备	12.9	72.7	0.8	1
数字接口设备	8.9	56.6	0.9	1
作动器远程控制终端	1.2	22.8	3.2	1~4
舵机 1	2.3	12.4	1.2	1~4
作动筒 1	0.8	6.3	0.5	1~4
舵机 2	2.3	12.4	1.2	1~4
作动筒 2	0.8	6.3	0.5	1~4

散性的变化也呈现出类似规律,如图 3(c)所示,种群间目标函数平均距离逐渐缩小,在 70 代左右时种群分散性趋于稳定。最终决策变量结果在图 3(b)中显示。

表 2 给出了本文遗传算法进行余度优化配置的结果,同时类比了文献[8]提出的经过编码改进的整数遗传算法的优化结果以及传统的贪婪搜索规划算法<sup>[22]</sup>。从优化结果可以看出,本文算法具有较高的精度以及较低的计算资源消耗。

表 2 最优余度配置

Table 2 Optimal redundancy allocation

设备名称	余度		
	本文遗传算法	编码改进遗传算法 <sup>[8]</sup>	贪婪搜索规划算法 <sup>[22]</sup>
大气数据传感器	3	3	3
速率陀螺组	2	2	2
加速度计组	2	2	2
激光惯导	1	1	1
无线电高度表	2	2	2
作动器远程控制终端	2	1	1
舵机 1	3	3	3
作动筒 1	3	3	3
舵机 2	3	3	3
作动筒 2	3	3	3
安全性最优值	0.999 936	0.999 927	0.999 936
时间消耗	6 min	3 min	53 h

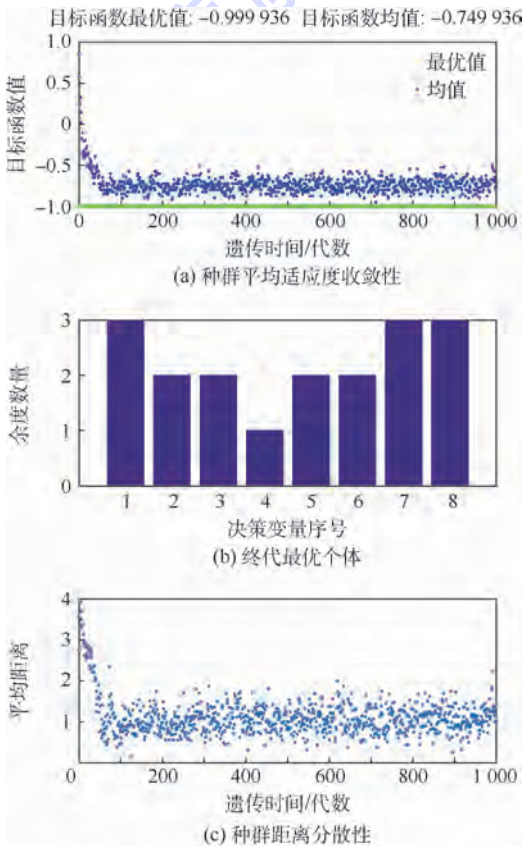


图 3 余度优化结果

Fig. 3 Redundancy optimization results

## 5 余度敏感性分析

为了分析最优安全性指标以及各设备余度配置与约束条件的关系,把最低可靠性要求变化范围放宽到  $0.8 \sim 0.99$ ,经济性约束上限变化范围放宽到  $140 \sim 180$  万元,分别进行遗传算法优化,结果如图 4 所示。

由图 4(a)可知,在经济性约束上限为 150 万元的情况下,随着基本可靠性约束下限的增加,安全性指标一开始变化不显著,在基本可靠性约束下限增加到接近 0.997 时,安全性指标最优值迅速减小,当基本可靠性约束下限升高到 0.998 2 时,找不到满足要求的优化结果。

安全性指标之所以会随着基本可靠性约束收窄而降低,是因为基本可靠性反映了系统故障所消耗的维修资源,基本可靠性要求越高意味着维修资源消耗的越少,在单个设备可靠性水平不变的情况下必然要减少余度数量,而余度数量的减小又必然会导致安全性指标的降低。

不同基本可靠性约束条件下,各设备余度配置情况如表 3 所示。

由图4(b)可知,在基本可靠性约束下限为0.83的情况下,随着经济性约束上限的增加,安全性指标单调递增,增幅先增大后减小,最后趋于平稳,拐点在150万元附近。这说明预算的增加能显著提高系统安全性水平,然而安全性水平增加到一定程度后,预算的增加给安全性带来的边

际效用递减,在本例中150万元附近是边际效用最高的预算限制。在160万元之后,预算的增加对安全性水平影响基本消失,此时基本可靠性已经成为安全性水平的主要约束。

不同经济性约束上限所对应的冗余优化结果如表4所示。

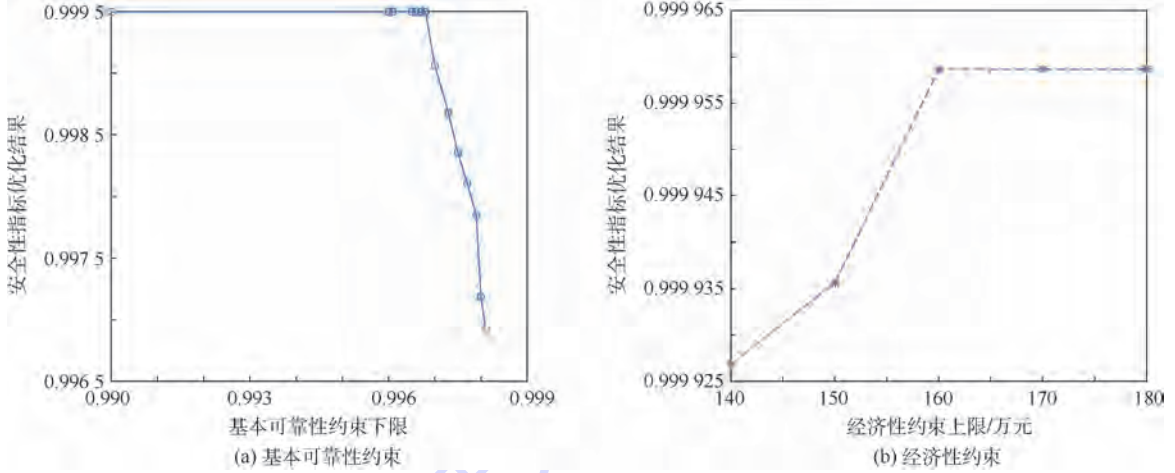


图4 基本可靠性和经济性约束下敏感性分析

Fig. 4 Sensitivity analysis of basic reliability and economy constraints

表3 不同基本可靠性约束下限对应冗余优化结果

Table 3 Equipment redundancy optimization results with different basic reliabilities lower bounds

基本可靠性 约束下限	冗余									
	大气数据 传感器	速率陀螺组	加速度计组	激光惯导	无线电 高度表	作动器远程 控制终端	舵机1	作动筒1	舵机2	作动筒2
0.9900	2	2	2	2	2	1	2	3	2	2
0.9960	2	2	2	2	2	1	2	3	2	2
0.9961	2	2	2	2	2	1	3	2	2	2
0.9965	2	2	3	2	2	1	2	2	2	2
0.9966	2	2	3	2	2	1	2	2	2	2
0.9967	2	2	3	2	2	1	2	2	2	2
0.9968	2	2	2	2	2	1	2	2	2	2
0.9970	3	2	2	2	1	1	2	2	3	2
0.9973	2	2	2	2	1	2	2	1	2	2
0.9975	2	2	2	1	1	1	2	1	2	2
0.9977	3	2	2	2	1	1	1	1	3	2
0.9979	2	2	1	2	1	1	1	1	2	2
0.9980	2	1	2	1	1	1	1	1	2	1
0.9981	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

表4 不同经济性约束上限对应冗余优化结果

Table 4 Equipment redundancy optimization results with different economy upper bounds

经济性约束 上限/万元	冗余									
	大气数据 传感器	速率陀螺组	加速度计组	激光惯导	无线电 高度表	作动器远程 控制终端	舵机1	作动筒1	舵机2	作动筒2
140	2	2	2	1	2	1	2	2	2	2
150	3	2	2	1	2	2	3	3	3	3
160	3	3	2	2	3	2	2	2	2	2
170	3	3	3	2	4	3	3	3	3	3
180	3	3	3	3	3	3	4	4	4	4

从上述敏感性分析可知,安全性指标随着基本可靠性约束收窄而降低,随着经济性约束上限的增加而递增,且降低或增加幅度存在拐点。这是由于2种约束存在竞争关系,同一时间仅有1种约束条件起主要约束作用。

## 6 结论

1) 本文提出了一种基于遗传算法的冗余度配置优化方法,并利用改进后适用于整数优化的遗传算法对飞管系统展开了以安全性为目标、基本可靠性与经济性为约束的冗余度配置优化研究。

2) 进行了多约束条件对优化目标的敏感性分析。结果表明了该遗传算法可以有效求出满足基本可靠性和经济性约束下的安全性指标最优解及相对应的冗余度配置策略,且该方法具有良好的精度与收敛速度。

3) 通过敏感性分析发现,安全性指标的最优值随着基本可靠性约束下限的提高而降低,随着经济性约束上限的增加而增加。且这2种约束条件对优化目标竞争约束,在同一时刻只有一种约束条件起主要约束作用,说明了提高产品安全性的手段,除了需要增加前期预算投入外,还需要增加后期维修资源的投入。

### 参考文献 (References)

- [1] 陈志勇. 飞行管理系统与基于性能的导航的历史与发展[J]. 中国民航飞行学院学报, 2010, 21(3): 14-18.  
CHEN Z Y. The history and development of flight management system and performance based navigation[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2010, 21(3): 14-18 (in Chinese).
- [2] RZEWSKI G, KNEZEVIC J, SKOBELEV P, et al. Managing aircraft lifecycle complexity[J]. International Journal of Design & Nature & Ecodynamics, 2016, 11(2): 77-87.
- [3] VERMA A K, AJIT S, KARANKI D R. Basic reliability mathematics[M] // VERMA A K, AJIT S, KARANKI D R. Reliability and safety engineering. London: Springer, 2016: 15-70.
- [4] SHERALI H D, DRISCOLL P J. Evolution and state-of-the-art in integer programming[J]. Journal of Computational & Applied Mathematics, 2000, 124(1-2): 319-340.
- [5] GOMORY R E. Outline of an algorithm for integer solutions to linear programs[J]. Bulletin of the American Mathematical Society, 1958, 64(5): 275-278.
- [6] BELL D E, SHAPIRO J F. A convergent duality theory for integer programming[J]. Operations Research, 1977, 25(3): 419-434.
- [7] 杜祜康, 赵英凯. 整数规划问题智能求解算法综述[J]. 计算机应用研究, 2010, 27(2): 408-412.  
DU H K, ZHAO Y K. Survey on intelligent optimization algorithms for solving integer programming problems[J]. Application Research of Computers, 2010, 27(2): 408-412 (in Chinese).
- [8] DAMOUSIS I G, BAKIRTZIS A G, DOKOPOULOS P S. A solution to the unit-commitment problem using integer-coded genetic algorithm[J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2004, 19(2): 1165-1172.
- [9] RAMASAMY S, SABATINI R, GARDI A, et al. Novel flight management system for real-time 4-dimensional trajectory based operations: AIAA-2013-4763[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [10] HESSE K, DIESEL G. Check device for a redundant flight control apparatus: US4601169[P]. 1986-07-22.
- [11] 臧红伟. 非相似冗余计算机系统及其可靠性分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(3): 492-494.  
ZANG H W. Dissimilar redundancy computer system and reliability analysis[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(3): 492-494 (in Chinese).
- [12] 王琦, 崔巍. 基于遗传算法的多余度电传系统可靠性设计研究[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2015, 29(2): 16-20.  
WANG Q, CUI W. Study of redundancy reliability design based on the genetic algorithm[J]. Journal of Nanchang University of Aeronautics and Astronautics (Natural Science Edition), 2015, 29(2): 16-20 (in Chinese).
- [13] 张民悦, 李丹丹. 基于遗传算法的桥式网络可靠度和冗余度分配优化[J]. 湖北大学学报(自然科学版), 2014, 36(6): 505-510.  
ZHANG M Y, LI D D. Reliability and redundancy distribution optimization of bridge network based on genetic algorithm (GA) [J]. Journal of Hubei University (Natural Science Edition), 2014, 36(6): 505-510 (in Chinese).
- [14] 中国人民解放军总装备部. 可靠性维修性保障性术语: GJB 451A—2005[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2005.  
People's Liberation Army General Armaments Department. Reliability, maintainability and supportability terms: GJB 451A—2005[S]. Beijing: People's Liberation Army General Armaments Department, 2005 (in Chinese).
- [15] WALTER M, SCHNEEWEISS W G. Review of "the modeling world of reliability/safety engineering" [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2006, 55(2): 391.
- [16] NOROUZI A, ZOLFAGHARI A, MINUCHEHR A H, et al. An enhanced integer coded genetic algorithm to optimize PWRs [J]. Progress in Nuclear Energy, 2011, 53(5): 449-456.
- [17] FOSTER J D, BERRY A M, BOLAND N, et al. Comparison of mixed-integer programming and genetic algorithm methods for distributed generation planning[J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2014, 29(2): 833-843.
- [18] DEB K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 186(2-4): 311-338.
- [19] DEEP K, SINGH K P, KANSAL M L, et al. A real coded genetic algorithm for solving integer and mixed integer optimization problems[J]. Applied Mathematics & Computation, 2009, 212(2): 505-518.
- [20] 周元钧, 赵运坤, 葛云海. 复合式冗余机电作动系统容错控

- 制与性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(3): 285-289.
- ZHOU Y J, ZHAO Y K, GE Y H. Fault-tolerant control method and characteristic analysis of hydraulic redundant EMA system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(3): 285-289 (in Chinese).
- [21] 陈喆. 混合三余度无人机飞控计算机硬件结构设计及可靠性分析[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(8): 2753-2755.
- CHEN Z. Mixed three redundant FCC of UAV hardware structure design and reliability analysis [J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(8): 2753-2755 (in Chinese).
- [22] CHICKERING D M. Optimal structure identification with greedy search [J]. Journal of Machine Learning Research, 2003, 3(3): 507-554.

**作者简介:**

霍琳 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 可靠性工程、故障预测与健康健康管理。

费思邈 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 可靠性工程、人工智能。

## Flight management system redundancy optimization method based on genetic algorithm

HUO Lin<sup>1,\*</sup>, FEI Simiao<sup>2</sup>

(1. School of Safety Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110031, China)

**Abstract:** Aircraft management system is an important part to guarantee flight safety, and redundancy design is the main method to improve the safety of the system. The redundancy design, however, is constrained by the budget (economy) in the design and manufacture and the consumption of the maintenance support resources (reliability). According to the safety, basic reliability and economy models of aircraft management system, a redundancy configuration optimization method was proposed by using the improved integer optimal genetic algorithm, with safety as the objective, and basic reliability and economy as the constraint. Then an example was taken to show its effectiveness to the complex system redundancy optimization. The sensitivity analysis shows that the safety optimal value declines with the increase of the basic reliability lower bound, and rises with the increase of the economy upper bound. For two constraints on the optimization of the objective competitive constraints, at the same time only one constraint condition plays a major constraint role. These two constraint conditions play a role in the competition, and at the same time there is only one main constraint.

**Keywords:** redundancy optimization; safety optimization; genetic algorithm; flight management system; basic reliability

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0514

# 基于变迹滤波的 MIMO-SAR 图像分辨率增强技术

徐光耀<sup>1,2</sup>, 刘永泽<sup>1</sup>, 许小剑<sup>1,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 中国人民解放军 91336 部队, 秦皇岛 066326)

**摘 要:** 针对多输入多输出合成孔径雷达 (MIMO-SAR) 在近场目标散射特征诊断成像中, 非正交旁瓣难以通过常规方法进行有效抑制的问题, 分析了 MIMO-SAR 图像非正交旁瓣的产生机理, 提出了基于空间变迹滤波 (SVA) 和三变迹处理相结合的旁瓣抑制方法。仿真和实验结果表明, 本文方法不仅能很好地抑制距离向旁瓣, 而且对于方位向非正交旁瓣也具有较好的抑制效果, 提高了 MIMO-SAR 图像的二维分辨率和动态范围。

**关键词:** 多输入多输出合成孔径雷达 (MIMO-SAR); 旁瓣抑制; 变迹滤波; 空间变迹滤波 (SVA); 三变迹滤波

**中图分类号:** TN957.52

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1313-08

多输入多输出合成孔径雷达 (MIMO-SAR) 是将多输入多输出阵列技术与雷达成像技术相结合的一种新型雷达系统, 其以分辨率高、成像效率高、可便携等优点, 在山地形态监测、目标雷达散射截面积 (RCS) 测量以及目标散射特征诊断成像<sup>[1-3]</sup> 等方面有着很好的应用前景, 近年来受到了国内外越来越广泛的关注。

当 MIMO-SAR 应用于目标散射特征近场诊断成像时, 天线阵列的非均匀性采样、合成孔径角以及带宽效应的存在共同造成了阵列输出的有效孔径数据呈扇环形, 而非非常规的矩形孔径, 这种非矩形的有效孔径数据导致了 MIMO-SAR 图像的旁瓣呈非正交性。目前, 对于非正交旁瓣的研究大多是基于超宽带合成孔径雷达 (UWB-SAR) 的分析<sup>[4-6]</sup>。在旁瓣抑制方法中, 传统的加窗处理虽然能够有效地抑制旁瓣, 但会造成主瓣的展宽<sup>[6-7]</sup>, 这将导致图像分辨率显著下降。基于现代谱估计的方法虽然可以得到较高的分辨率, 但是巨大的运算量是诊断成像难以承受的, 而且需要满足理想点目标假设<sup>[7-9]</sup>。变迹滤波技术具有

算法简洁、运算量小等优点<sup>[9-14]</sup>。因此, 采用变迹滤波技术进行 MIMO-SAR 图像的非正交旁瓣抑制具有实际的应用价值。Vu 等<sup>[5-6]</sup> 综合矩形窗、Hanning 窗以及 Hamming 窗的三变迹滤波方法进行了 UWB-SAR 非正交旁瓣的抑制, 由于后 2 种窗函数的主瓣展宽比较严重, 导致输出图像的主瓣展宽残余较强, 因此处理效果不够理想。空间变迹滤波 (SVA) 可看作多变迹滤波的极限形式, 其通过在图像域对每个像素点寻求最优的窗函数权值, 使得输出的图像具有最窄的主瓣 (sinc 函数主瓣) 和最低的旁瓣, 然而 SVA 要求图像的点扩散函数 (PSF) 必须满足 sinc 核函数假设。

本文针对 MIMO-SAR 图像非正交旁瓣难以通过常规方法进行有效抑制的问题, 对基于变迹滤波技术的旁瓣抑制方法进行了研究。首先分析了 MIMO-SAR 图像非正交旁瓣的产生机理, 然后对 SVA 和多变迹滤波技术的适用条件进行了研究, 在此基础上给出了 2 种有效的基于变迹滤波的旁瓣抑制方法。

收稿日期: 2016-06-14; 录用日期: 2016-09-09; 网络出版时间: 2016-10-13 10:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161013.1028.001.html

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

**引用格式:** 徐光耀, 刘永泽, 许小剑. 基于变迹滤波的 MIMO-SAR 图像分辨率增强技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1313-1320. XU G Y, LIU Y Z, XU X J. Enhanced resolution in MIMO-SAR imaging using apodization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1313-1320 (in Chinese).

# 1 MIMO-SAR 图像旁瓣分析

## 1.1 MIMO-SAR 成像原理

典型的用于成像的 MIMO-SAR 天线阵列的布阵方式如图 1 所示,其中包括  $M$  个位于阵列两端的发射阵元,  $N$  个接收阵元位于 2 组发射阵元之间且非均匀分布。在阵元个数和阵列长度相同的条件下,这种布阵方式构成的  $M \times N$  个虚拟阵元(或者数据采集通道)具有最高的孔径利用率。发射阵元之间的间距为  $d$ ,接收阵元之间的间距为  $Md/2$ ,发射阵列与接收阵列之间的间距为  $d/2$ ,那么总的阵列长度为  $L = (MN/2 + M/2 - 1)d$ ,虚拟孔径长度为  $L_{vir} = (MN - 1)d/2$ ,虚拟孔径间隔  $d_{vir} = d/2$ 。 $\theta$  为收发通道的双站角,  $R_0$  表示天线阵列中心到目标坐标系中心的参考距离,  $R_{Tm}$  表示第  $m$  个发射天线到目标上任意一点  $\sigma(x, y)$  处的距离,  $R_{Rn}$  表示第  $n$  个接收天线到目标上任意一点  $\sigma(x, y)$  处的距离。那么,接收到的回波可以表示为

$$S(x_{Tm}, x_{Rn}, f_k) = \iint_D \sigma(x, y) e^{-j\frac{4\pi f_k}{c}(\frac{R_{Tm} + R_{Rn}}{2} - R_0)} dx dy \quad (1)$$

式中:  $x_{Tm}$  为第  $m$  个发射阵元的位置;  $x_{Rn}$  为第  $n$  个接收阵元的位置;  $f_k$  为步进频信号的第  $k$  个频率采样点;  $D$  为包含目标的成像区域;  $c$  为光速;  $\sigma$  为目标的散射强度;  $x, y$  为散射点在目标本体坐标系中的位置坐标;  $R_{Tm} = \sqrt{(x - x_{Tm})^2 + (y + R_0)^2}$ ;

$$R_{Rn} = \sqrt{(x - x_{Rn})^2 + (y + R_0)^2}$$

从式(1)可以得到重建目标图像的离散表达式为

$$\hat{\sigma}(x, y) = \frac{1}{MNK} \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^K S(x_{Tm}, x_{Rn}, f_k) \cdot e^{j\frac{4\pi f_k}{c}(\frac{R_{Tm} + R_{Rn}}{2} - R_0)} \quad (2)$$

式中:  $\hat{\sigma}$  为重建得到的点  $(x, y)$  处的散射强度。

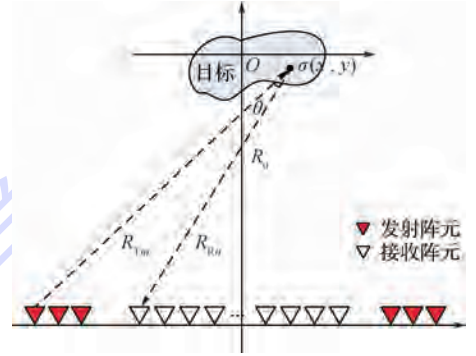


图 1 天线阵列结构及成像几何关系

Fig. 1 Antenna array configuration and imaging geometry

## 1.2 旁瓣特性分析

常规点目标的有效孔径数据呈矩形形状,因此二维点扩散函数是正交的,且距离向和方位向切片满足 sinc 核函数。由于受到近场效应、带宽效应以及合成孔径角的影响, MIMO-SAR 点目标的有效孔径数据呈扇环形,其二维点扩散函数非正交,距离向满足 sinc 核函数,而方位向则非 sinc 核函数。图2分别给出了 MIMO-SAR 的近场二

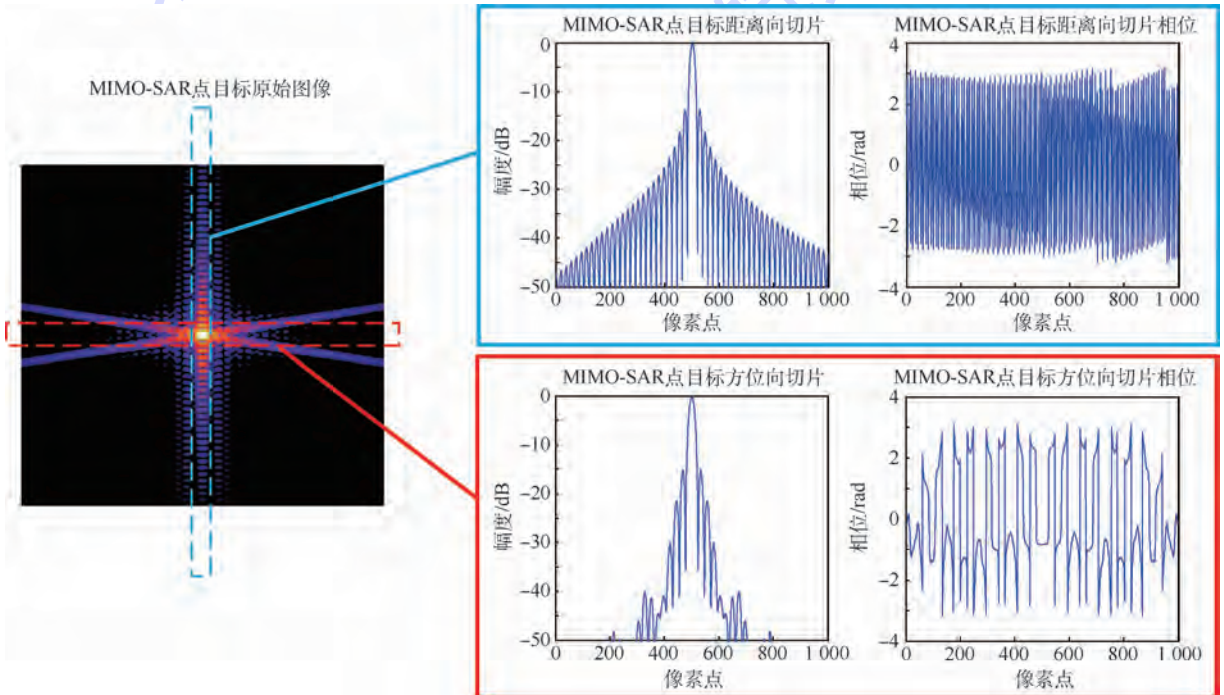


图 2 MIMO-SAR 近场点目标二维点扩散函数及二维切片

Fig. 2 MIMO-SAR near-field point target 2D PSF and 2D cut

维点扩散函数、二维切片的幅度及相位分布。

MIMO-SAR 雷达系统的数据采集通道是由不同的收发天线对组合而成。各通道之间硬件属性的差异导致阵列输出幅度和相位的不一致性,而造成图像散焦以及旁瓣形变。因此,在进行旁瓣抑制前首先要对回波数据进行幅相不一致性校准。根据单双站等效原理,每对收发分置天线阵元可等效为单个收发同置天线阵元。因此,等效虚拟阵列的孔径数据为扇环形(夹角为合成孔径角,宽度为带宽)。这种方位向采样随频率的变化呈现非均匀性的扇环形数据,使得成像结果在方位向上的旁瓣呈现非正交特性以及非 sinc 核函数特性。

可以预见,当阵列的合成孔径角不变时,随着参考距离的增大,方位向采样的非均匀性会逐渐减弱,当距离足够远时,实际的有效孔径数据可近似为矩形,此时的方位向和距离向旁瓣基本满足正交特征。这与 Goodman<sup>[4]</sup> 以及 Vu<sup>[5-6]</sup> 等对 UWB-SAR 图像非正交旁瓣的分析具有一致性。不同之处在于 MIMO-SAR 图像的旁瓣除了合成孔径角和带宽效应之外,还受到虚拟孔径等效方位向采样的不均匀性影响。

## 2 基于变迹滤波的旁瓣抑制方法

在成像处理中,最传统的旁瓣抑制方法是数据域加窗处理。加窗处理能够较好地抑制旁瓣,然而会导致主瓣的展宽,从而降低图像的分辨率。

数据域的加窗处理可以看作是线性变迹滤波过程,非线性变迹处理则是在 2 个或者多个窗函数处理图像的基础上通过选取最优值来获得最佳旁瓣衰减和最小的主瓣展宽性能<sup>[11]</sup>。这种非线性的变迹过程,根据其使用窗函数的个数(矩形窗必须作为参考窗)分为双变迹(dual-apodization)滤波、三变迹(tri-apodization)滤波以及多变迹(multi-apodization)滤波<sup>[12]</sup>。易见,在每个像素点处选取响应的三点加权窗函数以使得输出图像具有较低的旁瓣和最小的主瓣展宽,这就是所谓的 SVA 处理<sup>[14-15]</sup>。需要注意的是,当采用 SVA 处理时,输入图像必须要满足点目标假设,即旁瓣的幅度和相位要满足 sinc 核函数假设。

如图 2 所示,MIMO-SAR 图像距离向旁瓣的幅度和相位均满足 sinc 核函数,方位向幅度满足部分 sinc 核函数(主值附近),而相位则完全不

足。因此,可以采用双变迹、三变迹以及多变迹等非线性变迹处理,而不能直接采用 SVA 进行处理。类似的问题,Vu 等<sup>[5-6]</sup> 针对 UWB-SAR 图像中的非正交旁瓣,采用双变迹(矩形窗和 Hamming 窗)以及三变迹(矩形窗、Hanning 窗和 Hamming 窗)进行处理,从结果来看效果不够理想,主要是主瓣展宽的残余比较强,这是因为 Hanning 窗和 Hamming 窗的主瓣展宽比较显著。根据上述分析,本文提出了对方位向和距离向旁瓣独立进行变迹滤波处理的 2 种方法:①距离向 SVA 与方位向三变迹滤波处理相结合(方法 1);②二维可分离 SVA 处理(方法 2)。

### 2.1 距离向 SVA 与方位向三变迹滤波处理相结合

MIMO-SAR 图像的距离向旁瓣满足 sinc 核函数假设,因此可采用 SVA 来消除距离向的旁瓣,并在此基础上选取合适的窗函数实现方位向的三变迹滤波。本文通过综合考虑主瓣的展宽以及旁瓣的衰减性能,分别选取了矩形窗(参考窗)、Hamming 窗以及 Kaiser 窗(形状参数为 2)来进行三变迹滤波。选取的依据是 Hamming 窗第一旁瓣较低,而 Kaiser 窗的主瓣展宽小。图 3 给出了具体的处理流程。

图 4 给出了方法 1 和 Vu 方法<sup>[5-6]</sup> 的窗函数响应曲线的对比。可以看出,方法 1 相对于 Vu 方法脉冲响应的主瓣展宽残余降低了约 5 dB,而且高阶旁瓣的衰减大大加快。

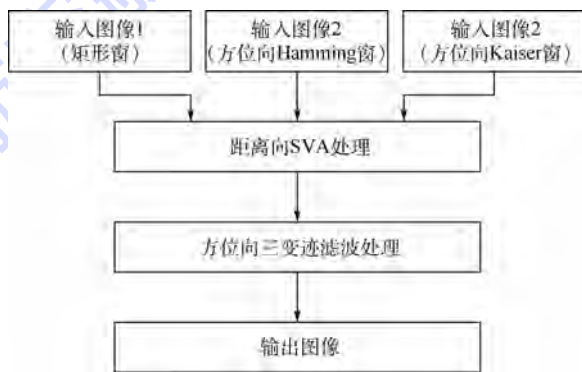


图 3 距离向 SVA 与方位向三变迹滤波处理流程

Fig. 3 Processing flow of down range SVA and cross range tri-apodization filtering

### 2.2 二维可分离 SVA 处理

根据 2.1 节的分析,方位向旁瓣的幅度近似具有 sinc 特征,而相位则完全不满足。SVA 处理需要利用图像的相位信息,只有在满足主瓣和各

阶副瓣的相位正负交替变化时,才能有效地抑制旁瓣。图 5(a)为没有经过相位校正的 MIMO-SAR 单点目标方位向切片相位,其具有连续变化的相位包络特征,主瓣和各阶副瓣的相位变化信息丢失,因此,在采用 SVA 进行方位向旁瓣抑制时需要进行相位校正。本文通过对距离向 SVA

处理后的图像进行二维 IFFT-FFT 处理(线性运算,不改变幅度),使得偶数点处的相位值在  $\pm \pi/2$ 附近,这样便可以对方位向进行 SVA 处理<sup>[11]</sup>。图 5(b)给出了校正后的相位,图 6 给出了具体的处理流程。

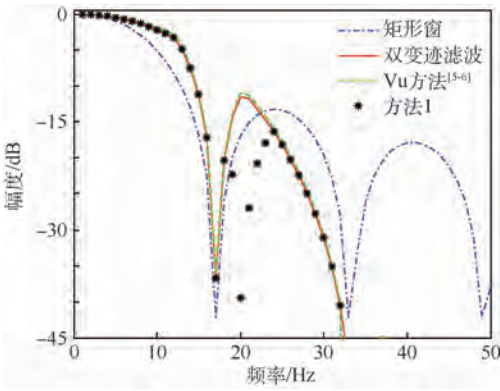
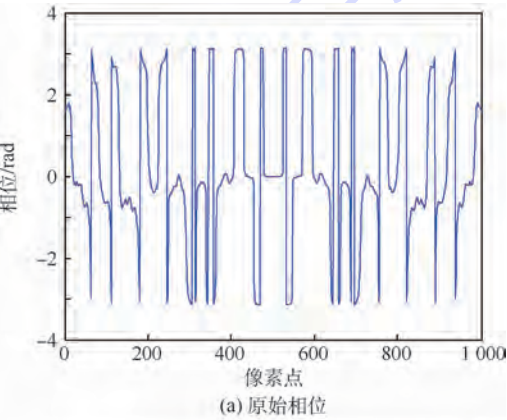
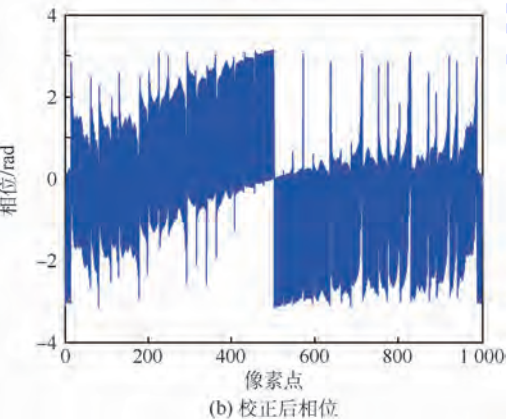


图 4 方法 1 与 Vu 方法<sup>[5-6]</sup>窗函数响应对比

Fig. 4 Comparison of window function response between proposed method and Vu's method<sup>[5-6]</sup>



(a) 原始相位



(b) 校正后相位

图 5 方位向切片相位校正前后结果对比

Fig. 5 Comparison of cross range cut before and after phase correction

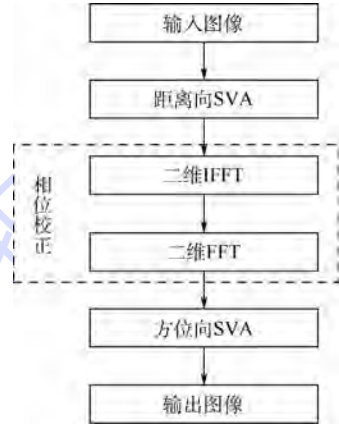


图 6 二维可分离 SVA 处理流程

Fig. 6 Processing flow of 2D separable SVA

### 3 仿真及实验结果分析

为了说明本文方法的有效性,首先仿真近场条件下 3 个间隔较远的点目标,具体的参数设置为:参考距离  $R_0 = 5 \text{ m}$ ,目标 1 位置  $(0, 0) \text{ m}$ ,目标 2 位置  $(0.5, 0.5) \text{ m}$ ,目标 3 位置  $(-0.5, -0.5) \text{ m}$ ,频率  $f = 8 \sim 12 \text{ GHz}$ ,步进频率为  $5 \text{ MHz}$ ,801 个频点,FFT 点数为 3208,像素点数为  $1001 \times 1001$ ,成像视场  $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ 。

图 7(a)为原始的扇环数据直接采用滤波逆投影算法的成像结果,非正交副瓣比较明显;图 7(b)为传统的加窗处理结果,可以看出图像的旁瓣得到了有效抑制,但主瓣方位向和距离向的展宽比较明显;图 7(c)为 Vu 方法<sup>[5-6]</sup>处理结果,在方位向和距离向均有主瓣展宽残余;图 7(d)为方法 1 的结果,距离向的旁瓣得到了很好的抑制,而且距离向主瓣没有展宽,方位向有少量的主瓣展宽残余;图 7(e)为方法 2 的结果,距离向和方位向主瓣均没有展宽,而且 2 个方向上的旁瓣都得到了很好的抑制。图 8 对比了 3 种方法对中间目标处理得到的距离向和方位向切片。

从图 8(a)可以看出,Vu 方法<sup>[5-6]</sup>在距离向上的主瓣剩余较严重,而本文 2 种方法均能很好地消除距离向旁瓣。从图 8(b)可以看出,本文 2 种

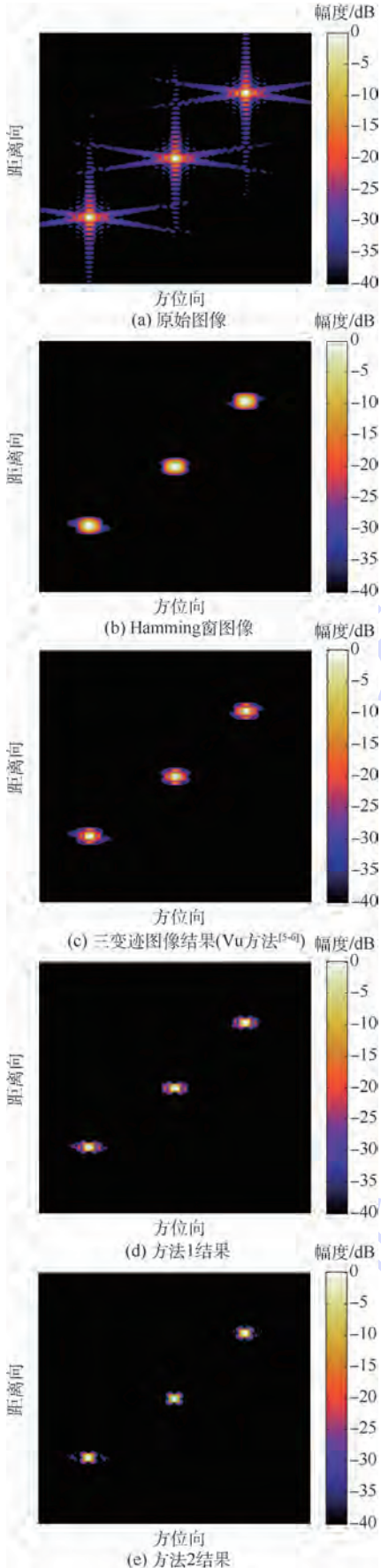


图7 大间隔三点目标不同变迹滤波处理的结果  
Fig.7 Processing results of different apodization filtering of a large-space three points target

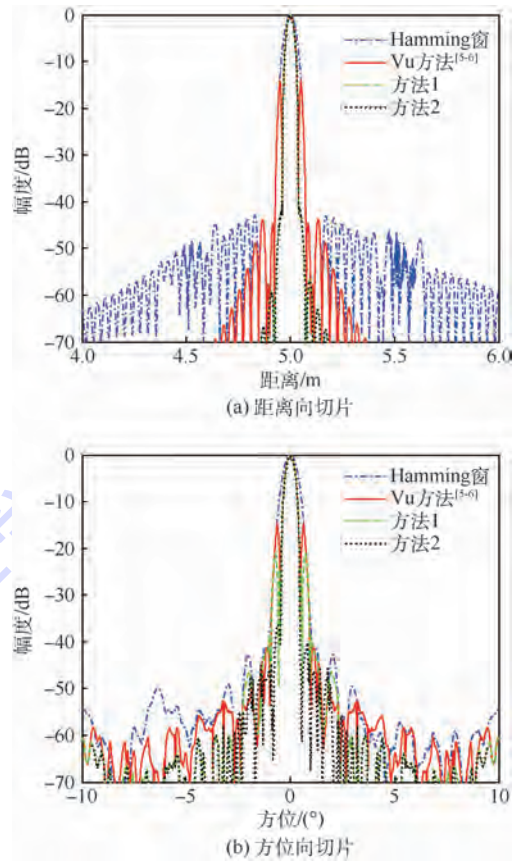


图8 大间隔三点目标视场中心处的二维切片  
Fig.8 2D cuts at center of field of view at a large-space of three points target

方法的方位向主瓣展宽剩余比Vu方法<sup>[5-6]</sup>低约5 dB左右,方法2对于距离向和方位向旁瓣的抑制效果更佳。

为了进一步验证本文方法对MIMO-SAR图像二维分辨率的增强性能,仿真了在距离和方位上间隔很小的3个点目标,目标1位置(0,0) m,目标2位置(0,0.08) m,目标3位置(0.08,0) m,其余参数同上。

图9(a)为原始的扇环数据直接采用滤波逆投影算法的成像结果,较强的非正交副瓣降低了图像的动态范围;图9(b)为传统窗函数得到的图像,虽然旁瓣得到了抑制,但是3个目标已经无法区分;图9(c)中采用Vu方法<sup>[5-6]</sup>的结果,虽然可以区分3个目标的主瓣,但是对于旁瓣的抑制不理想;图9(d)、图9(e)中结果明显优于前2种方法,尤其是方法2对于方位向的非正交旁瓣抑制效果更好。图10对视场中心处的距离向和方位向切片进行了对比。

由图10(a)可以看出,传统的加窗处理导致主瓣展宽,使得2个目标在距离向难以分辨,其

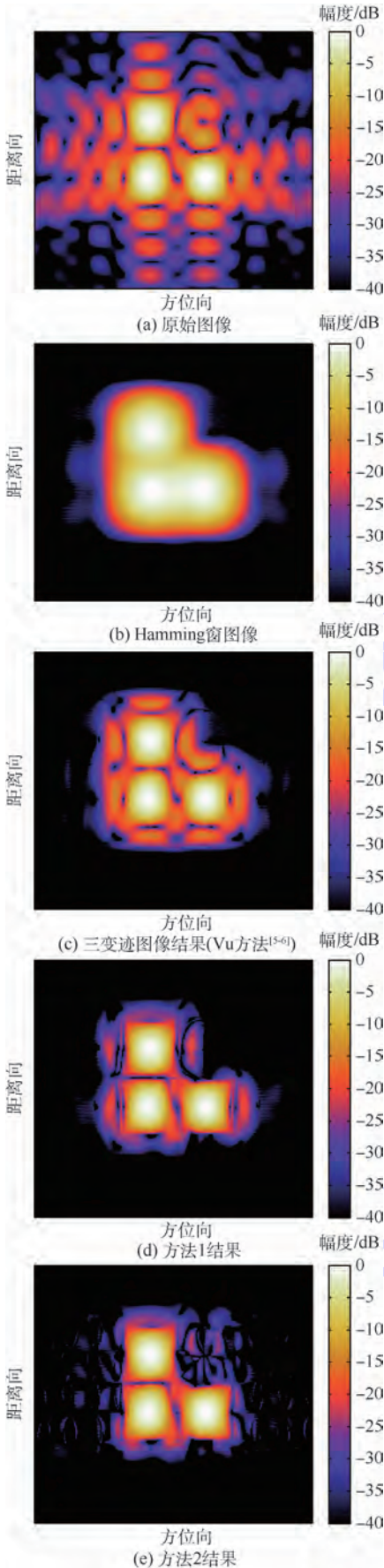


图9 小间隔三点目标不同变迹滤波处理的结果  
Fig.9 Processing results of different apodization filtering of a small-space three points target

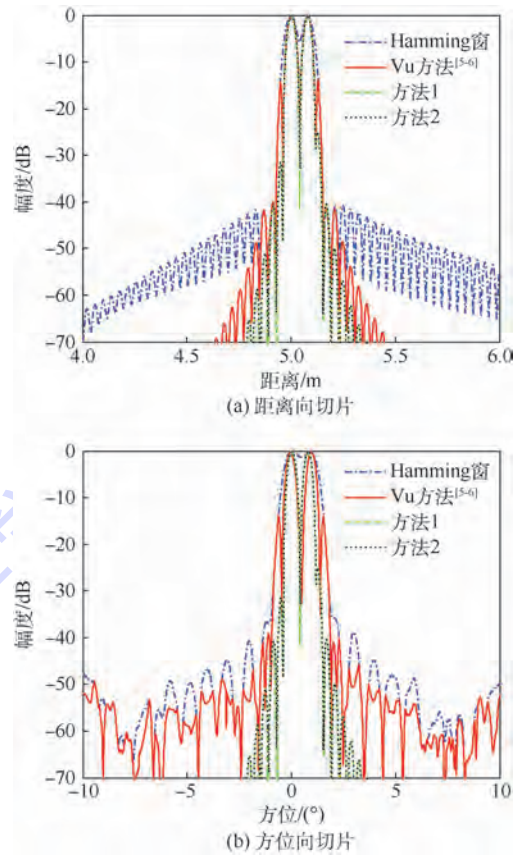


图10 小间隔三点目标视场中心处的二维切片  
Fig.10 2D cuts at center of field of view at a small-space of three points target

余3种方法可以分辨2个目标的主瓣,而本文的2种方法具有较低的旁瓣,有利于分辨率增强;图10(b)中方位向切片的对比进一步验证了上述结论,不赘述。

对某型飞机模型的实测数据进行了处理。测试环境是在局部地方简单铺设了吸波材料的普通实验室,采用的雷达是本实验室研制的第一代MIMO-SAR成像测量系统,参数设置与本节中的雷达仿真参数一致。在成像处理前对原始数据进行了零距离相位校准以及背景抵消,尚未进行天线阵元的空间位置误差校准。图11给出了不同变迹处理的成像结果。

从图11可见,本文的2种方法均能有效抑制旁瓣,提高图像的分辨率,特别是方法2的效果更佳。但总体上Vu方法<sup>[5-6]</sup>和本文方法对于实测数据的处理效果均要劣于仿真数据,这主要是由于现有的MIMO-SAR成像数据尚未实现对天线阵元的空间位置误差所导致的相位误差进行精确校准(只进行了粗略的幅度和相位补偿)。

## 4 结 论

本文概括了 MIMO-SAR 图像非正交旁瓣的产生机理,提出了基于变迹滤波的旁瓣抑制方法。仿真结果表明:

1) 本文方法在保证主瓣分辨率的情况下,可以有效抑制距离向和方位向旁瓣,提高了图像的二维分辨率和动态范围。

2) 对于实测数据而言,在对 MIMO-SAR 天线阵元空间位置误差进行精确校准的基础上可进一步提高方法的实用性。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] 黄培康,殷红成,许小剑. 雷达目标特性[M]. 北京:电子工业出版社,2005.  
HUANG P K, YIN H C, XU X J. Radar target characteristics [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005 (in Chinese).
- [ 2 ] 许小剑,黄培康. 雷达系统及其信息处理[M]. 北京:电子工业出版社,2010:10-46.  
XU X J, HUANG P K. Radar systems and principles [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 10-46 (in Chinese).
- [ 3 ] LIU Y Z, XU X J. Azimuth sidelobe suppression technique for near field MIMO radar imaging [C] // Proceedings of SPIE on Remote Sensing XXI: Image and Signal Processing. Bellingham, WA: SPIE, 2015: 1-8.
- [ 4 ] GOODMAN R, TUMMALA S, CARRARA W. Issues in ultra-wideband, widebeam SAR image formation [C] // Proceedings of IEEE International Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 479-485.
- [ 5 ] VU V T, SJÖGREN T K, PETERSSON M I. On apodization techniques for ultra-wideband SAR imaging [C] // Proceedings of EURAD 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 529-532.
- [ 6 ] VU V T. An impulse function for evaluation of UWB SAR imaging [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2010, 58 (7): 3927-3931.
- [ 7 ] HARRIS F J. On the use of windows for harmonic analysis with the discrete Fourier transform [J]. Proceedings of the IEEE, 1978, 66(1): 51-83.
- [ 8 ] LI J, STOICA P. An adaptive filtering approach to spectral estimation and SAR imaging [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1996, 44(6): 1469-1484.
- [ 9 ] STOICA P, MOSES R. Introduction to spectral analysis [M]. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1997: 23-65.
- [ 10 ] WANG Y W, LI J, STOICA P. Rank-deficient robust capon filter-bank approach to complex spectral estimation [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2005, 53(8): 2713-2726.
- [ 11 ] XU X J, NARAYANAN R M. Enhanced resolution in SAR/ISAR imaging using iterative sidelobe apodization [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2005, 14(4): 537-546.
- [ 12 ] XU X J, NARAYANAN R M. SAR image enhancement using

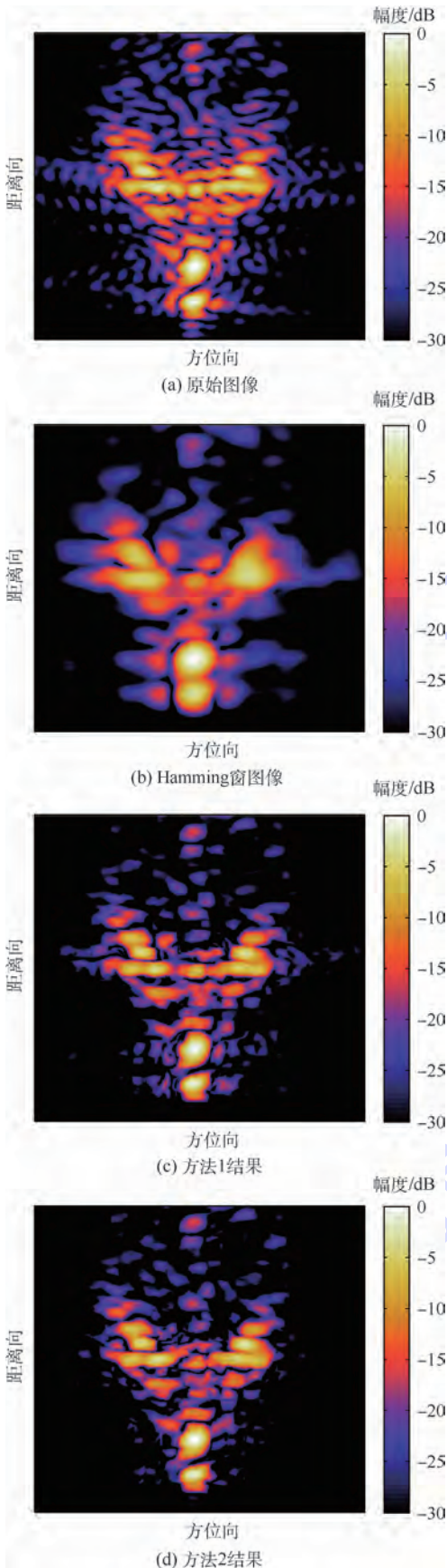


图 11 某飞机模型实测数据处理的结果

Fig. 11 Measured data processing results of an airplane model

- noninteger Nyquist SVA technique [C] // IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium, 2002. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 298-301.
- [13] STANKWITZ H C, KOSEK M R. Super-resolution for SAR/ISAR RCS measurement using spatially variant apodization (super-SVA) [C] // Proceedings of 17th Antenna Measurement Techniques Association, 1995: 251-256.
- [14] STANKWITZ H C, DALLAIRE R J, FIENUP J R. Nonlinear apodization for sidelobe control in SAR imagery [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1995, 31(1): 267-278.
- [15] SMITH B H. Generalization of spatially variant apodization to noninteger Nyquist sampling rates [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2000, 19(6): 1088-1093.

作者简介:

徐光耀 男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 超分辨 SAR 诊断成像。

刘永泽 男, 博士研究生。主要研究方向: MIMO-SAR 成像。

许小剑 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 遥感信息处理、SAR 成像、电磁仿真建模。

## Enhanced resolution in MIMO-SAR imaging using apodization

XU Guangyao<sup>1,2</sup>, LIU Yongze<sup>1</sup>, XU Xiaojian<sup>1,\*</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Unit 91336 of PLA, Qinhuangdao 066326, China)

**Abstract:** When the conventional methods of sidelobe suppression are used in multiple input multiple output synthetic aperture radar (MIMO-SAR) systems to generate images for diagnosing the near field scattering features of targets, non-orthogonal sidelobes can hardly be suppressed efficiently. In this paper, based on the generation mechanisms of the non-orthogonal sidelobes in near filed, an approach which combines spatially variant apodization (SVA) with tri-apodization was proposed to suppress the non-orthogonal sidelobes for MIMO-SAR images. Simulation and experimental results demonstrate that the sidelobes in down range as well as the non-orthogonal sidelobes in cross range are suppressed efficiently via the proposed approach. As a consequence, for MIMO-SAR images, the resolutions in both the down range and the cross range are improved remarkably while a higher dynamic range can be achieved.

**Keywords:** multiple input multiple output synthetic aperture radar (MIMO-SAR); sidelobe suppression; apodization filtering; spatially variant apodization (SVA); tri-apodization filtering

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0849

# 刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理及其应用



周平<sup>1,2</sup>, 李海波<sup>3</sup>, 梁立孚<sup>1,\*</sup>

(1. 哈尔滨工程大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 黑龙江科技大学 机械工程学院, 哈尔滨 150022;  
3. 北京强度环境研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100076)

**摘 要:** 刚弹耦合动力学在国防和民用经济建设中有着广阔的应用前景,但目前还没有完全成熟的理论研究成果。鉴于此,针对刚弹耦合特性,建立初值问题拟变分原理;应用变分方法,推导拟变分原理的拟驻值条件,即得到刚弹耦合动力学的控制方程;给出刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理应用的2个算例,1个是应用控制方程求得自由梁的奇数阶振型的解析解,1个是应用变分直接方法 Ritz 方法求得自由梁的偶数阶振型的解析解。研究表明,刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理为建立有限元计算模型提供了依据。

**关键词:** 刚弹耦合动力学; 初值问题; 拟变分原理; 控制方程; 自由梁

**中图分类号:** V414; O313

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1321-09

刚弹耦合动力学是研究物体变形与其大范围刚性运动的相互耦合,以及这种耦合所导致的独特的动力学效应。在航天领域,很多问题需要用刚弹耦合动力学来解决。蒋建平和李东旭<sup>[1]</sup>应用 Lagrange 方程建立了航天器的刚柔耦合动力学一次近似模型,并利用 Wilson- $\theta$  方法进行了数值仿真;戈庆明和郭军<sup>[2]</sup>以模态展开方法及 Kane 方程为理论基础,研究了作大范围运动刚柔混合体的动力学建模与仿真问题;陆毓颖等<sup>[3]</sup>对挠性航天器系统,基于单向递推理论,给出了姿态耦合系数的计算方法;游斌弟等<sup>[4]</sup>引入非线性应变和位移关系,建立了带柔性附件航天机构的完整非线性动力学模型,等。在机器人领域,刚弹耦合动力学也有着重要的应用。韩清鹏和高培鑫<sup>[5]</sup>对大范围运动条件下的刚柔混合机械臂进行了动力学分析;车仁炜等<sup>[6]</sup>基于等效元素集成法建立了港口起重机 5R 机械臂刚柔耦合动力学模型,给出动力响应曲线;张清华和张宪民<sup>[7]</sup>建立了平面

3-RRR 柔性并联机器人的刚弹耦合非线性动力学模型;凌云等<sup>[8]</sup>建立了一个由3种刚性臂和柔性臂组合的表层月壤取样器的动力学模型。另外,刚弹耦合动力学还广泛应用于航空、航海、交通运输、机械工程等领域<sup>[9-18]</sup>。

综上所述,刚弹耦合动力学在民用经济建设和国防建设中有着广阔的应用前景,是国内外学者不断探索的重要课题,且诸多学者做出了重要的贡献,但是目前还没有完全成熟的理论研究成果,理论研究工作还任重道远<sup>[19-21]</sup>。变分原理是从总体上把握事物,对于这类交叉学科,特别适用于应用变分原理进行研究<sup>[22]</sup>。而在工程实际中,又不可避免地会涉及到初值问题,Gurtin<sup>[23]</sup>利用卷积理论提出了与弹性动力学初值-边值问题等价的变分原理,中国学者罗恩在这一学科领域做出重要贡献<sup>[24-25]</sup>。本文将其推广应用于刚弹耦合动力学初值问题的研究中,首先建立刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理然后推导出其控制方

收稿日期: 2016-11-04; 录用日期: 2017-01-13; 网络出版时间: 2017-02-27 09:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170227.0937.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(111172046,10272034)

\* 通讯作者: E-mail: lianglifu@hrbeu.edu.cn

**引用格式:** 周平, 李海波, 梁立孚. 刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1321-1329. ZHOU P, LI H B, LIANG L F. Quasi-variational principle and application of initial value problem for rigid-elastic coupling dynamics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1321-1329 (in Chinese).

程,最后给出应用算例。

## 1 建立拟变分原理

首先给出刚体动力学初值问题拟变分原理以及弹性动力学初值问题拟变分原理,以此为基础,考虑耦合效应,进而建立出刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理。

### 1.1 刚体动力学初值问题拟变分原理

一类变量刚体动力学初值问题拟变分原理表示为

$$\delta \Pi_{g1} + \delta Q_g = 0 \quad (1)$$

式中:

$$\begin{aligned} \Pi_{g1} = & \iiint_V \frac{1}{2} \rho \frac{dX_i^c}{dt} * \frac{dX_i^c}{dt} dV - \iiint_V \rho \frac{dX_i^c(0)}{dt} X_i^c dV + \\ & \frac{1}{2} J_{ij} \frac{d\theta_j}{dt} * \frac{d\theta_i}{dt} - J_{ij} \frac{d\theta_j(0)}{dt} \theta_i - F_i * X_i^c - \\ & M_i * \theta_i \end{aligned}$$

$$\delta Q_g = X_i^c * \delta F_i + \theta_i * \delta M_i$$

其中: $\rho$ 为质量密度; $V$ 为体积; $\frac{d}{dt}$ 为空间坐标变量对时间 $t$ 的导数; $X_i^c$ 为质心到定坐标系原点的矢径; $\theta_i$ 为转角; $J_{ij}$ 为转动惯量; $F_i$ 为外力主矢; $M_i$ 为外力主矩;\*为卷积。初值条件为 $X_i^c|_{t=0} = X_i^c(0)$ ;  $\theta_i|_{t=0} = \theta_i(0)$ ;  $\frac{dX_i^c}{dt}|_{t=0} = \frac{dX_i^c(0)}{dt}$ ,  $\frac{d\theta_i}{dt}|_{t=0} = \frac{d\theta_i(0)}{dt}$ 。

研究表明<sup>[22,26]</sup>,上述拟变分原理的拟驻值条件正是刚体动力学微分控制方程。这便说明,拟变分原理所描述系统与系统的动力学微分方程具有等价性。

### 1.2 弹性动力学初值问题拟变分原理

一类变量非保守弹性动力学初值问题拟变分原理表示为

$$\delta \Pi_{e1} + \delta Q_e = 0 \quad (2)$$

式中:

$$\begin{aligned} \Pi_{e1} = & \iiint_V \left[ \frac{1}{2} \rho \frac{du_i}{dt} * \frac{du_i}{dt} - \rho \frac{du_i(0)}{dt} u_i + \right. \\ & \left. \frac{1}{2} a_{ijkl} \left( \frac{1}{2} u_{i,j} + \frac{1}{2} u_{j,i} \right) * \left( \frac{1}{2} u_{k,l} + \frac{1}{2} u_{l,k} \right) - \right. \\ & \left. f_i * u_i \right] dV - \iint_{S_\sigma} T_i * u_i dS \end{aligned}$$

$$\delta Q_e = \iiint_V u_i * \delta f_i dV + \iint_{S_\sigma} u_i * \delta T_i dS$$

其中: $u_i$ 为弹性位移; $f_i$ 为体积力; $T_i$ 为面积力; $a_{ijkl}$ 为刚度系数; $S$ 为面积; $S_\sigma$ 为应力边界面。在

位移边界面 $S_u$ 上, $u_i - \bar{u}_i = 0$ ( $\bar{u}_i$ 为边界位移)。

$$\text{初值条件为 } u_i|_{t=0} = u_i(0); \left. \frac{du_i}{dt} \right|_{t=0} = \frac{du_i(0)}{dt}.$$

研究表明<sup>[22,27]</sup>,上述拟变分原理的拟驻值条件正是弹性动力学微分控制方程。这便说明,拟变分原理所描述系统与系统的动力学微分方程具有等价性。

### 1.3 刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理

值得注意的是,刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理的建立不是刚体动力学和弹性动力学初值问题拟变分原理的简单叠加,关键还要考虑耦合效应,即确定其刚弹耦合项,包括域中耦合项和初值耦合项。

文献[27]在时间边值问题的刚弹耦合动力学拟变分原理的研究中,通过应用功能转换原理和能量守恒定律,合理地确定了刚弹耦合动力学边值问题拟变分原理的耦合项为

$$\iiint_V \rho \left( \frac{dX_i^c}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j}{dt} x_k \right) \frac{du_i}{dt} dV, e_{ijk} \text{为置换符号, } x_k \text{为}$$

视作刚体时微元质量 $dm$ 到质心的矢径,由此可以推断,刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理的域中耦合项为

$$\iiint_V \rho \left( \frac{dX_i^c}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j}{dt} x_k \right) * \frac{du_i}{dt} dV \quad (3)$$

应用Laplace卷积理论,可进一步推断导出与式(3)相应的初值耦合项为

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ -\rho \left( \frac{dX_i^c(0)}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j(0)}{dt} x_k \right) u_i - \right. \\ & \left. \rho (X_i^c + e_{ijk} \theta_j x_k) \frac{du_i(0)}{dt} \right] dV = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ -\rho \left( \frac{dX_i^c(0)}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j(0)}{dt} x_k \right) u_i - \right. \\ & \left. \rho \frac{du_i(0)}{dt} X_i^c + \rho e_{ijk} \frac{du_j(0)}{dt} x_k \theta_i \right] dV \quad (4) \end{aligned}$$

结合式(1)、式(2),引入式(3)、式(4),进而建立一类变量刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理:

$$\delta \Pi_{g1} + \delta Q_{g1} = 0 \quad (5)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Pi_{g1} = & \iiint_V \left[ \frac{1}{2} \rho \frac{dX_i^c}{dt} * \frac{dX_i^c}{dt} + \rho \left( \frac{dX_i^c}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j}{dt} x_k \right) * \frac{du_i}{dt} + \right. \\ & \left. \frac{1}{2} \rho \frac{du_i}{dt} * \frac{du_i}{dt} - \rho \left( \frac{dX_i^c(0)}{dt} + \frac{du_i(0)}{dt} \right) X_i^c + \right. \\ & \left. \rho e_{ijk} \frac{du_j(0)}{dt} x_k \theta_i - \rho \left( \frac{dX_i^c(0)}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j(0)}{dt} x_k + \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{du_i(0)}{dt} \right) u_i \right] dV + \frac{1}{2} J_{ij} \frac{d\theta_j}{dt} * \frac{d\theta_i}{dt} - J_{ij} \frac{d\theta_j(0)}{dt} \theta_i - \end{aligned}$$

$$F_i * X_i^c - M_i * \theta_i + U_1$$

$$U_1 = \iiint_V \left[ \frac{1}{2} a_{ijkl} \left( \frac{1}{2} u_{i,j} + \frac{1}{2} u_{j,i} \right) * \left( \frac{1}{2} u_{k,l} + \frac{1}{2} u_{l,k} \right) - f_i * u_i \right] dV - \iint_{S_\sigma} T_i * u_i dS$$

$$\delta Q_{gt1} = X_i^c * \delta F_i + \theta_i * \delta M_i + \iiint_V u_i * \delta f_i dV +$$

$$\iint_{S_\sigma} u_i * \delta T_i dS$$

边界条件为  $u_i - \bar{u}_i = 0$ 。

初值条件为  $X_i^c|_{t=0} = X_i^c(0), \theta_i|_{t=0} = \theta_i(0)$ ,

$$u_i|_{t=0} = u_i(0); \frac{dX_i^c}{dt} \Big|_{t=0} = \frac{dX_i^c(0)}{dt}, \frac{d\theta_i}{dt} \Big|_{t=0} = \frac{d\theta_i(0)}{dt}, \frac{du_i}{dt} \Big|_{t=0} = \frac{du_i(0)}{dt}。$$

应用对合变换,将式(5)变换为两类变量刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理:

$$\delta \Pi_{gt2} + \delta Q_{gt2} = 0 \quad (6)$$

式中:

$$\begin{aligned} \Pi_{gt2} = & \iiint_V \left[ \frac{1}{2} \rho v_i^c * v_i^c + \rho(v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k) * v_i^d + \right. \\ & \left. \frac{1}{2} \rho v_i^d * v_i^d - \rho(v_i^c(0) + v_i^d(0)) X_i^c + \right. \\ & \left. \rho e_{ijk} v_j^d(0) x_k \theta_i - \rho(v_i^c(0) + e_{ijk} \omega_j(0) x_k + \right. \\ & \left. v_i^d(0)) u_i \right] dV + \frac{1}{2} J_{ij} \omega_j * \omega_i - J_{ij} \omega_j(0) \theta_i - \\ & F_i * X_i^c - M_i * \theta_i + U_2 \end{aligned}$$

$$U_2 = \iiint_V \left( \frac{1}{2} a_{ijkl} \varepsilon_{ij} * \varepsilon_{kl} - f_i * u_i \right) dV - \iint_{S_\sigma} T_i * u_i dS$$

$$\delta Q_{gt2} = X_i^c * \delta F_i + \theta_i * \delta M_i +$$

$$\iiint_V u_i * \delta f_i dV + \iint_{S_\sigma} u_i * \delta T_i dS$$

其中:  $v_i^c$  为把刚弹耦合系统视为刚体时质心速度;  $\omega_i$  为把刚弹耦合系统视为刚体时转动角速度;  $v_i^d$  为刚弹耦合系统变形时的速度;  $\varepsilon_{ij}$  为弹性应变。其先决条件为  $v_i^c - \frac{dX_i^c}{dt} = 0, \omega_i - \frac{d\theta_i}{dt} = 0, v_i^d - \frac{du_i}{dt} = v_i^d - \left( \frac{\partial u_i}{\partial t} + e_{ijk} \frac{d\theta_j}{dt} u_k \right) = 0$  (运动学条件);  $\varepsilon_{ij} - \frac{1}{2} u_{i,j} - \frac{1}{2} u_{j,i} = 0$  (几何或连续性条件);  $u_i - \bar{u}_i = 0$  (位移边界条件)。初值条件为  $X_i^c|_{t=0} = X_i^c(0), \theta_i|_{t=0} = \theta_i(0), u_i|_{t=0} = u_i(0); v_i^c|_{t=0} = v_i^c(0), \omega_i|_{t=0} = \omega_i(0), v_i^d|_{t=0} = v_i^d(0)。$

## 2 推导控制方程

### 2.1 两类变量刚弹耦合动力学控制方程

将式(6)写成展开形式,可得

$$\begin{aligned} \delta \Pi_{gt2} + \delta Q_{gt2} = & \iiint_V [\rho(v_i^c + v_i^d) * \delta v_i^c - \rho(v_i^c(0) + \\ & v_i^d(0)) \delta X_i^c] dV - F_i * \delta X_i^c - \iint_V [\rho(e_{ijk} v_j^d x_k) * \delta \omega_i - \\ & \rho e_{ijk} v_j^d(0) x_k \delta \theta_i] dV + J_{ij} \omega_j * \delta \omega_i - \\ & J_{ij} \omega_j(0) \delta \theta_i - M_i * \delta \theta_i + \iint_V [\rho(v_i^c + \\ & e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) * \delta v_i^d - \rho(v_i^c(0) + e_{ijk} \omega_j(0) x_k + \\ & v_i^d(0)) \delta u_i] dV + \iint_V (a_{ijkl} \varepsilon_{kl} * \varepsilon_{ij} - \\ & f_i * \delta u_i) dV - \iint_{S_\sigma} T_i * \delta u_i dS = 0 \quad (7) \end{aligned}$$

将运动学条件式和几何条件式代入式(7),可得

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ \rho(v_i^c + v_i^d) * \delta \frac{dX_i^c}{dt} - \rho(v_i^c(0) + v_i^d(0)) \delta X_i^c \right] dV - F_i * \delta X_i^c - \\ & \iint_V \left[ \rho(e_{ijk} v_j^d x_k) * \delta \frac{d\theta_i}{dt} - \rho e_{ijk} v_j^d(0) x_k \delta \theta_i \right] dV + \\ & J_{ij} \omega_j * \delta \frac{d\theta_i}{dt} - J_{ij} \omega_j(0) \delta \theta_i - M_i * \delta \theta_i + \\ & \iint_V \left[ \rho(v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) * \delta \frac{du_i}{dt} - \right. \\ & \left. \rho(v_i^c(0) + e_{ijk} \omega_j(0) x_k + v_i^d(0)) \delta u_i \right] dV + \\ & \iint_V (a_{ijkl} \varepsilon_{kl} * \delta u_{i,j} - f_i * \delta u_i) dV - \\ & \iint_{S_\sigma} T_i * \delta u_i dS = 0 \quad (8) \end{aligned}$$

应用 Laplace 变换中的卷积理论:

$$\begin{aligned} & \iint_V \rho(v_i^c + v_i^d) * \delta \frac{dX_i^c}{dt} dV = \iint_V \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + v_i^d) * \delta X_i^c dV + \\ & \iint_V \rho(v_i^c(0) + v_i^d(0)) \delta X_i^c dV \quad (9) \\ & \iint_V \rho(e_{ijk} v_j^d x_k) * \delta \frac{d\theta_i}{dt} dV = \\ & \iint_V \rho \frac{d}{dt} (e_{ijk} v_j^d x_k) * \delta \theta_i dV + \iint_V \rho e_{ijk} v_j^d(0) x_k \delta \theta_i dV \quad (10) \end{aligned}$$

$$J_{ij} \omega_j * \delta \frac{d\theta_i}{dt} = \frac{d}{dt} (J_{ij} \omega_j) * \delta \theta_i + J_{ij} \omega_j(0) \delta \theta_i \quad (11)$$

$$\begin{aligned} & \iiint_V \rho (v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) * \delta \frac{du_i}{dt} dV = \\ & \iiint_V \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) * \delta u_i dV + \\ & \iiint_V \rho (v_i^c(0) + e_{ijk} \omega_j(0) x_k + v_i^d(0)) \delta u_i dV \end{aligned} \quad (12)$$

应用 Green 定理:

$$\begin{aligned} & \iiint_V a_{ijkl} \varepsilon_{kl} * \delta u_{i,j} dV = \\ & \iint_{S_\sigma + S_n} a_{ijkl} \varepsilon_{kl} n_j * \delta u_i dS - \iiint_V (a_{ijkl} \varepsilon_{kl})_{,j} * \delta u_i dV \end{aligned} \quad (13)$$

式中:  $n_i$  为表面法线方向数。

将式(9)~式(13)代入式(8),并考虑到位移边界条件,可得

$$\begin{aligned} & - \left[ - \iiint_V \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + v_i^d) dV + F_i \right] * \delta X_i^c - \\ & \left[ \iiint_V \rho \frac{d}{dt} (e_{ijk} v_j^d x_k) dV - \frac{d}{dt} (J_{ij} \omega_j) + M_i \right] * \\ & \delta \theta_i - \iint_V \left[ - \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) + \right. \\ & \left. (a_{ijkl} \varepsilon_{kl})_{,j} + f_i \right] * \delta u_i dV + \iint_{S_\sigma} (a_{ijkl} \varepsilon_{kl} n_j - T_i) * \\ & \delta u_i dS = 0 \end{aligned} \quad (14)$$

由于  $\delta X_i^c$ 、 $\delta \theta_i$ 、 $\delta u_i$  的任意性,可得两类变量刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理的拟驻值条件为

$$- \iiint_V \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + v_i^d) dV + F_i = 0 \quad (15)$$

$$\iiint_V \rho \frac{d}{dt} (e_{ijk} v_j^d x_k) dV - \frac{d}{dt} (J_{ij} \omega_j) + M_i = 0 \quad (16)$$

$$- \rho \frac{d}{dt} (v_i^c + e_{ijk} \omega_j x_k + v_i^d) + (a_{ijkl} \varepsilon_{kl})_{,j} + f_i = 0 \quad (17)$$

(在  $V$  中)

$$a_{ijkl} \varepsilon_{kl} n_j - T_i = 0 \quad (18)$$

(在  $S_\sigma$  上)

式(15)~式(18)即为刚弹耦合动力学的控制方程,与其先决条件一起构成封闭的微分方程组。

### 2.2 一类变量刚弹耦合动力学控制方程

应用对合变换,由式(15)~式(18)得到一类变量刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理的拟驻值条件(控制方程)为

$$- \iiint_V \rho \frac{d}{dt} \left( \frac{dX_i^c}{dt} + \frac{du_i}{dt} \right) dV + F_i = 0 \quad (19)$$

$$\iiint_V \rho \frac{d}{dt} \left( e_{ijk} \frac{du_j}{dt} x_k \right) dV - \frac{d}{dt} \left( J_{ij} \frac{d\theta_j}{dt} \right) + M_i = 0 \quad (20)$$

$$- \rho \frac{d}{dt} \left( \frac{dX_i^c}{dt} + e_{ijk} \frac{d\theta_j}{dt} x_k + \frac{du_i}{dt} \right) + \left[ a_{ijkl} \left( \frac{1}{2} u_{k,l} + \frac{1}{2} u_{l,k} \right) \right]_{,j} + f_i = 0 \quad (在  $V$  中)$$

$$a_{ijkl} \left( \frac{1}{2} u_{k,l} + \frac{1}{2} u_{l,k} \right) n_j - T_i = 0 \quad (在  $S_\sigma$  上) \quad (22)$$

## 3 算例

对于结构的约束振动问题,目前已经有了较为成熟的理论和方法<sup>[28-29]</sup>。在航天、航空、航海和机器人动力学中,广泛存在无约束自由体的振动问题<sup>[30-31]</sup>。需要注意,无约束梁的振型是绕振动中心轴作往复振动,而不是梁的中性轴,且梁的中性轴与振动中心轴之间不仅有刚体平动位移  $D$ ,还有刚体转动位移  $C$ ,多部专著<sup>[32-33]</sup>及文献[34]均给出这类刚性位移的表达式:

$$\varphi(x) = Cx + D \quad (23)$$

式中:  $x$  为空间变量。

刚体平动位移与刚体转动位移和横向弯曲振动叠加,从而使振动时的平衡位置相对于梁的中性轴有某个偏移。这类自由体的振动问题即属于刚弹耦合动力学问题。

下面应用刚弹耦合动力学初值问题的拟变分原理来研究自由梁的振动问题。这类研究一般有2种途径:一是应用推导刚弹耦合动力学初值问题的拟变分原理的拟驻值条件,得到刚弹耦合动力学初值问题的控制方程,应用求解微分方程(或其他类型的方程)的方法,求得问题的精确的或者近似的解析解或者数值解,3.1节算例便是应用刚弹耦合动力学初值问题的控制方程来求解;二是应用变分直接方法,例如 Ritz 方法,求得问题的近似的解析解或者数值解,3.2节算例便是借助刚弹耦合动力学初值问题的拟变分原理,应用变分直接方法 Ritz 方法来求解。

### 3.1 自由梁奇数阶振型

无约束梁的自由振动的奇数阶振型是对称弯曲振型,三阶振型  $\varphi_3$  如图1所示。

假设振动的奇数阶振型引起的广义位移为

$$w_{2i-1} = q_{2i-1} \left[ C_{2i-1} x + D_{2i-1} - \sin \frac{(2i-1)\pi x}{L} \right] \quad (24)$$

$i = 1, 2, \dots, n$

式中:  $q_{2i-1} = A_{2i-1} \sin \omega_{2i-1} t$ ,  $A_{2i-1}$  为振幅,  $\omega_{2i-1}$  为角频率;  $x$ 、 $y$  坐标如图1所示;  $C_{2i-1}$  和  $D_{2i-1}$  为待定常数;  $L$  为梁的长度。

这里,研究的是无约束梁自由振动的情形。

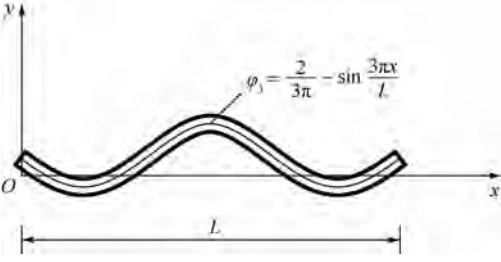


图1 无约束梁自由振动的三阶振型

Fig.1 Third-order vibration mode of unrestrained beam in a free vibration

自由梁被激振后,仅有由梁的振动加速度导致的惯性力,且惯性力自相平衡。对于这类自由梁奇数阶振型(对称弯曲振型),研究小位移理论的情况,因此可将控制方程式(19)变换为

$$\iiint_V -\rho \frac{\partial^2 w_{2i-1}}{\partial t^2} dV = -\int_0^L m \ddot{w}_{2i-1} dx = -\bar{m} \ddot{q}_{2i-1} \int_0^L \left[ C_{2i-1} x + D_{2i-1} - \sin \frac{(2i-1)\pi x}{L} \right] dx = 0 \quad (25)$$

式中: $\bar{m}$  为单位长度梁的质量。

对式(25)进行积分,并约去不为零的因子,可得

$$\frac{C_{2i-1}L}{2} + D_{2i-1} = \frac{2}{(2i-1)\pi} \quad (26)$$

控制方程式(20)变换为

$$\iiint_V \rho \frac{d}{dt} \left( e_{ijk} \frac{dw_j}{dt} x_k \right) dV = \int_0^L m \ddot{w}_{2i-1} x dx = \bar{m} \ddot{q}_{2i-1} \cdot \int_0^L \left[ C_{2i-1} x + D_{2i-1} - \sin \frac{(2i-1)\pi x}{L} \right] x dx = 0 \quad (27)$$

经过积分,并约去不为零的因子,可得

$$\frac{2C_{2i-1}L}{3} + D_{2i-1} = \frac{2}{(2i-1)\pi} \quad (28)$$

由式(26)和式(28)可解得

$$\begin{cases} C_{2i-1} = 0 \\ D_{2i-1} = \frac{2}{(2i-1)\pi} \end{cases} \quad (29)$$

代入式(24)可得广义位移为

$$w_{2i-1} = A_{2i-1} \sin \omega_{2i-1} t \left[ \frac{2}{(2i-1)\pi} - \sin \frac{(2i-1)\pi x}{L} \right] \quad (30)$$

将控制方程式(21)变换为积分形式,即为一个 Lagrange 算子:

$$\int_0^L \left[ \frac{d}{dt} \frac{\partial}{\partial q_{2i-1}} \left( \frac{1}{2} m \frac{dw_{2i-1}}{dt} \cdot \frac{dw_{2i-1}}{dt} \right) + \frac{\partial}{\partial q_{2i-1}} \left( \frac{1}{2} EI \frac{d^2 w_{2i-1}}{dx^2} \cdot \frac{d^2 w_{2i-1}}{dx^2} \right) \right] dx = 0 \quad (31)$$

式中:EI 为剖面刚度系数。

为了确定奇数阶振型的频率,将式(30)代入式(31),整理可得

$$\frac{\bar{m}L \left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]}{2(2i-1)^2 \pi^2} \ddot{q}_{2i-1} + \frac{EI(2i-1)^4 \pi^4}{2L^3} q_{2i-1} = 0 \quad (32)$$

故得奇数阶振型的自振频率为

$$\omega_{2i-1}^2 = \frac{EI(2i-1)^4 \pi^4}{2L^3} = \frac{\bar{m}L \left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]}{2(2i-1)^2 \pi^2} = \frac{EI(2i-1)^6 \pi^6}{\bar{m}L^4 \left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]} \quad (33)$$

$$\omega_{2i-1} = \frac{(2i-1)^3 \pi^3}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{\bar{m} \left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]}} \quad (34)$$

鉴于角频率的标准形式为

$$\omega_i = \sqrt{\frac{EI}{m}} \left( \frac{\mu_i}{L} \right)^2 \quad (35)$$

式中: $\mu_i$  为频率参数。

式(35)是一个重要的关系式,已经得到实验的验证<sup>[28-29]</sup>。将式(34)变换为类似式(35)的标准形式为

$$\omega_{2i-1} = \sqrt{\frac{EI}{m}} \left[ \frac{1}{L} \sqrt{\frac{\left[ (2i-1)^3 \pi^3 \right]^2}{\left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]}} \right]^2 = \sqrt{\frac{EI}{m}} \left( \frac{\mu_{2i-1}}{L} \right)^2 \quad (36)$$

式中:

$$\mu_{2i-1} = \sqrt[4]{\frac{\left[ (2i-1)^3 \pi^3 \right]^2}{\left[ (2i-1)^2 \pi^2 - 8 \right]}} \quad (37)$$

由上述分析可知,自由梁的奇数阶振型是绕振动中心轴作往复振动,而不是梁的中性轴。因此,若自由梁被激振前为水平等速直线运动,则由于自由振动的奇数阶振型的作用,可使自由梁的运动轨迹产生微小的扰动。

### 3.2 自由梁偶数阶振型

选取自由梁偶数阶振型的振型函数为 Ritz 方法的坐标函数,应用刚弹耦合动力学初值问题的拟变分原理寻求自由梁偶数阶振型的解析解。

无约束梁的自由振动的偶数阶振型是反对称弯曲振型,二阶振型  $\varphi_2$  如图 2 所示。

假设振动的偶数阶振型引起的广义位移为

$$w_{2i} = q_{2i} \left( \sin \frac{2i\pi x}{L} + C_{2i} x + D_{2i} \right) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (38)$$

式中: $q_{2i} = A_{2i} \sin \omega_{2i} t$ ,  $A_{2i}$  为振幅,  $\omega_{2i}$  为角频率;  $C_{2i}$  和  $D_{2i}$  为待定常数。

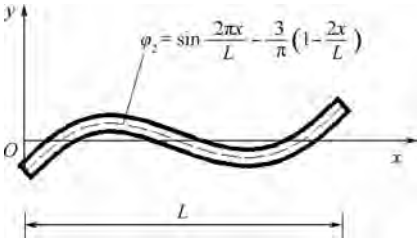


图2 无约束梁自由振动的二阶振型  
Fig.2 Second-order vibration mode of unrestrained beam in a free vibration

将振型函数式(38)作为 Ritz 方法的坐标函数,代入刚弹耦合动力学初值问题的拟变分原理的泛函式(5)中,经过类似求拟驻值条件的推导过程,可以求得 1 个联立方程组,包括 3 个方程。

方程 1:

$$\iiint_V -\rho \frac{\partial^2 w_{2i}}{\partial t^2} dV = -\int_0^L \bar{m} \ddot{w}_{2i} dx = -\bar{m} \ddot{q}_{2i} \int_0^L \left( \sin \frac{2i\pi x}{L} + C_{2i}x + D_{2i} \right) dx = 0 \quad (39)$$

对式(39)进行积分,并约去不为零的因子,可得

$$\frac{C_{2i}L}{2} + D_{2i} = 0 \quad (40)$$

方程 2:

$$\iiint_V \rho \frac{d}{dt} \left( e_{ijk} \frac{dw_j}{dt} x_k \right) dV = \int_0^L m \ddot{w}_{2i} x dx = -\bar{m} \ddot{q}_{2i} \int_0^L \left( \sin \frac{2i\pi x}{L} + C_{2i}x + D_{2i} \right) x dx = 0 \quad (41)$$

对式(41)进行积分,并约去不为零的因子,可得

$$\frac{2C_{2i}L}{3} + D_{2i} = \frac{1}{i\pi} \quad (42)$$

由式(40)和式(42)可解得

$$\begin{cases} C_{2i} = \frac{6}{i\pi L} \\ D_{2i} = -\frac{3}{i\pi} \end{cases} \quad (43)$$

代入式(38)可得广义位移为

$$w_{2i} = A_{2i} \sin \omega_{2i} t \left[ \sin \frac{2i\pi x}{L} - \frac{3}{i\pi} \left( 1 - \frac{2x}{L} \right) \right] \quad (44)$$

方程 3:

$$\int_0^L \left[ \frac{d}{dt} \frac{\partial}{\partial \dot{q}_{2i}} \left( \frac{1}{2} m \frac{dw_{2i}}{dt} \cdot \frac{dw_{2i}}{dt} \right) + \frac{\partial}{\partial q_{2i}} \left( \frac{1}{2} EI \frac{d^2 w_{2i}}{dx^2} \cdot \frac{d^2 w_{2i}}{dx^2} \right) \right] dx = 0 \quad (45)$$

为了确定偶数阶振型的频率,将式(44)代入式(45),整理可得

$$\frac{mL(i^2\pi^2 - 6)}{2i^2\pi^2} \ddot{q}_{2i} + \frac{8EIi^4\pi^4}{L^3} q_{2i} = 0 \quad (46)$$

故得偶数阶振型的自振频率为

$$\omega_{2i}^2 = \frac{8i^4 EI \pi^4}{mL(i^2\pi^2 - 6)} = \frac{16EIi^6\pi^6}{mL^4(i^2\pi^2 - 6)} \quad (47)$$

$$\omega_{2i} = \frac{4i^3\pi^3}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{m(i^2\pi^2 - 6)}} \quad (48)$$

将式(48)变换为类似式(35)的标准形式:

$$\omega_{2i} = \sqrt{\frac{EI}{m}} \left[ \frac{1}{L} \sqrt{\frac{(4i^3\pi^3)^2}{i^2\pi^2 - 6}} \right]^2 = \sqrt{\frac{EI}{m}} \left( \frac{\mu_{2i}}{L} \right)^2 \quad (49)$$

式中:

$$\mu_{2i} = \sqrt{\frac{(4i^3\pi^3)^2}{i^2\pi^2 - 6}} \quad (50)$$

由上述分析可知,自由梁的偶数阶振型是绕振动中心轴作往复振动,而不是梁的中性轴,且梁的中性轴与振动中心轴之间有一个角度。因此,若自由梁被激振前为水平等速直线运动,则由于自由振动的偶数阶振型的作用,可使自由梁的运动姿态产生微小的扰动。

### 3.3 两点探讨

1) 3.1 节和 3.2 节算例给出的是一般情况。

当  $i$  取 2 时,由奇数阶振型可知广义位移为

$$w_3 = A_3 \sin \omega_3 t \left( \frac{2}{3\pi} - \sin \frac{3\pi x}{L} \right) \quad (51)$$

三阶振型如图 1 所示。当  $i$  取 1 时,由偶数阶振型可知广义位移为

$$w_2 = A_2 \sin \omega_2 t \left[ \sin \frac{2\pi x}{L} - \frac{3}{\pi} \left( 1 - \frac{2x}{L} \right) \right] \quad (52)$$

二阶振型如图 2 所示。

2) 考虑刚弹耦合效应的计算结果,根据式(37)和式(50)计算可得

$$\begin{cases} \mu_0 = 0 \\ \mu_1 = 4.762 \\ \mu_2 = 7.940 \\ \mu_3 = 9.650 \\ \mu_4 = 13.095 \end{cases} \quad (53)$$

不考虑刚弹耦合效应的计算结果为

$$\begin{cases} \mu_0 = 0 \\ \mu_1 = 4.730 \\ \mu_2 = 7.853 \\ \mu_3 = 10.996 \\ \mu_4 = 14.137 \end{cases} \quad (54)$$

可见二者之间有一定的误差,建议从事理论和实验研究学者给予应有的重视。

## 4 结 论

1) 结合刚体动力学初值问题拟变分原理和非保守弹性动力学初值问题拟变分原理,经过确定耦合项和相应的初值项,建立刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理。为建立有限元计算模型提供了依据。

2) 应用变分方法,借助于 Laplace 变换中的卷积理论及 Green 定理,推导出刚弹耦合动力学控制方程。

3) 应用刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理解决自由梁的振动问题,得到问题的近似的解析解。

### 参考文献 (References)

- [1] 蒋建平,李东旭. 航天器挠性附件刚柔耦合动力学建模与仿真[J]. 宇航学报,2015,26(3):270-274.  
JIANG J P, LI D X. Modeling and simulation for the rigid-flexible coupling[J]. Journal of Astronautics, 2015, 26(3):270-274(in Chinese).
- [2] 戈庆明,郭军. 作大范围运动刚柔混合体的动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(9):1110-1114.  
GE Q M, GUO J. Dynamical modeling and simulation of rigid-flexible hybrids in large overall motions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9):1110-1114(in Chinese).
- [3] 陆毓颖,刘铸永,洪嘉振. 挠性航天器系统动力学耦合特性研究[J]. 空间科学学报,2012,32(4):550-554.  
LU Y Y, LIU Z Y, HONG J Z. Study on dynamic coupling characteristic of flexible spacecraft[J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(4):550-554(in Chinese).
- [4] 游斌弟,温建民,张广玉,等. 航天器薄壳柔性附件展开耦合行为特性研究[J]. 宇航学报,2015,36(6):640-647.  
YOU B D, WEN J M, ZHANG G Y, et al. Study on coupling behavior of spacecraft deployment with flexible appendages of shell structure[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(6):640-647(in Chinese).
- [5] 韩清鹏,高培鑫. 大范围运动条件下的刚柔混合机械臂动力学分析[J]. 机械设计,2013,30(2):27-31.  
HAN Q P, GAO P X. Dynamic analysis of rigid-flexible manipulators undergoing a large overall motion condition[J]. Journal of Machine Design, 2013, 30(2):27-31(in Chinese).
- [6] 车仁炜,陆念力,薛渊. 基于 EFEM 的 5R 机械臂刚柔耦合动力学分析[J]. 哈尔滨工程大学学报,2015,36(11):1504-1508.  
CHE R W, LU N L, XUE Y. Dynamic analysis on the rigid-flexible coupled multi-body system of 5R manipulator based on EFEM[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(11):1504-1508(in Chinese).
- [7] 张清华,张宪民. 平面 3-RRR 柔性并联机器人动力学建模与分析[J]. 振动工程学报,2013,26(2):239-245.  
ZHANG Q H, ZHANG X M. Dynamic modeling and analysis of planar 3-RRR flexible parallel robots[J]. Journal of Vibration Engineering, 2013, 26(2):239-245(in Chinese).
- [8] 凌云,宋爱国,卢伟. 一种刚、柔机械臂组合的月壤取样器动力学分析[J]. 宇航学报,2014,35(7):770-776.  
LING Y, SONG A G, LU W. Dynamics analysis of a rigid-flexible combined lunar sampler[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(7):770-776(in Chinese).
- [9] 梁立孚,宋海燕,郭庆勇. 应用 Lagrange 方程研究刚弹耦合动力学[J]. 哈尔滨工程大学学报,2015,36(4):456-460.  
LIANG L F, SONG H Y, GUO Q Y. Research on rigid-flexible coupling dynamics using Lagrange equation[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(4):456-460(in Chinese).
- [10] WASFY T M, NOOR A K. Computational strategies for flexible multi-body systems[J]. Applied Mechanics Review, 2003, 56(6):553-613.
- [11] 钟杭,王耀南,李玲,等. 旋翼飞行机械臂建模及动态重心补偿控制[J]. 控制理论与应用,2016,33(3):311-320.  
ZHONG H, WANG Y N, LI L, et al. Rotor-flying manipulator modeling and control with dynamic compensation for gravity offset[J]. Control Theory & Applications, 2016, 33(3):311-320(in Chinese).
- [12] KOJIMA Y, TANIWAKI S, OKAMI Y. Dynamic simulation of stick-slip motion of a flexible solar array[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(6):724-735.
- [13] 李发宗,童水光,王相兵,等. 船用挖掘机机械臂刚柔耦合动力学及特性研究[J]. 振动与冲击,2014,33(20):157-163.  
LI F Z, TONG S G, WANG X B, et al. Rigid-flexible coupling dynamics and characteristics of marine excavator's mechanical arm[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(20):157-163(in Chinese).
- [14] 朴明伟,杨晶,赵强,等. 高铁车辆刚柔耦合仿真奇异性及其处理对策[J]. 计算机集成制造系统,2015,21(9):2458-2466.  
PIAO M W, YANG J, ZHAO Q, et al. Rigid-flexible coupling simulation singularity of high-speed rolling stocks and transaction strategy[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2015, 21(9):2458-2466(in Chinese).
- [15] 刘莉,陈树霖,周思达,等. 脉冲子结构与有限元刚-弹混合连接的子结构方法[J]. 航空学报,2015,36(8):2670-2680.  
LIU L, CHEN S L, ZHOU S D, et al. A substructure method for coupling impulse response functions with finite element models via rigid-elastic joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8):2670-2680(in Chinese).
- [16] 谢琴,吴运新. 液压挖掘机刚柔耦合动力学分析[J]. 机械传动,2016,40(5):101-104.  
XIE Q, WU Y X. Rigid-flexible coupling dynamics analysis of hydraulic excavator[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2016, 40(5):101-104(in Chinese).
- [17] 杨丽,孙志礼,柴小冬,等. 供弹机虚拟样机刚柔耦合动力学特性[J]. 中国工程机械学报,2014,12(5):377-383.  
YANG L, SUN Z L, CHAI X D, et al. Feeder virtual prototyping on rigid-flexible coupling dynamical properties[J]. Chinese Journal of Construction Machinery, 2014, 12(5):377-383(in Chinese).

- Chinese).
- [18] BASHER H A. Modeling and simulation of flexible robot manipulator with a prismatic joint [C] // Proceedings of IEEE Southeast Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 255-260.
- [19] 马兴瑞, 王本利, 苟兴宇. 航天器动力学——若干问题进展及应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2001.  
MA X R, WANG B L, GOU X Y. Spacecraft dynamics—Development and application in a few problems [M]. Beijing: Science Press, 2001 (in Chinese).
- [20] 黄文虎, 曹登庆, 韩增尧. 航天器动力学与控制的研究进展与展望 [J]. 力学进展, 2012, 42(4): 367-394.  
HUANG W H, CAO D Q, HAN Z Y. Advances and trends in dynamics and control of spacecrafts [J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 367-394 (in Chinese).
- [21] 岳宝增, 宋晓娟. 具有刚-柔-液-控耦合的航天器动力学研究进展 [J]. 力学进展, 2013, 43(1): 162-172.  
YUE B Z, SONG X J. Advances in rigid-flexible-liquid-control coupling dynamics of spacecraft [J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(1): 162-172 (in Chinese).
- [22] 梁立孚, 宋海燕, 樊涛, 等. 非保守系统的拟变分原理及其应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2015: 62-70, 137-138.  
LING L F, SONG H Y, FAN T, et al. Quasi-variational principles of non-conservative system and Their applications [M]. Beijing: Science Press, 2015: 62-70, 137-138 (in Chinese).
- [23] GURTIN M E. Variational principles for elastodynamics [J]. Archive for Rational Mechanics and Analysis, 1964, 16(1): 34-50.
- [24] 罗恩. 关于线弹性动力学中各种 Gurtin 型变分原理 [J]. 中国科学: A 辑, 1987(9): 936-948.  
LUO E. Gurtin-type variational principles in linear elastodynamics [J]. Science in China (Series A), 1987(9): 936-948 (in Chinese).
- [25] 罗恩, 朱慧坚. 有限变形弹性动力学的非传统 Gurtin 型变分原理 [J]. 固体力学学报, 2003, 24(1): 1-7.  
LOU E, ZHU H J. Unconventional Gurtin-type variational principles for finite deformation elastodynamics [J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2003, 24(1): 1-7 (in Chinese).
- [26] 梁立孚, 周平, 刘宗民. 刚体动力学初值问题的拟变分原理及其应用 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2009, 30(10): 1091-1096.  
LING L F, ZHOU P, LIU Z M. Quasi-variational principles of the initial value problem in rigid-body dynamics and their applications [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2009, 30(10): 1091-1096 (in Chinese).
- [27] 梁立孚, 宋海燕, 李海波. 航天分析动力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2016: 125-128.  
LING L F, SONG H Y, LI H B. Analytical dynamics of aerospace systems [M]. Beijing: Science Press, 2016: 125-128 (in Chinese).
- [28] 克拉夫 R W, 彭津 J. 结构动力学 [M]. 王光远, 等译. 北京: 高等教育出版社, 2006: 294-306.  
CLOUGH R W, PENZIEN J. Dynamics of structures [M]. WANG G Y, et al, translated. Beijing: Higher Education Press, 2006: 294-306 (in Chinese).
- [29] 诸德超, 邢誉峰. 工程振动基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 168-277.  
ZHU D C, XING Y F. Engineering vibration foundation [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004: 168-277 (in Chinese).
- [30] 姚熊亮. 舰船结构振动冲击与噪声 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 168-178.  
YAO X L. Vibration shock and noise of warship structure [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 168-178 (in Chinese).
- [31] 邱吉宝, 张正平, 李海波. 航天器与运载火箭耦合分析相关技术研究进展 [J]. 力学进展, 2012, 42(4): 416-434.  
QIU J B, ZHANG Z P, LI H B. Progresses in research on coupled analysis technology for space vehicle and launch vehicles [J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 416-434 (in Chinese).
- [32] 李东旭. 高等结构动力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2010: 319-329.  
LI D X. Advanced structural dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2010: 319-329 (in Chinese).
- [33] 史密斯 M S. 结构动力学 [M]. 五〇四翻译小组, 译. 北京: 国防工业出版社, 1976: 71-75.  
SMITH M S. Structural dynamics [M]. 504 Translation Group, translated. Beijing: National Defense Industry Press, 1976: 71-75 (in Chinese).
- [34] 李海波, 宋海燕, 梁立孚. 确定无约束梁耦合振型的一种途径 [J]. 强度与环境, 2011, 38(2): 6-12.  
LI H B, SONG H Y, LING L F. An approach of coupled vibration mode determined of unrestrained beam [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(2): 6-12 (in Chinese).

#### 作者简介:

周平 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 变分原理及其应用。

李海波 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 航天结构强度与可靠性。

梁立孚 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 变分原理和耦合动力学。

# Quasi-variational principle and application of initial value problem for rigid-elastic coupling dynamics

ZHOU Ping<sup>1,2</sup>, LI Haibo<sup>3</sup>, LIANG Lifu<sup>1,\*</sup>

1. College of Mechanical Electrical Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;
2. College of Mechanical Engineering, Heilongjiang University of Science and Technology, Harbin 150022, China;
3. Science and Technology on Reliability and Environment Engineering Laboratory, Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The rigid-elastic coupling dynamics has been widely used in the national defense and civil economic construction, but there are still no mature theoretical research results. In this view, the quasi-variational principle of the initial value problem was established, according to rigid-elastic coupling characters, and the quasi-stationary condition of the quasi-variational principle was derived by the variational method. This condition is the governing equation of rigid-elastic coupling dynamics. Two examples were given to show the application of this condition. One was the analytical solution of the odd order vibration mode of free beam obtained by the governing equation. The other is the analytical solution of the even order vibration mode of the free beam obtained by the variational direct method Ritz method. The results show that the quasi-variational principle of the initial value problem of the rigid-elastic coupling dynamics provides the basis for the establishment of finite element model.

**Keywords:** rigid-elastic coupling dynamics; initial value problem; quasi-variational principle; governing equation; free beam

**Received:** 2016-11-04; **Accepted:** 2017-01-13; **Published online:** 2017-02-27 09:37

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170227.0937.003.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170227.0937.003.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (111172046,10272034)

\* **Corresponding author.** E-mail: lianglifu@hrbeu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0526

# 共轴共聚焦干涉式表面等离子体显微成像技术



张蓓<sup>1,\*</sup>, 闫鹏<sup>1</sup>, 王乐<sup>2</sup>, 高枫<sup>1</sup>, 袁梅<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

2. 中国人民大学 理学院, 北京 100872)

**摘 要:** 表面等离子体(SPs)显微成像技术能够在纳米尺度上对材料折射率的局部变化以及材料的表面形貌进行检测,这一特性使其在生物医疗及半导体材料等领域有很多的应用。提出一种新型共轴共聚焦干涉式表面等离子体显微成像技术,该技术可以定量地对折射率变化进行检测,而且具有实现简单、成本低、对环境条件要求低、信噪比高等优点。采用压电陶瓷微纳米移动平台在显微物镜的焦面附近对样品进行扫描,SPs信号与参考光的相对相位会改变从而产生一个周期性的振荡信号即 $V(z)$ 曲线。同时该技术能够通过控制样品的离焦距离来实现图像对比度的可控,而且这一举措不会显著地降低图像的分辨率及对对比度。也分别从理论仿真和实验结果上证明了该技术的可行性。

**关键词:** 显微成像; 共聚焦干涉; 表面等离子体; 成像系统; 纳米检测

**中图分类号:** TN29; TH742

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1330-06

表面等离子体(SPs)是在介质表面传播的一种物理波,因其对介质表面的微小变化(折射率、厚度)非常敏感,从而成为这些年来纳米传感及成像领域的一个热点。然而横向分辨率一直是表面等离子体传感及成像技术的一个制约因素,常用的基于SPs幅值检测的显微技术包括文献[1]中提到的使用Al来替代纳米金,Kano等<sup>[2]</sup>提出的应用高数值孔径的油浸显微物镜替代文献[3]等使用的高折射率棱镜来激发SPs,Moh等<sup>[4]</sup>提出的使用径向偏振来代替传统的线性偏振等技术都对表面等离子体成像技术的横向分辨率进行了优化。文献[1]中提到灰度型的表面等离子体显微技术的横向分辨率与轴向分辨率相悖,即横向分辨率的优化会显著降低轴向分辨率。针对这一问题,文献[5]中提出并证明了采用油浸显微物

镜的差分扫描干涉显微镜可以用来进行高分辨率表面等离子体成像<sup>[6-8]</sup>,核心技术是当样品在显微物镜的焦面上移动时,探测器探测到的输出信号包括两部分,一部分来自表面等离子体,另一部分来自于参考光。当样品在显微物镜的焦面附近移动即离焦时,这两部分的相对相位会发生改变由此产生一个周期性的振荡信号,即 $V(z)$ 曲线<sup>[9-10]</sup>。该振荡信号的周期与表面等离子体波的激发角度相关<sup>[11]</sup>。从光学结构来看,该差分扫描干涉的系统采用了双臂干涉,包括信号臂及参考臂,同时采用了声光调制及其他控制电路来实现<sup>[5,12]</sup>。在扫描干涉系统中,输出信号来自于信号臂(后焦面)与参考臂(后焦面)的乘积。而在样品移动的过程中,参考臂的信号几乎不变,因此输出信号与信号臂后焦面成正比<sup>[13]</sup>。同理,共聚

收稿日期: 2016-06-20; 录用日期: 2016-10-28; 网络出版时间: 2016-12-05 14:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161205.1405.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61405006, 11304381); 虚拟现实技术与系统国家重点实验室开放基金(BUAA-VR-15KF-04); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-ZDHXY-09); 北京航空航天大学优青培育基金(YWF-15-6)

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

**引用格式:** 张蓓, 闫鹏, 王乐, 等. 共轴共聚焦干涉式表面等离子体显微成像技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1330-1335. ZHANG B, YAN P, WANG L, et al. Common-path confocal interferometric surface plasmon microscopy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1330-1335 (in Chinese).

焦系统收集的信号也是系统的后焦面。这一概念可以被理解为显微物镜在后焦平面和针孔平面之间起了一个傅里叶变换的作用,即孔径处的信号即后焦面信号的傅里叶变换的结果,从而使得孔径处收集到的信号与后焦面的强度积分成正比,而强度是场强的平方,因此通过对探测到的信号开平方即可得到信号臂的场强,而且该场强与系统的对比度成正比。基于这一概念,本文提出了一种基于共聚焦系统的 SPs 显微成像方法及系统。该系统比现有的灰度式非干涉型 SPs 技术具有更高横向分辨率,比现有的双臂干涉型 SPs 技术成本低、系统更简单更稳定,而且具有对环境和实验条件要求较低,更方便与商用的显微镜兼容等优点。

## 1 共聚焦干涉式 SPs 显微成像方法

共聚焦干涉式 SPs 显微成像技术的系统原理示意图如图 1 所示。样品由宽角度范围的入射光进行照明,探测器探测到的信号主要来自光路 P1 和 P2。光路 P1 包含与入射光非常接近的入射光和反射光,光路 P2 包含激发表面等离子体角度的入射光,这发生在表面等离子体的“a”点;这 2 种光在所有位置返回,然而,在共聚焦系统中只有来自焦点的光(相当于从“b”点发射)穿过了针孔。表面等离子体激发于“b”,在纳米金的表面进行传播,其中部分表面等离子体在“a”点再辐射回显微物镜,通过光路 P2 被探测器探测并与 P1 光路进行干涉。

共聚焦干涉式 SPs 显微成像技术的光学系统结构简化示意图如图 2 所示。该光学系统主要包

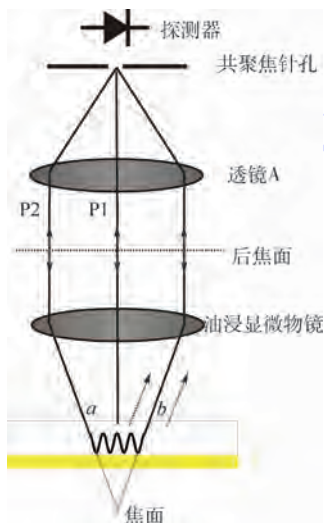


图 1 SPs 共聚焦系统的原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of principle concept of confocal SPs system

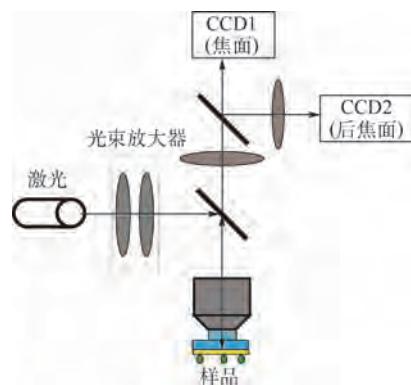


图 2 简化的光学系统结构示意图

Fig. 2 Simplified schematic diagram of optical system structure

括两部分,分别为入射光路和成像光路。其中照射光路采用 632.8 nm 氦-氖激光 (Coherent, 10 mW) 作为照明光源。光束扩束器用来扩充光束以充满物镜的通光孔径(满足 SPs 的激发),本系统采用 10 倍扩束光路。薄膜分光器用来分开入射光路和成像光路。该系统采用数值孔径 (NA) 为 1.25 的油浸显微物镜 (Olympus, 100 倍,  $\infty$ ) 来激发 SPs 并将样品反射回来的信号通过薄膜分光器传到探测器上。该系统共使用了 2 台电荷耦合器件 (CCD) 图像传感器,一台用于对样品进行成像 (CCD1, Sony, 像素大小为  $7.4 \mu\text{m}$ ),一台用于对物镜的后焦面进行成像 (CCD2, 型号同 CCD1)。样品上面被扫描到的点 ( $1.22 \lambda/\text{NA}$ ,  $\lambda$  为光在真空中的波长),经过两级放大系统 ( $100 \times 20$ ) 共放大 2000 倍,这样点扩散函数即焦点的相在 CCD1 上占据大约 100 像素。系统中本文采用“虚拟针孔”的技术,即仅使用 CCD 上一部分像素上的信号,其余像素设为 0。①可以方便地定位焦点和针孔的相对位置;②方便对“针孔”的大小快速地定义;③方便取平均效应避免了由于个别像素过饱和的问题。样品安装在一个由压电陶瓷驱动平台组成的三维微纳米操控平台上。三维微纳米操控平台和 2 台 CCD 相机由基于 LabVIEW 编写的软件控制,图像处理算法基于 MATLAB 平台。

该系统的样品采用 SPs 系统中典型的“三明治”结构,即折射率为 1.52、厚度为 0.17 ~ 0.19 mm 的玻片 (材料为 BK7, 厚度型号为 1.5) 上镀一层 50 nm 的金薄膜,样品放在金的上面 (如图 3 所示)。实验中为了避免金纳米层脱落,通常会在玻片和金之间镀 1 ~ 2 nm 的铬或钛,起黏附作用。仿真及实验结果都说明铬或钛的黏附层的厚度在 1 ~ 2 nm 时,SPs 效应不会有明显的减弱<sup>[14]</sup>。



图3 样品结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of sample structure

## 2 V(z) 理论及仿真

带有针孔的共轴共焦干涉仪的输出信号为

$$I_{co}(z) = |V(z)|^2 = \left| \int_0^{2\pi} \int_0^{s_{max}} P_{in}(s) P_{out}(s) (\alpha(\phi) \gamma_p(s) + \beta(\phi) \gamma_s(s)) \exp(2jnkz \cos \theta) ds d\phi \right|^2 \quad (1)$$

式中： $I_{co}(z)$ 为关于离焦距离 $z$ 的输出信号； $V(z)$ 为测量的场强，在系统中通过对“虚拟孔径”中的强度叠加后取平方根得到； $P_{in}$ 和 $P_{out}$ 分别是瞳孔函数的输入和输出复振幅； $\gamma_p(s)$ 和 $\gamma_s(s)$ 分别对应P和S偏振方向上的复振幅反射系数， $s$ 为后焦面上及坐标的半径； $\theta$ 为透镜入射角度； $\alpha(\phi)$ 和 $\beta(\phi)$ 分别为方位角 $\phi$ 的函数对应P和S偏振方向的光线的变化比例，对于入射光为线偏振的情况， $\alpha(\phi) = \cos^2 \phi$ ， $\beta(\phi) = \sin^2 \phi$ ，其中 $\alpha(\phi) = 1$ ， $\beta(\phi) = 0$ ； $n$ 为油浸显微物镜上使用的油的折射率， $k = 2\pi/\lambda$ 为光矢量。

共聚焦干涉系统在不同虚拟孔径大小下的仿真结果如图4所示，图中对应的样品为50 nm裸金即金上面无镀层，环境为空气。为了更清楚地展示仿真结果，每一条曲线归一化后分别上移0.1以示区分。虚拟孔径大小通过艾里斑的半径( $0.61/NA$ )成比例地进行定义。从图中可以看出在离焦距离为负(样品离物镜更近的这一侧)，且虚拟孔径较小时(如图4中标注为孔径为0.1的曲线)，图1所示的P1和P2之间发生了干涉并产生周期性的变化曲线。对于图1的P2光路，SPs在位置“a”激发并在位置“b”反射回显微物镜(反之亦然)。很明显SPs在样品表面进行了传播，然而由于针孔的存在意味着只有那些来自焦点附近的光才能通过针孔并被像面上的CCD1检测到，由此产生一个独特的带有周期特性的干涉曲线即 $V(z)$ ，其周期 $\Delta z$ 为

$$\Delta z = \frac{\lambda}{2n(1 - \cos \theta_p)} \quad (2)$$

式中： $\theta_p$ 为表面等离子体的最佳激发角。式(2)

可以通过计算垂直入射的光路和用于激发SPs的光线(图1中的P1和P2)之间的相位差进行推算。采用光线追踪的方法对P1和P2分别进行追踪同样可以得到式(2)。需要注意的是在使用光线追踪的方法时，必须将SPs作为一个具有传播特性的向量进行考虑。

图4表明当虚拟孔径变大时，由于其他非SPs激发角的反射光也能被探测到，受此影响使得 $V(z)$ 上的波纹变小。当虚拟孔径继续变大超出共聚焦的孔径范围(大于艾里斑)时，波纹消失。

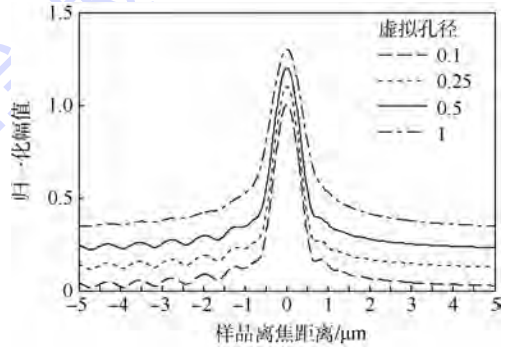


图4 不同虚拟孔径下的V(z)归一化仿真曲线

Fig.4 Simulated V(z) normalized curves for different virtual pinhole radii

## 3 实验结果

### 3.1 虚拟孔径大小对V(z)效应的影响

样品为玻片上镀有2 nm的铬和50 nm金薄膜时所对应的实验 $V(z)$ 曲线如图5所示。当虚拟孔径大于等于艾里斑时(图5中标注为孔径为1对应的曲线)，该系统等同于非共焦的扫描显微系统， $V(z)$ 曲线上不出现信号干涉波纹，与图4中的仿真结果一致。当虚拟孔径非常小(图5

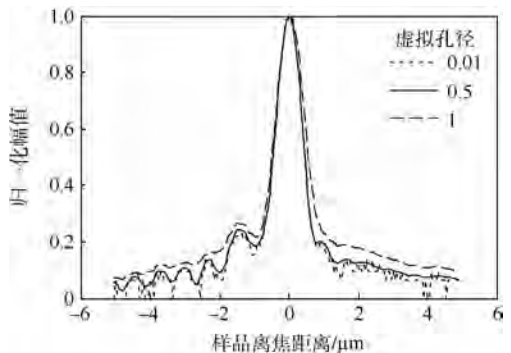


图5 空气环境下，玻片上镀有50 nm金薄样品在不同虚拟孔径下的V(z)仿真曲线

Fig.5 Simulated V(z) curves of samples with substrates coated with 50 nm gold film for different virtual pinhole radii in air environment

为艾里斑直径的1%,标注为孔径为0.01对应的曲线)时,干涉波纹虽然存在,但是由于CCD探测的光非常微弱因此信噪比极低。因此在实验中,选择虚拟孔径在0.1~0.5之间较为合适,这一结论与传统的非SPs共聚焦成像系统取值一致。

### 3.2 V(z)显微成像技术

V(z)技术可以用于传感,也可以用于成像。本文主要探讨该技术在厚度在纳米尺度下的薄膜结构上的应用。为了证明共轴共聚焦SPs系统可以用于纳米结构的成像,这里使用一种由牛血清蛋白(BSA)组成的蛋白质光栅结构验证。BSA是一种典型的生物蛋白,在金表面的有效折射率约为1.4。BSA置于镀有50 nm金的盖玻片上(折射率1.52),光栅阵列间隔25 μm,其中BSA占据10 μm。原子力显微镜(AFM)测量结果显示光栅的厚度约为10 nm。图6(a)、图6(b)和图6(c)分别给出了当离焦距离分别为-1.25、-1.80 μm和在焦平面时,BSA光栅的一维轨迹。可以看到离焦距离为-1.25和-1.80 μm时图像的对比度是相反的。这一现象在图6(d)实验扫描中得到的V(z)曲线很容易理解,当离焦距离不同时(位置A与位置B),有BSA和没BSA样品(裸金)的V(z)的值相反,因此对比度翻转。而在焦平面上光栅对比非常微弱。应注意的是在焦平面,强度比样品离焦时大得多。为了在离焦时得到更好的值的比较,通过增加入射光的能量来使聚焦时的信号趋于CCD饱和状态,而离焦距离为0的图像是在聚焦分布未饱和的低亮度下得到。

在不同针孔半径下BSA蛋白质光栅的一维图像如图7所示,可以看到虚拟孔径的大小对成像对比度的影响。当针孔半径为艾里斑半径的2倍时,也就是与普通的扫描显微镜相当,探测到的光栅形状近乎消失;当虚拟针孔的半径缩小

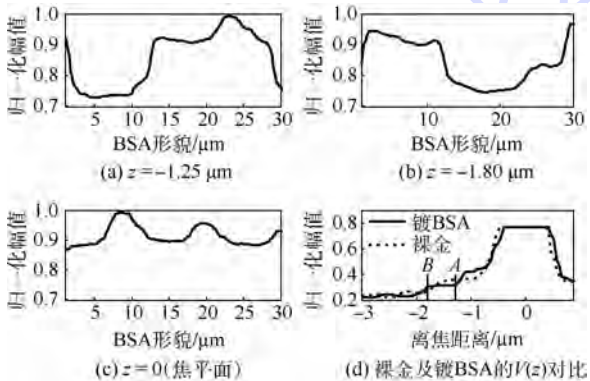


图6 不同离焦距离下的光栅样品的一维实验扫描表面形貌

Fig. 6 1D experimental scanning grating sample surface profiles for different defocus distances

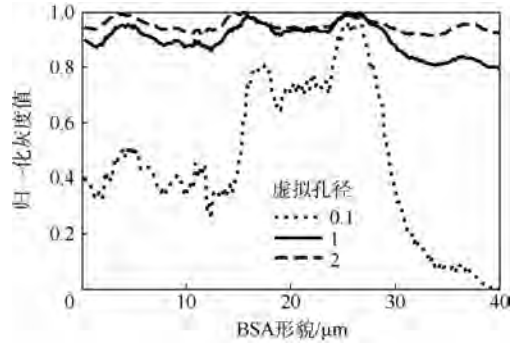


图7 离焦距离为-1.25 μm时,不同虚拟孔径大小下的BSA蛋白质光栅结构一维图像

Fig. 7 1D BSA protein grating images for different virtual pinhole radii with defocus distance of -1.25 μm

至艾里斑的0.8时,光栅形状基本可以显现出来但是对比度仍然较低;当该半径继续减小至艾里斑半径的10%或者1%时,图像可以得到更好的对比度。对于非常小的针孔直径如0.01,虽然成像的对比度仍然在可接受范围,但是与图5的结论一致,即由于能通过小孔并被探测到的总光强太弱从而信噪比较差。可以看到共轴共聚焦干涉式SPs显微成像技术能够对厚度在10 nm左右的薄膜结构进行成像,且能提供很好的对比度和成像质量。在本系统中,照射光的偏振方向与BSA蛋白质光栅结构的边缘平行。

综上所述介绍了共轴共聚焦干涉式SPs显微成像技术及实验结果,表1给出了灰度式成像、双臂干涉式成像以及本文提出的成像技术参数的比较。通过技术参数的对比,可以看出3种技术的轴向分辨率都维持在亚纳米量级;而灰度式成像技术的横向分辨率可优化至1 μm左右<sup>[3]</sup>,双臂干涉式和共聚焦干涉式成像的横向分辨率则可以达到衍射极限即半波长以下。在系统架构上,共聚焦干涉技术采用单轴系统,而且不需要双轴干涉技术中的频率调制等相关器件,系统更为简洁,且成本更低。

表1 3种成像技术的参数比较

Table 1 Comparison of parameters among three imaging techniques

成像技术	轴向分辨率	横向分辨率	频率调制器件	系统架构	振动隔离平台
灰度式	Sub-nm	>1 μm	×	单轴	×
双臂干涉式	Sub-nm	λ/2	√	双轴	√
本文	Sub-nm	λ/2	×	单轴	×

## 4 结论

本文提出了一种新型的共轴共聚焦干涉式表

面等离子体显微成像技术:

1) 分别从理论和实验上验证了使用本文提出的共轴共聚焦结构实现 SPs 干涉显微技术的可能性,提供了一种更加简便和稳定的 SPs 干涉成像方法。

2) 使用该技术可以得到与双轴差分干涉系统类似的  $V(z)$  曲线效应,并用其来检测局部表面等离子体的传播。

3) 应用该技术实现了 10 nm 的薄膜结构的成像,而且对比度可控。

4) 相比较于文献[8]中提到的双轴差分共模干涉技术,本系统具有系统简单、成本低、与传统的光学显微系统例如共聚焦显微技术等完全兼容、对环境和实验要求低等优点。

笔者将继续研究入射光的偏振状态<sup>[15]</sup>对于成像对比度和分辨率的影响。同时使用超材料人工纳米金结构来替代本系统的纳米金薄膜以进一步提高对比度和分辨率也是本课题的延续。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] BERGER C E H, KOOYMAN R P H, GREVE J. Resolution in surface-plasmon microscopy [ J ]. Review of Scientific Instruments, 1994, 65 ( 9 ): 2829-2836.
- [ 2 ] KANO H, MIZUGUCHI S, KAWATA S. Excitation of surface-plasmon polaritons by a focused laser beam [ J ]. Journal of the Optical Society of America B, 1998, 15 ( 4 ): 1381-1386.
- [ 3 ] EATMAN E, ASH E A. Surface-plasmon microscopy [ J ]. Electronics Letters, 1987, 23 ( 20 ): 1091-1092.
- [ 4 ] MOH K J, YUAN X C, BU J, et al. Surface plasmon resonance imaging of cell-substrate contacts with radially polarized beams [ J ]. Optical Society of America, 2008, 16 ( 25 ): 20734-20741.
- [ 5 ] SOMEKH M G, LIU S G, VELINOV T S, et al. Optical  $V(z)$  for high-resolution 2 pi surface plasmon microscopy [ J ]. Optics Letters, 2000, 25 ( 11 ): 823-825.
- [ 6 ] BERGUIGA L, BOYER-PROVERA E, ELEZGARAY J, et al. Sensing nanometer depth of focused optical fields with scanning surface plasmon microscopy [ J ]. Plasmonics, 2013, 8 ( 2 ): 715-722.

- [ 7 ] BOYER-PROVERA E, ROSSI A, ORIOL L, et al. Wavelet-based decomposition of high resolution surface plasmon microscopy  $V(z)$  curves at visible and near infrared wavelengths [ J ]. Optics Express, 2013, 21 ( 6 ): 7456-7477.
- [ 8 ] SOMEKH M G, LIU S G, VELINOV T S, et al. High-resolution scanning surface-plasmon microscopy [ J ]. Applied Optics, 2000, 39 ( 34 ): 6279-6287.
- [ 9 ] ZHOU H, SHEPPARD R. Aberration measurement in confocal microscopy: Phase retrieval from a single intensity measurement [ J ]. Journal of Modern Optics, 1997, 44 ( 8 ): 1553-1561.
- [ 10 ] MATTHEWS H J, HAMILTON D K, SHEPPARD C J R. Aberration measurement by confocal interferometry [ J ]. Journal of Modern Optics, 1989, 36 ( 2 ): 233-250.
- [ 11 ] SOMEKH M G, STABLER G, LIU S, et al. Wide-field high-resolution surface-plasmon interference microscopy [ J ]. Optics Letters, 2009, 34 ( 20 ): 3110-3112.
- [ 12 ] BERGUIGA L, ZHANG S J, ARGOUL F, et al. High-resolution surface-plasmon imaging in air and in water:  $V(z)$  curve and operating conditions [ J ]. Optics Letters, 2007, 32 ( 5 ): 509-511.
- [ 13 ] BAO Y J, PENG R W, SHU D J, et al. Role of interference between localized and propagating surface waves on the extraordinary optical transmission through a subwavelength-aperture array [ J ]. Physical Review Letters, 2008, 101 ( 8 ): 087401.
- [ 14 ] WONG C L, OLIVO M. Surface plasmon resonance imaging sensors: A review [ J ]. Plasmonics, 2014, 9 ( 4 ): 809-824.
- [ 15 ] LIU X, QIU B, CHEN Q, et al. Characterization of graphene layers using super resolution polarization parameter indirect microscopic imaging [ J ]. Optics Express, 2014, 22 ( 17 ): 20446-20456.

### 作者简介:

张蓓 女,博士,硕士生导师。主要研究方向:纳米成像、新型传感器、生物光子学。

闫鹏 男,教授,博士生导师。主要研究方向:微纳操控、超精密控制。

王乐 男,博士,硕士生导师。主要研究方向:MEMS技术、微纳加工、功能性器件、自旋电子。

# Common-path confocal interferometric surface plasmon microscopy

ZHANG Bei<sup>1,\*</sup>, YAN Peng<sup>1</sup>, WANG Le<sup>2</sup>, GAO Feng<sup>1</sup>, YUAN Mei<sup>1</sup>

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

2. College of Science, Renmin University of China, Beijing 100872, China)

**Abstract:** Surface plasmon (SPs) microscopy can measure local changes of refractive index on the nano scale and has been successfully applied in biomedical or semiconductor material fields. Here, we propose and develop a novel common-path confocal interferometric SPs microscopy. This technique delivers quantitative high spatial resolution sensitive to refractive index and offers the advantages of simplicity, low cost, low environmental requirements, and high signal-to-noise ratio. The so-called  $V(z)$  effect is the period oscillation by the relative phase between the reference and the SPs signal and obtained by scanning the sample along the optical axis ( $z$  direction) with a Piezo-electric stage. We demonstrate that the image contrast can be controlled by varying the sample defocus without substantially degrading spatial resolution. We also verify the technique theoretically and experimentally.

**Keywords:** microscopy; confocal interference; surface plasmon; imaging systems; nano-measurement

**Received:** 2016-06-20; **Accepted:** 2016-10-28; **Published online:** 2016-12-05 14:05

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161205.1405.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161205.1405.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61405006,11304381); Open Funding Project of State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems (BUAA-VR-15KF-04); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-14-ZDHXY-09); Excellent Early Researcher Funds of Beihang University (YWF-15-6)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0518

# 电路测试响应信号的 GP-KSVD 稀疏重构算法

聂静<sup>1</sup>, 苏东林<sup>1</sup>, 李红裔<sup>2</sup>, 赵迪<sup>2,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 数学与系统科学学院, 北京 100083)

**摘 要:** 电路系统测试响应信号具有周期性、分布较稀疏的特点, 针对电路系统测试响应信号的压缩重构问题进行了研究, 提出了基于梯度方向追踪的 K 奇异值分解 (GP-KSVD) 稀疏重构算法。结合单一响应信号以及混合信号其自身特点进行字典训练, 利用更新后字典对含噪信号进行梯度追踪稀疏表征, 通过对含噪信号的重构, 实现了去噪的目的, 算法计算复杂度低, 储存量小, 具有较好的重构效果。仿真中将 GP-KSVD 表征与使用随机字典、离散余弦字典 (DCT) 的表征进行比较, 从信噪比 (SNR) 以及相对均方误差 (RMSE) 2 项指标中得出使用 KSVD 字典具有更好的重构去噪效果; 此外将 GP-KSVD 稀疏重构算法与正交匹配追踪正交匹配追踪 (OMP)-KSVD、预处理共轭梯度追踪 (PCGP) 算法进行比较, 得出 GP-KSVD 的计算时间最短、重构精度更高的结论, 并且进行了实实验证。算法可用于对测试响应信号进行预处理, 为电路系统设备性能的评估分析提供了理论依据。

**关键词:** 压缩感知; GP-KSVD; 稀疏表征; 电路测试响应信号重构; 去噪

**中图分类号:** V219<sup>+</sup>.3; TB553; O29

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1336-12

傅里叶变换、小波变换、奇异值分解等方法在信号处理领域中得到了广泛的应用与发展<sup>[1]</sup>, 与此同时, 信号的稀疏表示理论也逐渐成为研究热点, 在信号去噪<sup>[2]</sup>、数据压缩<sup>[3]</sup>、盲源分离以及特征提取等领域都有应用。傅里叶变换以及小波变换中的信号表示是基于正交基的, 因此需要保证基函数系的完备性和正交性, 保证固有最小分辨率的存在性, 这使得正交分解有了约束和局限性。然而, 稀疏分解从信号自身特点出发, 针对性地选择相应的基函数, 目的是用尽可能少的基函数来表示原信号, 方法较灵活、适应性强<sup>[4-7]</sup>。

电磁兼容性是电子信息系统以及电路系统的重要性能, 是电子电路系统具备电磁环境适应能力的基础和前提<sup>[8]</sup>。电路系统中对设备性能及

响应测试中常常需要注入指定形式的信号, 如正弦 (sine)、方波 (square)、正切 (tangent)、脉冲 (pulse)、三角波 (triangular wave) 等, 以及由基本信号所组成的混合信号。不同的测试信号可实现不同的功能, 如测量系统的频率特性、模拟测试雷达信号等。系统的响应常常会耦合到环境中的噪声, 为更好地提取原始信号的特征, 对设备进行评估或故障判定, 首先需要对含噪信号进行降噪处理, 因此, 本文提出的对于电路系统中测试响应信号的基于梯度方向追踪的 K 奇异值分解 (GP-KSVD) 稀疏重构算法可作为对信号的预处理方法, 为下一步对信号参数的特征提取分析提供了前提和基础。本文针对算法重构的有效性, 结合常用的激励响应信号进行模拟仿真分析, 并对电

收稿日期: 2016-06-15; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-11-03 18:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161103.1828.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61379001)

\* 通讯作者: E-mail: zdzz@buaa.edu.cn

**引用格式:** 聂静, 苏东林, 李红裔, 等. 电路测试响应信号的 GP-KSVD 稀疏重构算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (7): 1336-1347. NIE J, SU D L, LI H Y, et al. Circuitry test response signal reconstruction based on GP-KSVD algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (7): 1336-1347 (in Chinese).

磁发射信号进行了实测验证。

稀疏分解是基于冗余过完备原子库的信号表示,给定冗余字典矩阵  $D$ ,目标是找到信号的最稀疏表示,用数学语言描述为

$$\min \|\Gamma\|_0 \quad \text{使得} \quad X = D\Gamma \quad (1)$$

式中:  $\Gamma$  为稀疏系数向量;  $l_0$  范数  $\|\Gamma\|_0$  表示向量  $\Gamma$  中非零元的个数,即稀疏度。

求解优化问题 (1),即是遍历字典矩阵  $D$  中原子的所有可能组合方式,找到能够表示信号的最稀疏组合。常用的实现方法包括用  $l_1$  范数代替  $l_0$  范数的凸优化方法,如基追踪 (Basis Pursuit, BP) 算法<sup>[9]</sup>和依赖于贪婪准则的近似逼近贪婪算法。其中经典的贪婪算法主要有匹配追踪 (Matching Pursuit, MP)<sup>[10-12]</sup>、正交匹配追踪 (Orthogonal Matching Pursuit, OMP)<sup>[13]</sup> 算法等。OMP 算法的复杂度体现在对字典矩阵的最小二乘运算上,且字典矩阵逐步扩充,导致算法的运算速度较慢。另外, BP 算法在处理非严格稀疏的信号时,其运算复杂度更高<sup>[14]</sup>。

本文利用信号的稀疏性和可压缩性对信号进行稀疏表征去噪。首先结合原始训练信号进行字典学习,得到稀疏系数;进而对于含噪信号进行重构,实现去噪的目的。基于这一原理将贪婪算法中的梯度追踪 (GP) 算法与字典学习的 K 奇异值分解 (KSVD) 算法结合,实现电路系统测试响应信号的重构。

应用稀疏表征对信号去噪的主要关注点即为算法迭代的复杂度、计算机的储存消耗以及重构效果的好坏。在稀疏表征的几种贪婪算法中寻求迭代复杂度最低、计算机储存消耗也最低的方法就是本文的目的;另外,考虑到算法要能够对多种形式的信号均具有良好的重构去噪效果,则采用字典更新的算法,充分结合各种信号本身的特点,实现重构去噪效果好的目的。因此,基于以上需求以及分析,本文提出了 GP-KSVD 算法进行信号重构去噪。

电路系统中,对于待测设备进行性能评估以及故障诊断的研究,首先需要进行信号采样,而信号的采样和传输过程中,由于所绕制线圈的结构不对称、互感、引出线的旁路电容、外界地磁场等可能对采集数据造成误差。因此,对测试响应信号进行预处理,消除噪声对信号的干扰是十分必要的。

常用的去噪方法包括傅里叶变换、小波变换<sup>[15]</sup>、经验模式分解 (EMD)<sup>[16]</sup> 以及自适应滤波<sup>[17]</sup> 等,小波变换以及小波分析由于其具有良好的时频特性而被广泛应用,但小波基函数的选

择对算法的实现效果有很大的制约;EMD 方法在噪声水平较大且待滤波序列中具有高频信号时,滤波曲线会出现明显失真现象。自适应滤波常用于处理实时信号,目的是去除谐波干扰,但易受到收敛因子的影响。本文选择的 GP-KSVD 算法依据信号本身数据特点更新字典,摆脱了字典基原子的选择受限问题;对于高频信号也具有较好的效果;针对测试响应信号采用的是稳态信号,且主要是去除环境噪声干扰,针对性强,应用效果明显。

稀疏表征方面,已有研究<sup>[18]</sup>中,应用 OMP 以及块正交匹配追踪 (BOMP) 算法结合 KSVD 算法对信号进行稀疏表征,但算法复杂度以及计算机存储消耗都比较高,且只适用于大规模的信号,存在局限性,本文在此基础上提出 GP-KSVD 算法,从算法复杂度到储存消耗再到各类型信号的处理上都得到了提升与改进,具有普遍适用性。

## 1 GP-KSVD 算法原理分析

### 1.1 GP 算法

Blumensath 和 Davies<sup>[19]</sup> 提出共轭梯度追踪方法 (CGP),实质是利用共轭梯度方法求解 OMP。依据对共轭方向的不同计算方法可得到不同的追踪方法,常见的有逼近共轭梯度追踪方法以及梯度追踪方法。其中,梯度追踪的目标是求最速下降法的最优解,首先要选择适当的搜索方向以及搜索步长,在获得较好重构效果的同时有效降低了算法的复杂度。

对于已知向量  $x \in \mathbf{R}^M$ ,  $\mathbf{R}$  为实数集合,矩阵  $D \in \mathbf{R}^{M \times N}$ , 满足  $M < N$ , 称  $D$  为  $N$  列向量原子  $D_i$  组成的字典,稀疏表征就是寻找向量  $\Gamma$  满足关系式:

$$x = D\Gamma + \varepsilon$$

其中:  $\varepsilon$  为信号近似误差,  $\varepsilon \geq 0$ 。

算法迭代过程中用  $\Gamma^n$  表示迭代  $n$  步后所选出的元素的指标集合,  $D_{\Gamma^n}$  为由指标  $\Gamma^n$  中确定的原子所组成的字典的子集,追踪算法中的目标函数:

$$\min \|x - D_{\Gamma^n} y_{\Gamma^n}\|_2^2$$

在迭代中稀疏系数向量  $\Gamma$  的更新用  $y_{\Gamma^n}$  表示,基于匹配追踪,方向更新为  $d_{\Gamma^n}$ :

$$y_{\Gamma^n}^n = y_{\Gamma^n}^{n-1} + a^n d_{\Gamma^n}$$

其中:  $a^n$  为方向更新步长。

GP 算法实现步骤如下:

1) 初值设定:  $r^0 = x, y^0 = 0, \Gamma^0 = \emptyset$ 。

2) 对于迭代步数  $n = 1, n_i = n + 1$ , 直到满足迭代终止条件:

- ①  $\mathbf{g}^n = \mathbf{D}^T \mathbf{r}^{n-1}$ .
  - ②  $\mathbf{i}^n = \arg \max_i |\mathbf{g}_i^n|$ .
  - ③ 下标集更新:  $\Gamma^n = \Gamma^{n-1} \cup \mathbf{i}^n$ .
  - ④ 计算更新方向:  $\mathbf{d}_{\Gamma^n}$ .
  - ⑤  $\mathbf{c}^n = \mathbf{D}_{\Gamma^n} \mathbf{d}_{\Gamma^n}$ .
  - ⑥ 计算最优步长:  $a^n = \langle \mathbf{r}^n, \mathbf{c}^n \rangle / \|\mathbf{c}^n\|_2^2$ .
  - ⑦  $\mathbf{y}_{\Gamma^n}^n = \mathbf{y}_{\Gamma^n}^{n-1} + a^n \mathbf{d}_{\Gamma^n}$ .
  - ⑧  $\mathbf{r}^n = \mathbf{r}^{n-1} - a^n \mathbf{c}^n$ .
- 3) 输出  $\mathbf{r}^n, \mathbf{y}^n$ .

梯度追踪的梯度  $\mathbf{g}^n$  则是与稀疏系数  $\mathbf{y}_{\Gamma^n}^n$  有关的  $\mathbf{g}^n = \mathbf{D}^T (\mathbf{x} - \mathbf{D}_{\Gamma^n} \mathbf{y}_{\Gamma^n}^{n-1})$ . 将该梯度作为追踪算法的更新方向, 算法通过每步计算目标函数的负梯度方向和搜索步长, 使目标函数沿负梯度方向以此步长搜索得到每步重构值的最优解, 从而避免了 OMP 算法中的高维度最小二乘运算以及 BP 算法中求解凸优化问题所导致的运算复杂度高的缺点, 梯度追踪算法能够降低运算复杂度, 提高运算速度, 同时依然能够保证估计效果<sup>[20-21]</sup>.

## 1.2 KSV D 算法

对于稀疏表示, 选择不同的冗余字典, 信号重构的效果不同, 常用的冗余字典包括随机字典、DCT 字典、傅里叶基字典以及小波基字典等. 为有效地训练一个用于信号稀疏表示的字典, Elad 和 Aharon<sup>[22]</sup> 提出 K 奇异值分解算法, 可同时更新当前原子和相应的稀疏系数, 其创新在于不需要计算字典的逆矩阵, 提高了运算速度. 但是, KSV D 的缺点在于算法得到的可能是局部最小值甚至是鞍点.

KSV D 算法主要包括 2 个部分:

1) 在初始冗余字典  $\mathbf{D}_0 = [\mathbf{d}_1, \mathbf{d}_2, \dots, \mathbf{d}_N] \in \mathbf{R}^{M \times N}$  ( $N > M$ ) 下对信号训练集  $\mathbf{X} = [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N] \in \mathbf{R}^{M \times N}$  进行稀疏编码, 本文选用了贪婪算法中的 GP 算法进行表示.

2) 基于稀疏系数矩阵  $\Gamma = [\Gamma_1, \Gamma_2, \dots, \Gamma_N] \in \mathbf{R}^{N \times N}$ , 对字典的各列进行更新, 且每次更新一列原子. 对于由第  $j$  列原子表征的信号元素  $\mathbf{X}_j$ , 原子更新满足重构误差项  $\|\mathbf{X}_j - \mathbf{D}\Gamma_j\|_F^2$  尽可能最小的条件. 目标函数近似表示为:  $\{\mathbf{d}, \mathbf{g}\} = \arg \min_{\mathbf{d}, \mathbf{g}} \|\mathbf{E} - \mathbf{d}\mathbf{g}^T\|_F^2$  使得  $\|\mathbf{d}\|_2 = 1$ . 其中  $\mathbf{E} = \mathbf{X}_j - \sum_{i \neq j} \mathbf{d}_i \Gamma_{ij}$ , 表示不包含第  $j$  列原子的误差矩阵, 近似函数的求解直接通过 SVD 分解得到.

KSV D 算法步骤概括如下:

- 1) 输入: 信号集  $\mathbf{X}$ , 初始字典  $\mathbf{D}_0$ , 目标稀疏度  $K$ , 迭代次数  $n$ .
- 2) 输出: 更新后字典  $\mathbf{D}$ , 稀疏系数矩阵  $\Gamma$ , 使得  $\mathbf{X} \approx \mathbf{D}\Gamma$ .
- 3) 令  $\mathbf{D} = \mathbf{D}_0$ .
- 4) 矩阵  $\mathbf{D}$  列归一化.
- 5) 迭代次数  $n = 1, 2, \dots, k$ , 利用 GP 算法进行稀疏表示, 即求解  $\Gamma_i = \arg \min_{\gamma} \|\mathbf{x}_i - \mathbf{D}\gamma\|_2^2$ , 使得对于  $\forall i$ , 满足  $\|\gamma\|_0 \leq K$ ,  $\gamma$  为稀疏系数向量.
- 6) 字典更新: 对于  $j = 1, 2, \dots, N$ , 按列更新字典原子.
- 7)  $\mathbf{D}_j = 0$ .
- 8) 下标集  $I = \{\text{用字典原子 } \mathbf{d}_j \text{ 稀疏表示的信号 } \mathbf{X} \text{ 中的元素指标}\}$ .
- 9) 计算表示误差矩阵  $\mathbf{E} = \mathbf{X}_I - \mathbf{D}\Gamma_I$ .
- 10) 利用目标函数求更新的原子以及稀疏系数:  $\{\mathbf{d}, \mathbf{g}\} = \arg \min_{\mathbf{d}, \mathbf{g}} \|\mathbf{E} - \mathbf{d}\mathbf{g}^T\|_F^2$  使得  $\|\mathbf{d}\|_2 = 1$ .
- 11)  $\mathbf{D}_j = \mathbf{d}$ .
- 12)  $\Gamma_{j,I} = \mathbf{g}^T$ .
- 13)  $j$  循环结束.
- 14)  $n$  循环结束, 迭代停止, 得到更新字典  $\mathbf{D}$  和稀疏矩阵  $\Gamma$ .

## 1.3 GP-KSV D 算法及其复杂度

GP-KSV D 算法是要充分利用 GP 算法复杂度低、计算时间短的优点, 将测试响应信号进行梯度追踪表示, 首先选取常用的初始字典, 从内积最大的角度将含噪的信号表示成在各个主要方向上投影求和的形式, 得到相应的稀疏系数; 继而结合信号数据本身, 将字典中的各列元素进行更新, 基于矩阵的 SVD 分解原理, 求解能够使得目标函数最小的字典列元素, 实现字典学习、字典更新的目的. 将 GP 与 KSV D 算法结合, 从而更好地对测试响应信号进行重构去噪.

GP-KSV D 具体算法步骤如下:

- 1) 初始设定: 信号集  $\mathbf{X}$ , 初始字典  $\mathbf{D}_0$ , 目标稀疏度  $K$ , 迭代次数  $k$ .
- 2) 稀疏表征: 在初始字典  $\mathbf{D}_0$  利用 GP 算法进行稀疏表示, 执行 GP 算法中的 1) ~ 3) 步. 其中关于  $\mathbf{y}$  的梯度表达式可写为  $\mathbf{g}_{\Gamma^n} = \mathbf{D}_{\Gamma^n}^T (\mathbf{x} - \mathbf{D}_{\Gamma^n} \mathbf{y}_{\Gamma^n}^{n-1})$  其中:  $\mathbf{g}_{\Gamma^n}$  就是梯度追踪方法中的更新方向, 信号集  $\mathbf{X}$  中的各列元素分别作为  $\mathbf{r}^0$ , 经过表征得到相应的稀疏系数  $y_i^n, i = 1, 2, \dots, N$ , 从而得到  $\gamma = [y_1^n, y_2^n, \dots, y_N^n]$ .
- 3) 字典更新: 令  $\mathbf{D} = \mathbf{D}_0$ , 执行 KSV D 算法中

的6)~14)步。

4) 算法输出:得到 GP-KSVD 算法下的更新字典  $D$ , 稀疏系数矩阵  $F$ 。

5) 将字典  $D$  代入 GP 算法中,对含噪信号进行稀疏重构表征,实现信号去噪。

算法的综合复杂度决定了计算机运算的储存消耗大小以及算法的运算速度。GP 算法具有复杂度低的优点,这就决定了算法运行的计算机储存消耗较低,从而运算时间较短。

从理论角度进行分析,在  $l_1$  范数的约束下,为精确重构稀疏度为  $K$  的信号,BP 算法的运算复杂度约为  $O(N^3)$ ,且随着信号维度的增加而升高。OMP 算法在每步迭代中都采用最小二乘法计算,每步迭代的运算复杂度约为  $O(M^2N)$ 。在 GP 算法中,每步迭代都需要计算字典矩阵  $D$  中所有原子和当前信号残差  $r^{n-1}$  的内积。字典矩阵  $D$  中共有  $N$  个原子, $r^{n-1}$  有  $M$  个值,则内积运算共  $MN$  次,因此,GP 算法的运算复杂度约为  $O(MN)$ 。具体来看,在 GP 算法的第 1 步中,要求出内积最大的原子,需要进行  $N$  次操作,算法中需要存储字典  $D$ ,此外,还需存储的有残差  $r$ 、系数向量  $y_r$ 、指标集  $I^n$  和内积向量  $g^n$ ,则相应的存储长度分别为  $M$ 、 $n$ 、 $n$ 、 $N$ 。另外,GP 算法还需对字典向量进行  $2M$  次浮点运算,更新残差  $M$  次,更新  $y$  系数  $n$  次,存储向量长度为  $M$ 。文献[16]中的 OMP-Cholesky 算法,则需要额外储存 Cholesky 分解的  $n(n+1)/2$  个元素,以及计算字典和系数的逆迭代,分别为  $n^2$ 、 $2n^2$  次浮点运算。GP 算法与 OMP-Cholesky 算法的计算复杂度和存储量比较见表 1。

表 1 为 2 种算法经过一次迭代的计算复杂度和存储量的比较,其中  $D$  表示单次迭代的字典计算量或存储量,等价于字典向量乘积运算  $MN$ ,且有  $N \geq M \geq n$ ,可见 GP 的运算复杂度以及存储量均低于 OMP 算法。

表 1 算法复杂度和存储量

Table 1 Algorithms complexity and storage

算法	计算复杂度	存储量
OMP-Cholesky	$2D + 3n^2 + 3M + (D + N)$	$n(n+1)/2 + (D + M + 2n + N)$
GP	$D + n + 3M + (D + N)$	$M + (D + M + 2n + N)$

在 KSVD 更新中,执行第 10) 步的矢量乘法,完成迭代共需要  $2NK(M + N)$  次操作,其中  $N$  为训练信号的个数,对所有原子的字典更新共需要  $2MN^2$  次操作,因此,结合第 5) 步的稀疏表征计算复杂度,可得到算法的总体计算时间复

杂度<sup>[17]</sup>。

$$T_{(OMP-KSVD)} = NK[2D + 3n^2 + 3M + (D + N)] + 2NK(M + N) + 2MN^2$$

$$T_{(GP-KSVD)} = NK[D + n + 3M + (D + N)] + 2NK(M + N) + 2MN^2$$

在 KSVD 算法中,需要存储下标集  $I$ ,误差矩阵  $E$ ,字典元素  $D_j$  和稀疏矩阵  $F$  中的各元素  $g$ ,则存储长度分别为  $n$ 、 $MN$ 、 $MN$ 、 $N^2$ ,可以得到 2 种算法的计算机存储量大小:

$$S_{OMP-KSVD} = n(n+1)/2 + (D + M + 2n + N) + n + 2MN + N^2$$

$$S_{GP-KSVD} = M + (D + M + 2n + N) + n + 2MN + N^2$$

由上述分析可以看出,GP 算法的计算复杂度和储存消耗是最低的。在对测试响应信号的稀疏表征中,由于信号类型多样,可组合形式较多,因此,在对特定信号进行分析时,应选择重构时间最短的方法,本文选择梯度追踪算法进行稀疏表征。但是,稀疏表征中常用的几种固定字典不一定能够很好地反映信号自身的特点,所以考虑将 GP 稀疏表征进一步结合字典更新的方法——KSVD 算法。此外,在 KSVD 字典训练阶段,已有研究<sup>[18]</sup>中用 OMP 结合 KSVD 算法,而 OMP-KSVD 算法只适合于处理大规模信号,且通过上述对比可以看出算法的计算复杂度较高,存储量较大,存在局限性。

另一方面在实际应用中,通过运算时间可以直观地反映算法的理论运算复杂度以及计算机存储量状况,下文仿真中分别记录了不同算法的运算时间,并作了比较。

本文为解决电路系统中各类测试响应信号的重构问题,包括小规模信号、大规模信号以及混合信号,将 GP 算法与 KSVD 相结合,比较发现 GP-KSVD 运算复杂度较低,储存消耗少,且对各类信号的重构效果较好,因此,可认为 GP-KSVD 算法具有普遍适用性。

## 2 信号重构原理及评价指标

### 2.1 信号重构原理

对一维的电路系统测试响应信号进行研究,假设干扰噪声为高斯白噪声,关系式如下:

$$\hat{x}(n) = x(n) + r(n) \quad (2)$$

式中: $x(n)$  为原始信号; $r(n)$  为高斯白噪声; $\hat{x}(n)$  为含噪信号;向量  $x$ 、 $r$ 、 $\hat{x}$  长度均为  $M$ 。假设高斯白噪声  $r$  均值为 0、方差为  $\sigma^2$ 。

对含噪信号的稀疏分解为

$$\hat{\mathbf{x}}(n) = \mathbf{x}(n) + \mathbf{r}(n) = \mathbf{D}\mathbf{\Gamma} + \mathbf{r}(n) \quad (3)$$

假设  $\mathbf{r} = \mathbf{D}\boldsymbol{\alpha}$ , 则式(3)可改写为

$$\hat{\mathbf{x}}(n) = \mathbf{x}(n) + \mathbf{r}(n) = \mathbf{D}(\mathbf{\Gamma} + \boldsymbol{\alpha}) \quad (4)$$

对于式(4)来说,稀疏分解系数  $\mathbf{\Gamma}$  是稀疏的,假设非零系数的个数为  $K$ ,但系数  $\boldsymbol{\alpha}$  并不稀疏,且数值较小,因此  $\mathbf{\Gamma} + \boldsymbol{\alpha}$  有  $K$  个较大系数值。稀疏分解即用  $K$  个较大系数对应原子的线性组合来近似表征原始信号,近似表征能够包含绝大部分的有用信号信息,同时滤除大部分的噪声信息,从而实现重构原始信号的目的<sup>[8,23]</sup>。

### 2.2 评价指标

对于信号的重构效果,常用信噪比和相对均方误差 2 项指标进行评价。具体指标定义如下:

$$\text{SNR} = 10 \lg \left( \frac{\sum_{n=1}^N \mathbf{x}(n)^2}{\sum_{n=1}^N (\mathbf{x}(n) - \mathbf{y}(n))^2} \right) \quad (5)$$

式中:SNR 为信噪比, dB;  $\mathbf{y}(n)$  为重构信号。

相对均方误差 (Relative Mean Square Error, RMSE) 为

$$\text{RMSE} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (\mathbf{x}(n) - \mathbf{y}(n))^2 / (N\sigma^2) \quad (6)$$

信噪比和相对均方误差是信号去噪分析中常用的 2 项评价指标,在去噪效果的评价中,信噪比越大越好,相对均方误差越小越好<sup>[8]</sup>。

## 3 电路系统常用测试信号重构

### 3.1 基于训练原子的低频小规模信号重构

例:测试 40 组不同频率的正弦信号,频率范围 1 ~ 40 Hz,将训练数据进行 GP-KSVD 字典更新,得到匹配字典下的稀疏表示,以  $f = 5$  Hz 正弦信号为例,根据稀疏系数矩阵确定出表示该信号的字典原子为第 25 个原子:

$$\mathbf{D}_{25} = \begin{bmatrix} 0 & 0.2205 & 0.2383 & 0.0370 & -0.1983 \\ -0.2513 & -0.0732 & 0.1722 & 0.2593 & 0.1080 \\ -0.1426 & -0.2621 & -0.1406 & 0.1101 & 0.2596 \\ 0.2596 & 0.1704 & -0.0754 & -0.2519 & -0.1968 \\ 0.0393 & 0.2392 & 0.2193 & -0.0023 & -0.2218 \\ -0.2373 & -0.0347 & 0.1998 & 0.2506 & 0.0710 \\ -0.1739 \end{bmatrix}$$

添加随机高斯白噪声,含噪信号经过 GP 稀疏表示后如图 1(b) 所示,将原始干净信号的字典原子结合含噪信号的稀疏分布即可实现原始信号的重构,如图 1(c) 所示。可见,对于低频且较

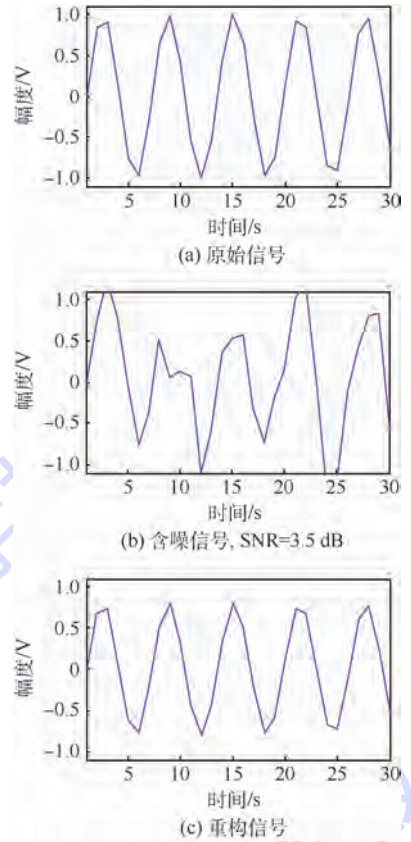


图 1 GP-KSVD 对 5 Hz 正弦信号的重构

Fig. 1 GP-KSVD reconstruction of 5 Hz sine signal

小规模信号的重构效果是很好的。

### 3.2 测试信号分段重构

对于大规模信号,采用分段的方式对待处理信号进行字典训练及重构。下例中将包含 1 200 个数据点的信号分解为 40 段,每段 30 个数据点进行处理,以实现更高的匹配程度。

1) 标准正弦信号,频率为 1 kHz,采样间隔为 2 ns。对分段数据进行训练,得到匹配字典 D-KSVD,其中表征信号主要特征的基原子,如图 2 所示。

通过添加高斯白噪声,得到含噪信号,其信噪比 SNR = 5.5 dB,如图 3 所示。用 GP 算法对含噪信号进行稀疏表征,得到稀疏系数分布如图 3(a) 所示,图 3(c) 为 GP-KSVD 重构信号,信噪比提升了 7.4 dB。

将本文的 GP-KSVD 算法与使用随机字典、DCT 字典的 GP 稀疏表征进行对比,3 种方法的 SNR 以及 RMSE 随噪声标准差的变化情况如图 4 所示。

将 GP-KSVD 与预处理共轭梯度追踪 (PCGP) 算法去噪表征进行比较;同时与 GP 结合 DCT 字典、OMP 结合 KSVD 字典方法分别进行比较,

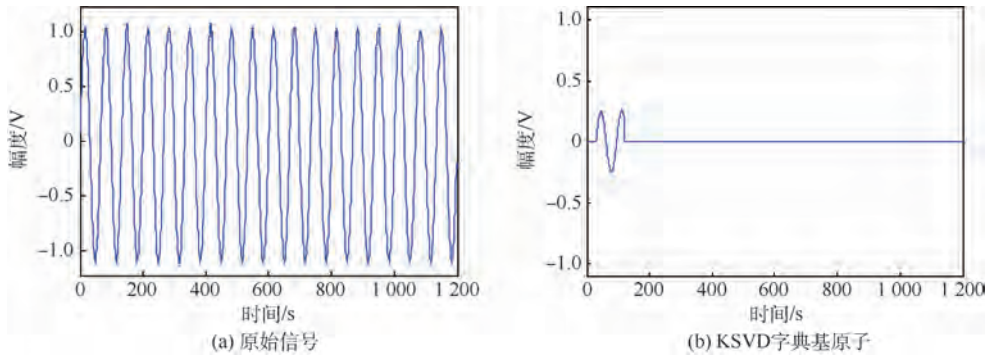


图 2 正弦信号 1 kHz 以及 KSVD 字典基原子

Fig. 2 1 kHz sine signal and basic atom of KSVD dictionary

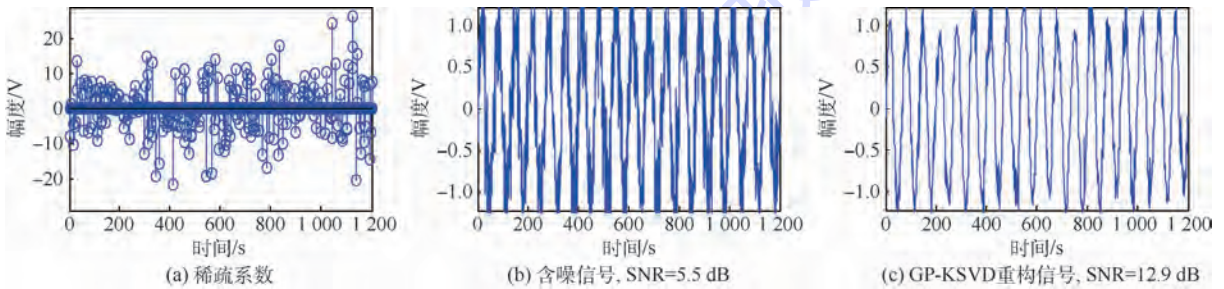


图 3 GP-KSVD 对 1 kHz 正弦信号的重构以及系数表征

Fig. 3 1 kHz sine signal reconstruction and coefficient representation by GP-KSVD

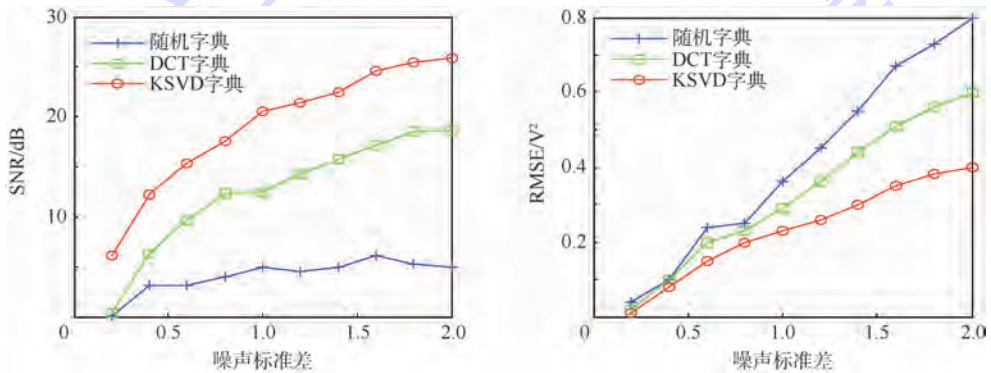


图 4 不同字典处理正弦信号的 SNR 以及 RMSE 指标的比较

Fig. 4 Comparison of index of SNR and RMSE of sine signal processed with different dictionaries

结果如图 5 所示,对比图 3 可以看出 GP-KSVD 的去噪效果最佳。

表 2 是几种算法的比较,其中运算时间为对大规模信号分段重构的 40 次试验的平均时间。可以看出 GP-KSVD 的运算时间最短,即算法复杂度以及存储量是最低的。

2) 函数型测试信号以  $f = 15 \text{ MHz}$  的正切信号为例。

通过表 3 及图 6 ~ 图 9 的比较,对于正切信号而言,利用 KSVD 字典稀疏去噪,GP 跟 PCGP 的信噪比增幅相同。而选用不同字典时,KSVD

字典是几类算法中对信号去噪重构效果最好的,信噪比提升幅度最大, RMSE 收敛速度最快。但在运行时间上 GP-KSVD 仍然是几种算法中最快的。

### 3) 混合信号分段重构

在混合信号注入测试中,以方波和正弦的混合为例,用 1 kHz 的方波信号与 15 MHz 的正弦信号进行混合,得到合成信号,重构情况如图 10 所示。

图 10 表征了混合信号的 GP-KSVD 重构过程,可以看到 SNR 提高 8.4 dB,效果明显。

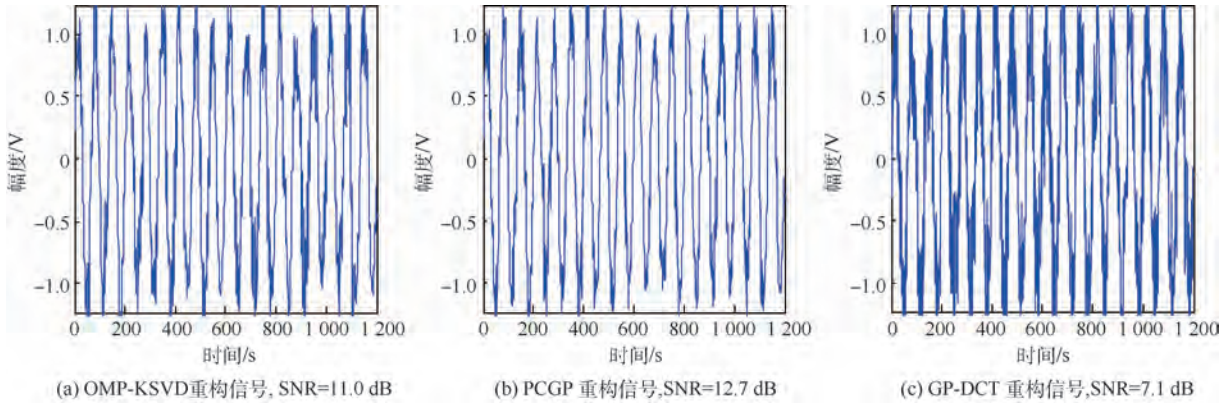


图5 几种不同算法对正弦信号的重构对比

Fig. 5 Comparison of sine signal reconstruction among different algorithms

表2 对正弦信号不同算法的 SNR 指标以及运行时间

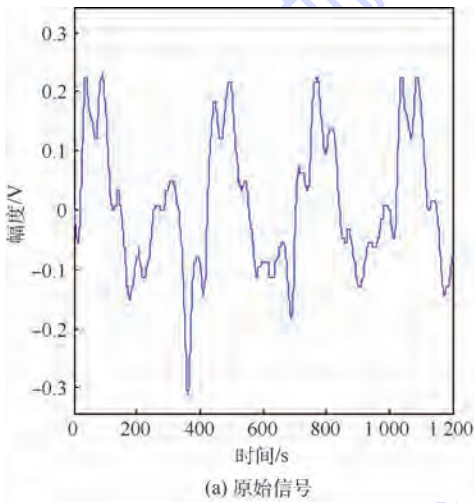
Table 2 Index of SNR and running time of different algorithms on sine signal

算法	SNR/dB	信噪比增值/dB	运行时间/s
PCGP	12.7	7.2	0.162 89
OMP-KSVD	11.0	5.5	0.205 86
GP-DCT	7.1	1.6	0.111 33
GP-KSVD	12.9	7.4	0.097 656

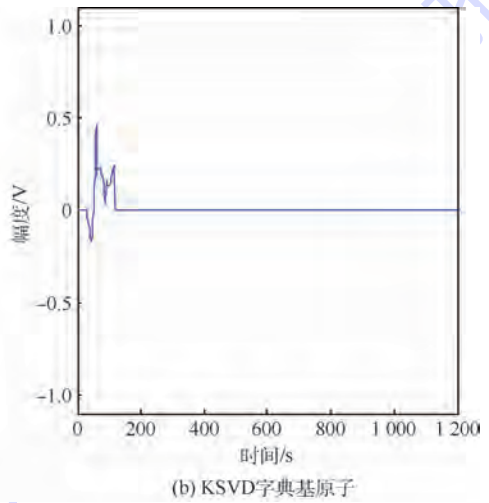
表3 对正切信号不同算法的 SNR 指标以及运行时间

Table 3 Index of SNR and running time of different algorithms on tangent signal

算法	SNR/dB	信噪比增值/dB	运行时间/s
PCGP	10.6	7.7	0.008 984 4
OMP-KSVD	9.3	6.4	0.014 063
GP-DCT	4.4	1.5	0.069 531
GP-KSVD	10.6	7.7	0.005 468 7



(a) 原始信号



(b) KSVD字典基原子

图6 15 MHz 正切信号以及 KSVD 字典基原子

Fig. 6 15 MHz tangent signal and basic atom of KSVD dictionary

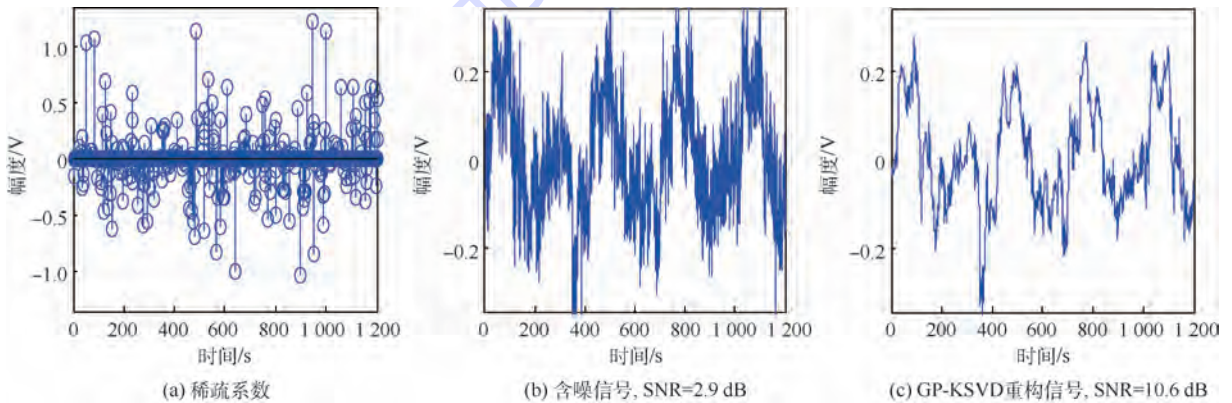


图7 GP-KSVD 对 15 MHz 正切信号的重构以及系数表征

Fig. 7 15 MHz tangent signal reconstruction and coefficient representation by GP-KSVD

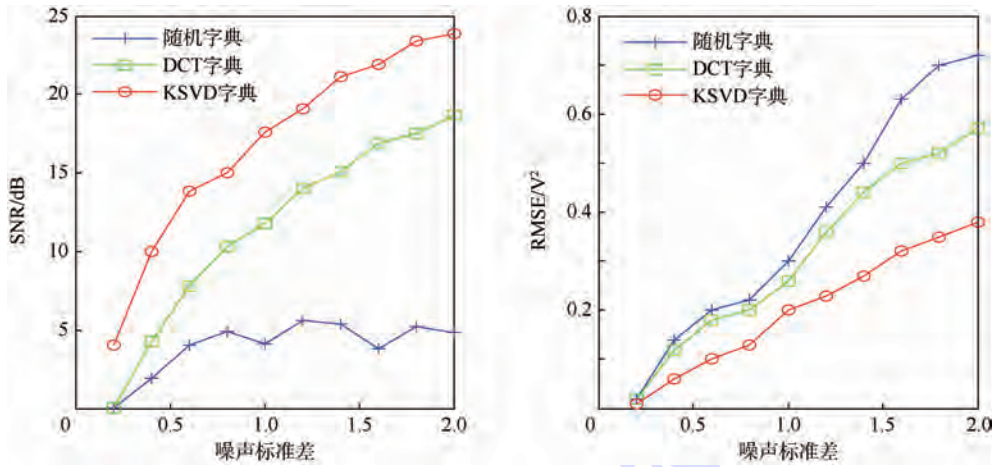


图8 不同字典处理正切信号的 SNR 以及 RMSE 指标的比较

Fig. 8 Comparison of indices of SNR and RMSE of tangent signal processed with different dictionaries

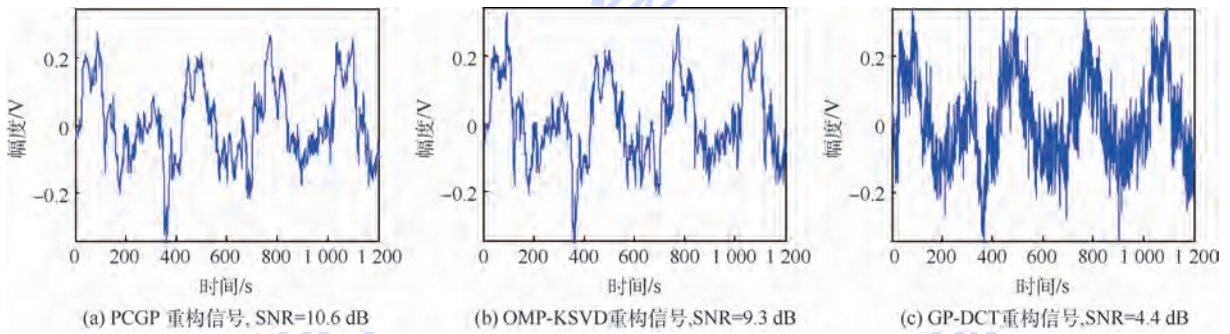


图9 几种不同算法对正切信号的重构对比

Fig. 9 Comparison of tangent signal reconstruction among different algorithms

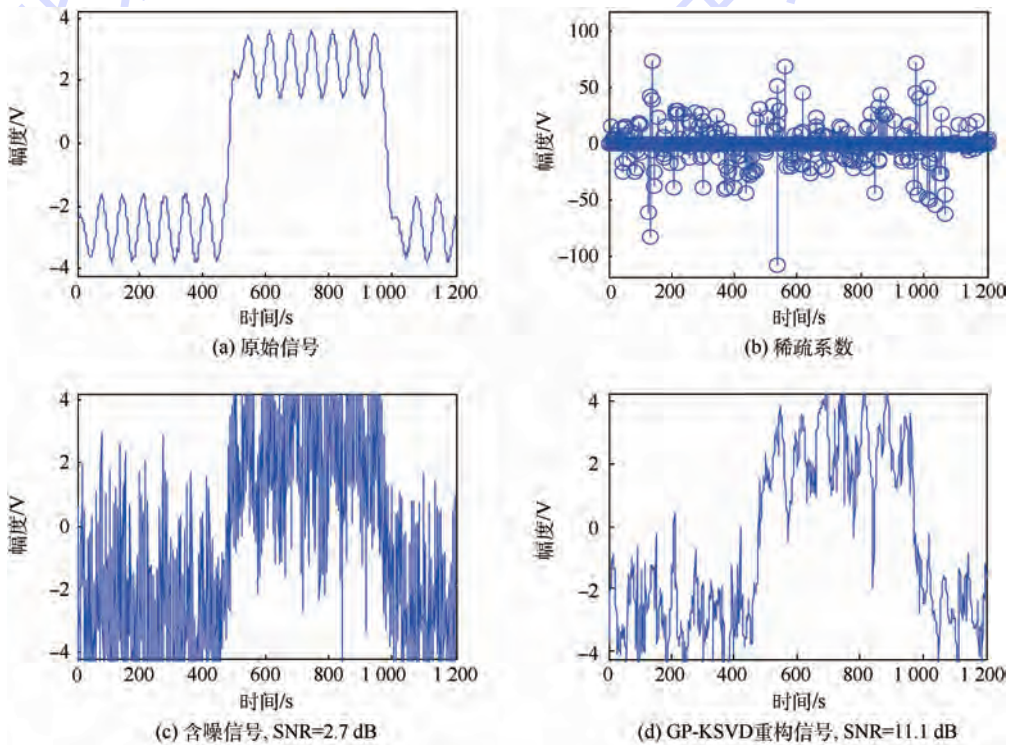


图10 GP-KSVD 对混合信号的重构

Fig. 10 Reconstruction of mixed signal by GP-KSVD

## 4 实例对比与实测验证

### 4.1 实例对比

2001年Chen等应用BP、MP、MOF等算法对TwinSine、Cusp、Gong、Blocks等信号进行去噪分析<sup>[9]</sup>。本节中用GP-KSVD算法对TwinSine以及Cusp信号做去噪处理,与文献[9]的结果进行对比如图11、图12、表4所示。

#### 1) TwinSine 信号

通过图11、图12以及表4的分析,将本文的GP-KSVD与文献[9]中用MOF、MP、BP3种算法对TwinSine信号的去噪结果进行比较,发现在SNR指标上相差较小,但GP-KSVD算法在计算机运行时间上是最短的。

#### 2) Cusp 信号

由图13以及表5的分析可以看出,在指标SNR差异不明显的情况下,GP-KSVD算法的计算机运行时间仍是最短的。

本节通过GP-KSVD与文献[9]中提出的2种信号的去噪结果进行对比,证明了本文算法计算速度快,用时短的特点,优势明显。

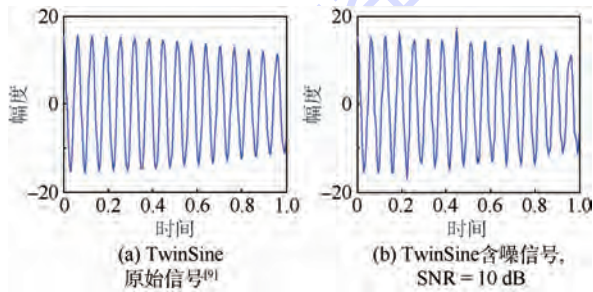


图11 文献[9]中的干净TwinSine信号以及含噪信号  
Fig. 11 Clean and noisy TwinSine signal in Ref. [9]

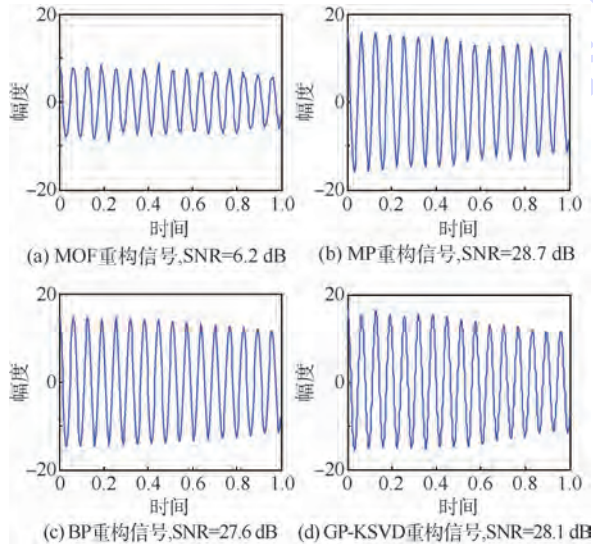


图12 对TwinSine信号的重构比较

Fig. 12 Comparison of reconstruction of TwinSine signal

表4 GP-KSVD算法与文献[9]中算法对

TwinSine信号的运行时间对比

Table 4 Comparison of running time on TwinSine signal between GP-KSVD and algorithms in Ref. [9]

算法	MOF <sup>[9]</sup>	MP <sup>[9]</sup>	BP <sup>[9]</sup>	GP-KSVD
运行时间/s	0.21875	0.07812	0.46875	0.06641

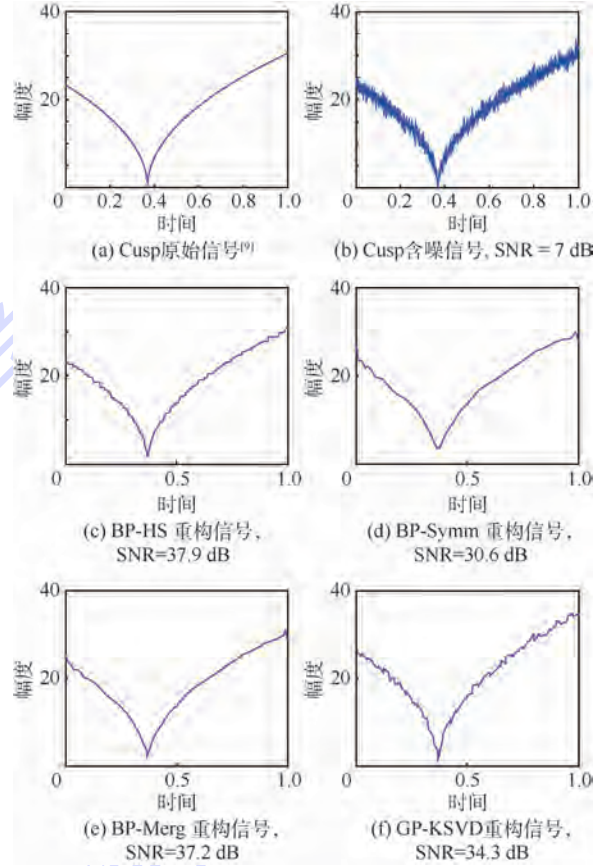


图13 对文献[9]中Cusp信号的重构比较

Fig. 13 Comparison of reconstruction of Cusp signal in Ref. [9]

表5 GP-KSVD算法与文献[9]中算法对

Cusp信号的运行时间对比

Table 5 Comparison of running time on Cusp signal between GP-KSVD and algorithms in Ref. [9]

算法	MOF <sup>[9]</sup>	MP <sup>[9]</sup>	BP <sup>[9]</sup>	GP-KSVD
运行时间/s	3.8906	0.03125	4.2344	0.00547

### 4.2 实测验证

为更好地验证本文算法的有效性以及普遍适用性,针对民用汽车的电磁辐射信号进行了实验测试以及数据提取分析。实验选在标准10 mF电磁兼容实验室,被试物品为民用中巴汽车,载量为15人,被试品状态为打火状态,测量辐射频段为30~200 MHz,选用匹配的喇叭天线进行测试,数据分析结果以及实验现场测试图如图14和图15所示。

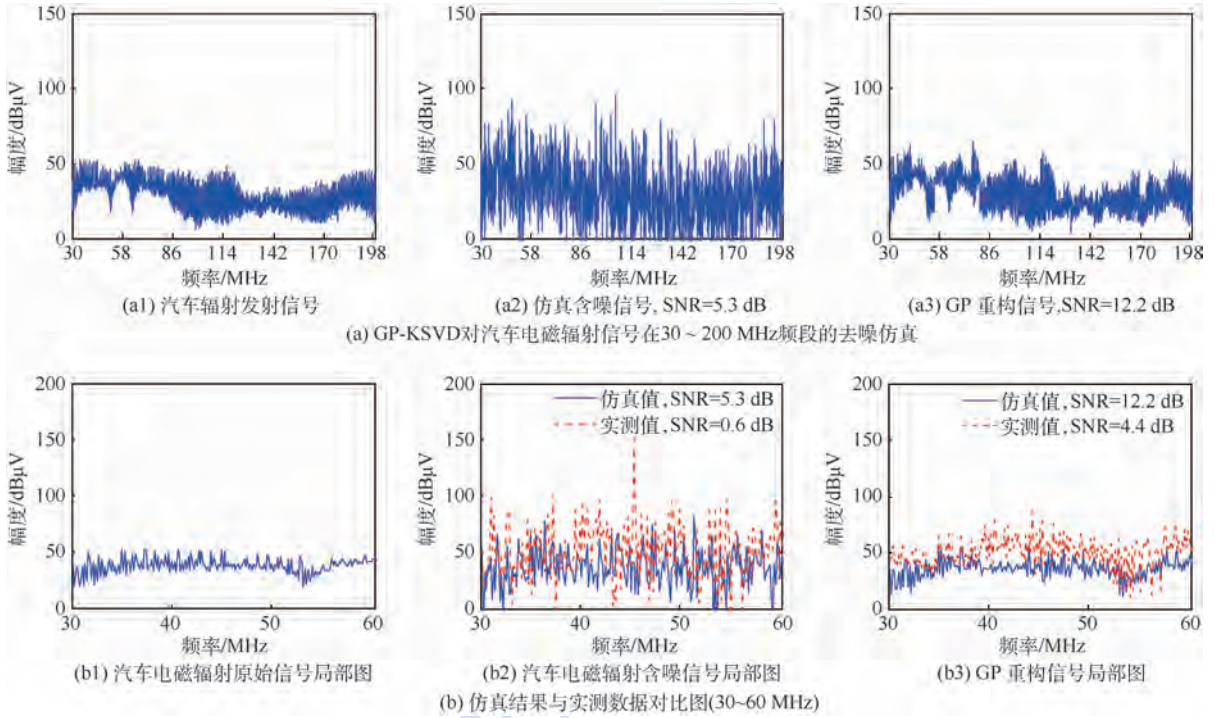


图 14 GP-KSVD 对电磁辐射信号的去噪重构

Fig. 14 Denoising reconstruction of electromagnetic radiation signal by GP-KSVD



图 15 电磁辐射信号实测现场图

Fig. 15 Field measurement of electromagnetic radiation signal

图 14(a) 为 30 ~ 200 MHz 全频段的仿真处理前后对比图,图 14(b) 为仿真数据和实测数据的对比结果,由于数据点过密,为方便对比,图中为局部放大频段 30 ~ 60 MHz。其中,对于仿真信号的处理,信噪比提升 6.9 dB;对实测信号的处理,信噪比提升 3.8 dB,误差在 3 dB 左右。这是由于仿真中添加的是高斯白噪声,而实测环境数据则包含了工业噪声、交通噪声、生活噪声等,因此去噪重构结果存在一定的差异。然而,在实际电路系统中,例如雷达、通信系统的噪声来源主要是热噪声,即典型的高斯白噪声,因此本文算法选用高斯白噪声进行仿真还是比较具有实际意义的。

汽车在 30 ~ 200 MHz 频段最易受扰,因此针

对该频段的电磁辐射发射进行实验,从图 14 中可以看到,运用 GP-KSVD 算法对仿真和实测信号的处理效果都较明显,证明了算法的有效性。

## 5 结 论

1) 本文提出的 GP-KSVD 算法实现了对单一的小规模正弦信号进行直接重构,对大规模正弦测试信号、正切函数测试信号以及方波与正弦的混合信号进行分段重构。

2) 通过 SNR、RMSE 2 个指标将 GP-KSVD 分别与 GP 结合随机字典、GP-DCT 稀疏表征进行比较,得到 GP-KSVD 的信噪比最优、去噪效果最好、相对均方根误差最小的结论。

3) 将 GP-KSVD 分别与 OMP-KSVD、PCGP 算法进行重构比较,得到 GP-KSVD 重构信号的信噪比最高,运算时间最短,重构效果最好的结论。

分析结果表明,GP-KSVD 算法可用于电路系统设备测试响应信号预处理中,为电路系统设备性能评估提供了前提和基础。然而,本方算法仍然存在需要大量训练数据以及先验知识做基础的局限性,算法的应用性有待讨论,在今后的工作中将做进一步改进。

**致谢** 感谢实验室老师的指导以及许立登同学、尚晓凡同学的无私帮助。

## 参考文献 (References)

- [1] WANG J J, YANG J C, YU K, et al. Learning locality-constrained linear coding for image classification [C] // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 3360-3367.
- [2] KRIM H, TUCKER D, MALLAT S, et al. On denoising and best signal representation [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1999, 45(7): 2225-2238.
- [3] CANDÈS E J. Rigelets: Theory and applications [D]. Palo Alto: Stanford University, 1998: 18-25.
- [4] FEVOTTE C, GODSILL S. Sparse linear regression in unions of bases via Bayesian variable selection [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2006, 13(7): 441-444.
- [5] HUO X. Sparse image representation via combined transforms [D]. Palo Alto: Stanford University, 1999: 45-69.
- [6] DONOHO D L. Compressed sensing [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4): 1289-1306.
- [7] 史丽丽. 基于稀疏分解的信号去噪方法分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 14-28.  
SHI L L. Research on denoising methods of signals based on sparse decomposition [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 14-28 (in Chinese).
- [8] 苏东林, 谢树果, 戴飞, 等. 系统级电磁兼容量化设计理论与方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 45-69.  
SU D L, XIE S G, DAI F, et al. The theory and methods of quantification design on system-level electromagnetic compatibility [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2015: 45-69 (in Chinese).
- [9] CHEN S S, DONOHO D L, SAUNDERS M A. Atomic decomposition by basis pursuit [J]. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2001, 43(1): 129-159.
- [10] ELAD M. Sparse and redundant representations [M]. Berlin: Springer, 2010: 123-157.
- [11] ELAD M. Sparse and redundant representation modeling. What next? [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2012, 19(12): 922-928.
- [12] JOEL A T, ANNA C G. Signal recovery from random measurements via orthogonal matching pursuit [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2007, 53(12): 4655-4666.
- [13] MALLAT S G, ZHANG Z. Matching pursuits with time-frequency dictionaries [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1993, 41(12): 3397-3415.
- [14] TROPP J A. Greed is good: Algorithmic results for sparse approximation [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2004, 50(10): 2231-2242.
- [15] MALLAT S. Multiresolution representations and wavelets [D]. Philadelphia: University of Pennsylvania, 1988: 30-68.
- [16] DAI W J, DING X L, ZHU J J, et al. EMD filter method and its application in GPS multipath [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2006, 35(11): 321-327.
- [17] 王蓉芳. 基于协同进化优化和图像先验的分块自适应压缩感知 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014: 25-40.  
WANG R F. Block adaptive compression perception based on co-evolution optimization and image prior [D]. Xi'an: Xidian University, 2014: 25-40 (in Chinese).
- [18] RUBINSTEIN R, ZIBULEVSKY M, ELAD M. Efficient implementation of the K-SVD algorithm using batch orthogonal matching pursuit [J]. CS Technion, 2008, 40(8): 1-15.
- [19] BLUMENSATH T, DAVIES M E. Gradient pursuits [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2008, 56(6): 2370-2382.
- [20] 甘伟, 许录平, 苏哲. 一种压缩感知重构算法 [J]. 电子与信息学报, 2010, 32(9): 2151-2159.  
GAN W, XU L P, SU Z. A recovery-algorithm for compressed sensing [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2010, 32(9): 2151-2159 (in Chinese).
- [21] WANG W D, YANG J A. Ultra wide-band channel estimation through compressed sensing based on gradient pursuits [J]. Journal of Data Acquisition and Processing, 2013, 28(3): 301-306.
- [22] ELAD M, AHARON M. Image denoising via sparse and redundant representations over learned dictionaries [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2006, 15(12): 3736-3745.
- [23] DONOHO D L, ELAD M, TEMLYAKOV V N. Stable recovery of sparse overcomplete representations in the presence of noise [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(1): 6-18.

## 作者简介:

聂静 女, 博士研究生。主要研究方向: 系统级电磁兼容性评估。

苏东林 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 系统级电磁兼容。

李红裔 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 矩阵理论与应用、多复变与几何。

赵迪 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 矩阵理论与应用、多复变与几何。

# Circuitry test response signal reconstruction based on GP-KSVD algorithm

NIE Jing<sup>1</sup>, SU Donglin<sup>1</sup>, LI Hongyi<sup>2</sup>, ZHAO Di<sup>2,\*</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Mathematics and Systems Science, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Response signals in circuitry system always have the characteristics of high periodicity and sparse distribution. In order to realize response signals reconstruction in circuitry system, an algorithm combining gradient pursuit and K singular value decomposition (GP-KSVD) was proposed. Dictionary was trained according to the features of single and mixed signal. Making use of the updated dictionary and gradient pursuit to sparse representation on noisy signal, the reconstruction achieves the aim of de-noising. The algorithm has excellent reconstruction results with low computing complexity and storage capacity. In simulation, GP-KSVD dictionary was compared with both random and discrete cosine dictionary (DCT) dictionary, and the results show that the denoising effect of sparse representation with KSVD dictionary is the best depending on the indices of signal to noise ratio (SNR) and root mean square error (RMSE). GP-KSVD sparse representation was compared with orthogonal matching pursuit (OMP)-KSVD and preconditioning conjugate gradient pursuit (PCGP) algorithms. The simulation results prove that GP-KSVD has the minimum computer running time and the highest reconstruction precision, and the measurement verification proves the universality of the algorithm. This algorithm can be applied to response signal preprocessing, which provides theoretical basis for circuitry system equipment performance evaluation analysis.

**Keywords:** compressive sensing; (GP-KSVD); sparse representation; circuitry test response signal reconstruction; denoising

**Received:** 2016-06-15; **Accepted:** 2016-09-21; **Published online:** 2016-11-03 18:28

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161103.1828.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161103.1828.001.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (61379001)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0542

# 高空风对大型客机航线性能的量化影响

黄成涛<sup>1,\*</sup>, 王立新<sup>2</sup>, 钟伯文<sup>1</sup>

(1. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 高空风会影响大型客机航线飞行的油耗和飞行时间。本文提出了一种计算高空风对航线性能量化影响的方法,并分析了高空风对航线性能的量化影响。建立了有风条件下飞机的飞行仿真模型,提出了针对飞机航线飞行的驾驶员建模方法,基于“驾驶员-飞机”闭环数字虚拟飞行仿真方法,提出了一种计算高空风条件下飞机航线性能的方法。对算例飞机在典型航线下的油耗、飞行距离、飞行时间进行了计算与分析。结果表明:在飞行距离相同时,顺风可以减少飞机的航线飞行时间并降低油耗,逆风会增加飞机的航线飞行时间并增加油耗;由于高空风的影响,部分航线往返飞行时,油耗和飞行时间相差较大;对于部分远程航线,由于高空风的影响,为满足最大起飞重量限制,飞机需要减小商载以装载更多燃油,确保能够飞抵目的机场。

**关键词:** 飞机; 飞行动力学; 飞行性能; 航线性能; 飞行仿真; 高空风

**中图分类号:** V212.1

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1348-07

大型客机在高空巡航时会遇到较强的高空风,飞机的油耗、飞行时间和航程均受到较大影响。由于大型客机在高空飞行时一般采用空速保持控制模式,遭遇逆风时,飞机的空速相对无风时基本保持不变,但地速会减小,飞机需要消耗更多的燃油和时间才能到达目的地。在执飞部分远程航线时,由于高空风的影响,飞机需要装载更多燃油甚至减小商载才能到达预定目的地。在进行大型客机概念方案航线适应性分析、新开航线运行品质分析、制定飞行计划和装载燃油时,需要考虑高空风的影响。研究高空风对飞机油耗、航程和飞行时间等航线性能的量化影响具有重要的意义。

目前,国内外已针对高空风条件下的飞行仿真<sup>[1-2]</sup>、基于数字虚拟飞行的飞机操稳特性分

析<sup>[3-5]</sup>等开展了研究工作,为本文的研究工作奠定了基础。文献[6-7]研究了飞机航线性能部分指标的计算方法;文献[8-11]采用工程估算方法研究了高空风对飞行的影响,但这些方法难以考虑高空风速和风向随空间位置变化、飞机航向变化、因配平高空风侧风分量而引起的阻力增加、飞行过程中的动态响应等因素的影响,因此难以精确计算高空风对飞机航线性能的量化影响。

针对上述问题,本文基于“驾驶员-飞机”闭环数字虚拟飞行仿真方法,研究建立了考虑高空风条件后飞机油耗、飞行距离、飞行时间等航线性能参数的计算方法。对算例飞机在高空风条件下的油耗和飞行时间等航线性能参数进行了分析,得出了高空风对大型客机航线性能的量化影响特点。

收稿日期: 2016-06-22; 录用日期: 2016-08-25; 网络出版时间: 2016-10-10 09:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0908.007.html

基金项目: 国家“863”计划(2014AA110501)

\* 通讯作者: E-mail: hct113a@aliyun.com

**引用格式:** 黄成涛, 王立新, 钟伯文. 高空风对大型客机航线性能的量化影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1348-1354. HUANG C T, WANG L X, ZHONG B W. Quantified effects of high-altitude wind on route performance of large passenger plane[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1348-1354 (in Chinese).

# 1 高空风模型

高空风随地理位置  $(X_g, Y_g)$ 、海拔高度  $H$  和飞行时间  $t$  发生变化。通常用风速大小  $V_w$  和风速方向  $D_w$  2 个参量来描述高空风,如式(1)所示。其中,风速方向以真经线正北方向为  $0^\circ$ ,顺时针为正。

$$\begin{cases} V_w = V_w(X_g, Y_g, H, t) \\ D_w = D_w(X_g, Y_g, H, t) \end{cases} \quad (1)$$

通过查询气象数据,可以获取不同地区不同高度的高空风数据,包括高空风速大小和风速方向。如图1所示为某时刻北京—昆明航线 FL340 (10363.2 m) 高度层上的风速大小和风速方向。图1中,航段位置表示距离北京首都国际机场的航线距离。由图1可以看出,该航线部分航段处的风速较大,最大可达到 53.9 m/s。

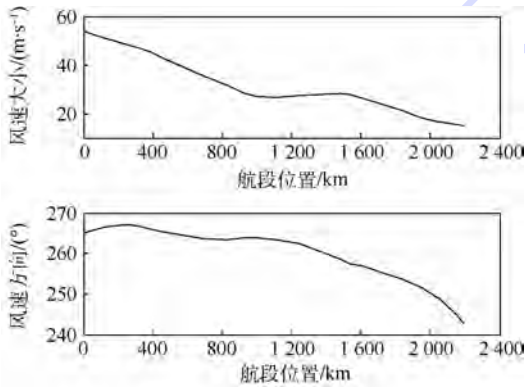


图1 北京—昆明航线 FL340 高度层风速大小和方向  
Fig.1 Wind speed and direction of Beijing—Kunming route (FL340 height layer)

为研究高空风对飞机飞行的影响,需根据高空风速大小  $V_w$  和方向  $D_w$  计算得到高空风速在地面坐标系<sup>[12-13]</sup>中的投影矢量  $[u_{wg} \ v_{wg} \ w_{wg}]^T$ ,即

$$\begin{cases} u_{wg} = V_w \cos D_w \\ v_{wg} = V_w \sin D_w \\ w_{wg} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

# 2 飞机飞行仿真模型

## 2.1 飞机飞行仿真模型结构

现代大型客机均采用了先进的飞行控制系统,在正常控制模式下,驾驶员的操纵指令经过飞行控制系统解算为飞机的执行器(包括操纵面和发动机等)指令,该指令通过舵机或发动机转化为飞机操纵面实际偏角或发动机推力,进而实现对飞机的操纵。因此,大型客机的飞行仿真模型包括飞行控制系统模型、执行器模型和飞机本体

飞行动力学仿真模型,如图2所示。

不同型号客机的飞行控制系统模型不同,本文不做介绍。

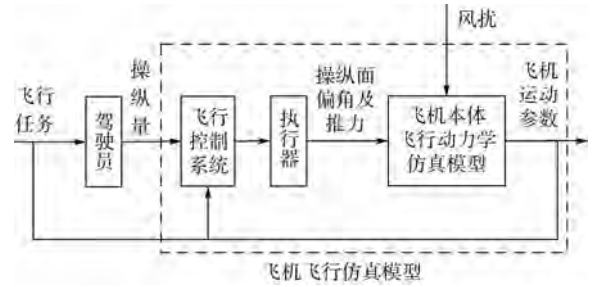


图2 “驾驶员-飞机”闭环飞行仿真模型结构  
Fig.2 Structure of “pilot-aircraft” closed-loop flight simulation model

## 2.2 飞机本体飞行动力学仿真模型

### 2.2.1 风场影响模型

有风时,飞机的空速矢量  $[u \ v \ w]^T$  在机体坐标系中的投影矢量  $V_{ab}$  为<sup>[12]</sup>

$$V_{ab} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = L_{bk} \begin{bmatrix} V_k \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - L_{bg} \begin{bmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ w_{wg} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中:  $L_{bk}$  为航迹坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵<sup>[12-13]</sup>;  $V_k$  为飞机的航迹速度<sup>[12-13]</sup>;  $L_{bg}$  为地面坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵<sup>[12-13]</sup>;  $[u_{wg} \ v_{wg} \ w_{wg}]^T$  可由式(2)计算得到。

飞机的空速  $V_a$ 、气动角  $\alpha$  和  $\beta$  为<sup>[12]</sup>

$$\begin{cases} V_a = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha = \arctan(w/u) \\ \beta = \arcsin(v/V_a) \end{cases} \quad (4)$$

### 2.2.2 发动机油耗模型

飞机燃油的消耗速率  $dm_F/dt$  为

$$\frac{dm_F}{dt} = \sum_{i=1}^{n_T} T_i \cdot \text{SFC} \quad (5)$$

式中:  $m_F$  为飞机燃油的重量, kg;  $n_T$  为发动机的台数;  $T_i$  为飞机第  $i$  台发动机的推力, N; SFC 为发动机的耗油率, kg/(kg 推力 · h)。

飞机的燃油消耗量(简称油耗)  $\Delta m_F$  为

$$\Delta m_F = \int_0^{t_n} \left( \sum_{i=1}^{n_T} T_i \cdot \text{SFC} \right) dt \quad (6)$$

式中:  $t_n$  为当前时刻。

飞机在飞行过程中的实际重量  $m$  为

$$m = m_{\text{TOw}} - \Delta m_F \quad (7)$$

式中:  $m_{\text{TOw}}$  为飞机的起飞重量, kg。

### 2.2.3 飞机本体飞行动力学仿真建模方法

根据飞机的气动、动力、重量等特性数据,由

式(5)~式(7)可计算得到飞机的燃油消耗量  $\Delta m_F$  和实时重量  $m$ ; 将式(2)~式(4)计算得到的飞机在风场条件下的空速  $V_a$ 、气动角  $\alpha$  和  $\beta$ , 以及飞机的操纵面偏角代入飞机的气动数据可得到作用在飞机上的气动力和力矩。参照文献[4-5]的方法, 可计算得到飞机在滑跑过程中地面对飞机的作用力和力矩。参照文献[12-13]给出的飞机六自由度飞行动力学和运动学方程, 通过数值积分方法, 可计算得到飞机的各飞行状态参数, 包括飞机的飞行距离  $l_R$  和飞行时间  $t$ , 进而可对飞机的飞行和地面滑跑过程进行数学仿真模拟, 并可得到飞机在风场条件下飞行时的油耗  $\Delta m_F$ 、飞行距离  $l_R$  和飞行时间  $t$ 。

### 2.3 执行器模型

大型客机的执行器主要包括发动机和舵机。参照文献[3-4, 14], 发动机推力与油门偏度之间的关系用一阶惯性环节来描述; 操纵面实际偏角与舵机指令之间的关系也用一阶惯性环节来描述, 并考虑操纵面偏转范围和偏转速率的限制。

## 3 驾驶员模型

驾驶员模型是用来模拟驾驶员对飞机操纵行为的数学模型。在大型客机的不同飞行阶段, 驾驶员所需控制的目标参数不同, 操纵策略不同, 驾驶员模型的结构和参数也不同<sup>[3-5, 14-15]</sup>。

以飞机加速滑跑和起飞离地至安全高度的过程为例, 该过程中驾驶员的操纵特点如下: ①发动机处于起飞推力状态, 飞机从 0 m/s 开始加速滑跑; ②当飞机加速到抬前轮速度  $V_R$  时, 驾驶员拉杆使飞机抬头至期望的俯仰姿态角  $\theta_c$ ; ③驾驶员操纵飞机的副翼和方向舵(前轮)用来纠正飞机在滑跑过程中和离地后的横航向偏离运动。根据驾驶员的这些操纵行为特点, 可建立驾驶员模型的结构<sup>[3-5, 16]</sup>, 如图 3 所示。图中:  $\theta$ 、 $\phi$  和  $\beta$  分别为飞机的俯仰姿态角、滚转姿态角和侧滑角;  $\theta_c$ 、 $\phi_c$  和  $\beta_c$  分别为期望的俯仰姿态角、滚转姿态角和侧滑角;  $\delta_p$ 、 $\delta_e$ 、 $\delta_a$  和  $\delta_r$  分别为发动机油门偏度、升降舵偏角、副翼偏角和方向舵偏角;  $\delta_{p-T0}$  为起飞推力状态的油门偏度;  $\delta_{ec}$ 、 $\delta_{ac}$  和  $\delta_{rc}$  分别为升降舵操纵通道操纵指令、副翼操纵通道操纵指令和方向舵操纵通道操纵指令;  $G_{p\theta}(s)$  为  $\delta_{ec}$  对俯仰姿态角误差  $(\theta_c - \theta)$  的传递函数;  $G_{p\phi}(s)$  为  $\delta_{ac}$  对滚转姿态角误差  $(\phi_c - \phi)$  的传递函数;  $G_{p\beta}(s)$  为  $\delta_{rc}$  对侧滑角误差  $(\beta_c - \beta)$  的传递函数。

在飞机加速滑跑和起飞离地至安全高度过程

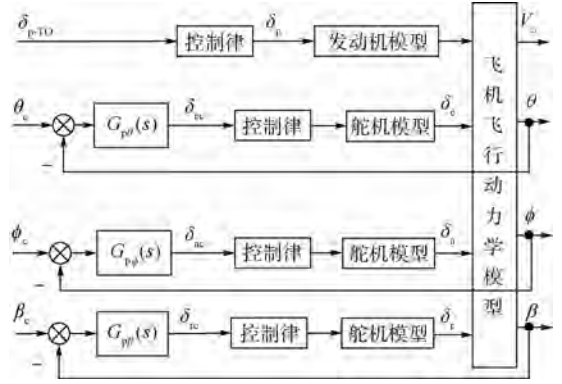


图3 驾驶员模型结构

Fig.3 Structure of pilot model

中, 为使飞机尽快加速, 发动机处于起飞推力状态。驾驶员油门操纵通道模型可由式(8)表示:

$$\delta_p = \delta_{p-T0} \quad (8)$$

升降舵操纵通道中, 当飞机的空速  $V_a$  小于抬前轮速度  $V_R$  时, 升降舵操纵指令为 0。当  $V_a > V_R$  时, 驾驶员拉杆使飞机抬头至期望的俯仰姿态角  $\theta_c$ , 并在飞机爬升至安全高度前将俯仰姿态角  $\theta$  保持为  $\theta_c$ 。 $\theta$  对升降舵偏角  $\delta_e$  的响应较快, 驾驶员操纵的滞后时间对俯仰角响应的影响较为明显。传递函数  $G_{p\theta}(s)$  选用能较好反映驾驶员操纵滞后的 McRuer 模型。因此, 升降舵操纵通道模型可由式(9)表示<sup>[3-5, 14]</sup>:

$$\delta_{ec} = \begin{cases} 0 & V_a \leq V_R \\ G_{p\theta}(s)(\theta_c - \theta) & V_a > V_R \end{cases} = \begin{cases} 0 & V_a \leq V_R \\ k_{p\theta} \frac{T_{L\theta}s + 1}{T_{l\theta}s + 1} e^{-\tau_\theta s} (\theta_c - \theta) & V_a > V_R \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $k_{p\theta}$  为驾驶员增益;  $T_{L\theta}$  为驾驶员超前补偿时间常数;  $T_{l\theta}$  为驾驶员滞后补偿时间常数;  $\tau_\theta$  为驾驶员的反应及肌肉滞后时间。

副翼操纵通道模型可由式(10)表示<sup>[3-5, 14]</sup>:

$$\delta_{ac} = G_{p\phi}(s)(\phi_c - \phi) = \left( k_{p\phi} e^{-\tau_{\phi s}} + \frac{k_{in\phi}}{s} \right) (\phi_c - \phi) \quad (10)$$

式中:  $k_{p\phi}$  用来模拟驾驶员根据滚转角偏差  $(\phi_c - \phi)$  对副翼进行操纵的比例关系;  $e^{-\tau_{\phi s}}$  用来模拟驾驶员的反应延迟及肌肉滞后;  $k_{in\phi}/s$  用来模拟驾驶员根据  $(\phi_c - \phi)$  的积累对副翼进行操纵以减小  $\phi$  的稳态误差的行为。

方向舵操纵通道中, 驾驶员根据侧滑偏差  $(\beta_c - \beta)$  对方向舵进行操纵。方向舵操纵通道模

型如式(11)所示<sup>[3-5,14]</sup>:

$$\delta_{rc} = G_{p\beta}(s)(\beta_c - \beta) = \left( k_{p\beta} e^{-\tau\beta s} + \frac{k_{in\beta}}{s} \right) (\beta_c - \beta) \quad (11)$$

式中: $k_{p\beta}$ 表示驾驶员根据 $(\beta_c - \beta)$ 对方向舵进行操纵的比例关系; $e^{-\tau\beta s}$ 表示驾驶员的反应延迟及肌肉滞后; $k_{in\beta}/s$ 用来模拟驾驶员根据 $(\beta_c - \beta)$ 的积累对方向舵进行操纵以减小稳态误差的行为。

与上述方法类似,可建立大型客机在航线飞行中其他各飞行阶段的驾驶员模型。

## 4 基于数字虚拟飞行的航线性能计算方法

在考虑高空风时,飞机的油耗、飞行距离、飞行时间等航线性能参数的计算步骤如下<sup>[3-5,16]</sup>:

**步骤 1 制定飞行任务剖面。**根据 CCAR-121-R4<sup>[17]</sup>等民航规章要求,以及飞机的性能特点,制定飞机的飞行剖面,并确定装载燃油的重量。大型客机的典型飞行任务剖面、各飞行阶段的主要任务特点、备份油规则参见文献[18]。

**步骤 2 高空风建模。**根据飞机航线所经历的位置,查询航路上的气象数据库或气象预报,得到给定航线上不同航段处的高空风速大小  $V_w$  和方向  $D_w$ 。

**步骤 3 飞机飞行仿真建模。**根据飞机的气动、动力、重量等数据,基于第 2 节方法,建立飞机在风场条件下的飞行动力学仿真模型。

**步骤 4 驾驶员建模。**根据大型客机航线飞行任务剖面各飞行阶段的特点,基于第 3 节方法,分别建立各飞行阶段的驾驶员模型。

**步骤 5 人机闭环飞行仿真计算。**利用已建立的飞机、驾驶员、高空风模型,建立高空风条件下的“驾驶员-飞机”闭环飞行仿真模型,如图 2 所示。按照飞行剖面和给定航路,利用该人机闭环飞行仿真模型,对飞机的整个航线飞行过程进行数字仿真计算,得到飞机的油耗  $\Delta m_F$ 、飞行距离  $l_R$  和飞行时间  $t$  等状态参数。

**步骤 6 分析仿真计算结果得到航线性能参数。**根据飞机在整个航线飞行过程中的人机闭环飞行仿真计算结果,飞机在飞行任务结束时的油耗  $\Delta m_F$ 、飞行距离  $l_R$  和飞行时间  $t$  即为飞机的航线油耗  $\Delta m_{FR}$ 、航线飞行距离  $L_R$  和航线飞行时间  $T_R$ 。

上述步骤<sup>[3-5,16]</sup>可用图 4 表示。

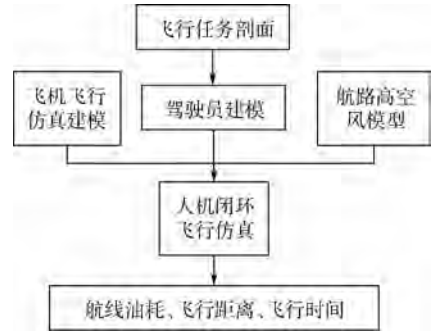


图 4 基于数字虚拟飞行的航线性能计算流程图  
Fig. 4 Flowchart of route performance calculation based on digital virtual flight

## 5 高空风条件下航线性能仿真计算实验

选取某型飞机作为算例,根据该型飞机的相关数据,可建立该型飞机在风场条件下的飞行动力学仿真模型。选定北京—昆明航线,根据 CCAR-121-R4 相关要求<sup>[17]</sup>,制定飞机的飞行剖面。通过查询气象数据,得到该航线不同航段的高空风速矢量,如图 1 所示。对算例飞机在该航线上的飞行进行数字仿真模拟计算,可以得出算例飞机各飞行参数随时间的变化曲线,如图 5 所示。图中: $t$ 、 $\chi$ 、 $U_{wind}$ 、 $V_{wind}$  分别为时间(以飞机起飞滑跑加速起始时刻为 0 s)、航迹偏角、沿飞机航向的风速分量(正值表示顺风,负值表示逆风)、与飞机航向垂直方向的侧风速分量(正值表示侧风方向向右)。需要说明的是,由于高空风对飞机地面滑行时间和油耗的影响较小,本文仅考虑飞机从起飞滑跑到着陆滑跑结束之间的油耗和时间,不考虑地面滑行期间的油耗和时间。

由图 5 可以看出,飞机在执飞北京—昆明航线过程中,飞行距离  $L_R$  为 2 189 km,油耗  $\Delta m_{FR}$  为 13 484 kg,飞行时间  $T_R$  为 145 min。由于整个航路中存在高空顺风,飞机的空速  $V_a$  与航迹速度  $V_k$  并不相等。

由图 5 还可看出,数字虚拟飞行方法考虑了高空风速( $U_{wind}$  和  $V_{wind}$ )随空间位置的变化、飞机的航向  $\chi$  和侧滑角  $\beta$  等飞行状态参数随时间的变化等因素,这些参数的变化均会引起气动力的变化,进而影响飞机的航线性能。工程估算方法计算航线性能时难以考虑这些因素。因此,采用数字虚拟飞行方法来计算飞机的航线性能时,相对工程估算方法可具有更好的精度。

同上方法可以计算得到,不考虑高空风时北

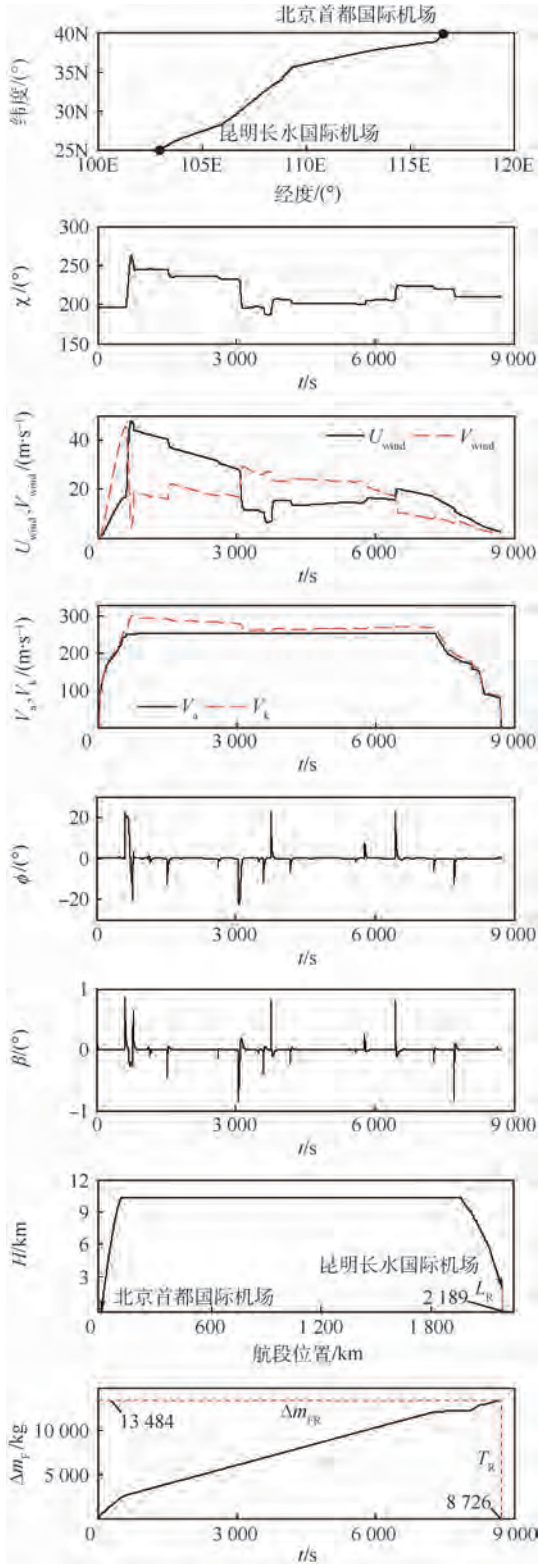


图5 算例飞机执行北京—昆明航线飞行仿真结果  
Fig. 5 Example aircraft flight simulation results on Beijing—Kunming route

京—昆明航线的油耗和飞行时间,以及在同一高空风场下(如图1所示,飞行高度层为FL350(10668 m)),算例飞机在执飞昆明—北京航线上的油耗和飞行时间,如表1所示。此外,还可计算得到,在某高空风场条件下,算例飞机执飞北京—

表1 算例飞机的部分航线性能计算结果

Table 1 Some route performance calculation results of example aircraft

航线	飞行距离/km	油耗/kg		飞行时间/min	
		有风	无风	有风	无风
北京—昆明	2 189	13 484	14 501	145	156
昆明—北京	2 189	15 175	13 923	175	160
北京—约翰内斯堡	12 448	83 417	77 530	904	834
约翰内斯堡—北京	12 448	71 831	76 274	782	840

约翰内斯堡往返航线的油耗和飞行时间,如表1所示。需说明的是,表1中飞机在无风条件下执行往返航线飞行任务时的油耗和飞行时间略有不同,这是因为飞机起降机场的海拔高度不同,起飞爬升阶段和下降着陆阶段所需的时间和油耗不同。

由表1可以看出:

- 1) 在航线飞行时,高空风对飞机油耗和飞行时间的影响较大。
- 2) 在飞行距离相同时,顺风可以降低油耗,减少飞行时间,逆风会增加飞机的油耗,增加飞行时间。由于存在高空顺风,在飞行距离相同时,北京—昆明航线相对无高空风时的油耗减少7.0% (1 017 kg),飞行时间减少7.1% (11 min);由于存在高空逆风,昆明—北京航线相对无风时的油耗增加9.0% (1 252 kg),飞行时间增加9.4% (15 min)。这是因为大型客机在高空飞行时一般采用空速保持控制模式,遭遇逆风后,空速基本保持不变,地速减小,导致飞机飞抵目的机场的时间增加,油耗也增加;遭遇顺风时则飞行时间和油耗均减小。
- 3) 由于高空风的影响,同一航线往返飞行的油耗不同。北京与昆明往返航线上的油耗相差12.5% (1 691 kg),飞行时间相差20.7% (30 min);北京与约翰内斯堡往返航线上的油耗相差16.1% (11 586 kg),飞行时间相差15.6% (122 min)。

4) 在执飞远程航线时,由于航线距离接近飞机的设计航程,在逆风较多的航线上飞行时,需要飞机装载更多燃油,以确保飞机能够抵达目的机场。由于受到飞机最大起飞重量的限制,部分情况下,需要减小飞机的商载来装载更多的燃油。如北京—约翰内斯堡航线,需要减小算例飞机的商载才能装载足够燃油(包括83 417 kg航线油耗和备用油)。

## 6 结论

- 1) 提出了高空风条件下“驾驶员-飞机”闭环

飞行仿真建模方法,基于数字虚拟飞行方法,提出了一套可考虑高空风影响的飞机航线性能计算方法。该方法可考虑高空风速和风向的变化、飞机航向变化、飞行中的动态响应等因素,计算结果较为准确可靠。

2) 高空风对大型客机航线飞行的油耗影响较大。在飞行距离相同时,顺风可以降低油耗,减少飞行时间,逆风会增加飞机的油耗,增加飞行时间。由于高空风的影响,同一航线往返飞行的油耗不同。

3) 在高空风较强的远程航线上,客机装载燃油时需要考虑高空风的影响。对于部分远程航线,由于高空风的影响,在满足最大起飞重量的限制下,飞机需要减小商载以装载更多燃油,确保能够飞抵目的机场。

4) 本文研究成果对于大型客机概念方案设计阶段的航线适应性分析具有一定的工程应用价值,并对于大型客机航线品质分析、飞行计划制定等工作具有一定的参考意义。

### 参考文献 (References)

- [1] 严丽娟,王丹霞,陈楷民. 高空风影响下的线路飞行模拟算法[J]. 微计算机信息,2009(4):269-271.  
YAN L J, WANG D X, CHEN K M. Line flight simulation algorithm under the influence of high altitude wind[J]. Microcomputer Information, 2009(4):269-271 (in Chinese).
- [2] 李新胜,杜冬,李根军,等. 高空风对飞行的影响在雷达模拟机中的建模和实现[J]. 中国民航飞行学院学报,2004,15(2):28-31.  
LI X S, DU D, LI G J, et al. Modeling and implementation of high altitude wind impact on flight simulation in radar simulator [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2004, 15(2):28-31 (in Chinese).
- [3] 贾重任,黄成涛,王立新. 空中最小操纵速度的人机闭环数学仿真计算[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(5):580-584.  
JIA Z R, HUANG C T, WANG L X. Mathematical simulation method to calculate air minimum control speed [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5):580-584 (in Chinese).
- [4] HUANG C T, WANG L X, JIA Z R. A method to calculate the aircraft ground minimum control speed based on mathematical simulation [J]. Procedia Engineering, 2011, 17:24-38.
- [5] 刘海良,王立新. 基于数字虚拟飞行的民用飞机纵向地面操稳特性评估[J]. 航空学报,2015,36(5):1432-1441.  
LIU H L, WANG L X. Assessment of longitudinal ground stability and control for civil aircraft based on digital virtual flight test method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5):1432-1441 (in Chinese).
- [6] EGBERT T. Cruise performance and range prediction reconsidered [J]. Progress in Aerospace Science, 1997, 33(5-6):285-321.
- [7] BARTEL M, YOUNG T M. Simplified thrust and fuel consumption models for modern two-shaft turbofan engines [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4):1450-1456.
- [8] DAMIAN R, OSCAR L G, SERGIO E, et al. An analysis of maximum range cruise including wind effects [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 14(1):38-48.
- [9] 丁立平. 分析计算高空风对飞行的影响[J]. 现代电子工程, 2005(3):50-54.  
DING L P. Analysis and calculation of the effect of winds aloft on flight [J]. Modern Electronic Engineering, 2005(3):50-54 (in Chinese).
- [10] 赵鑫,吕宗平,张兆宁,等. 自由飞行下考虑高空风的最小安全间距研究[J]. 航空计算技术,2014,44(3):73-76.  
ZHAO X, LV Z P, ZHANG Z N, et al. Research on minimum safe distance in free flight considering winds aloft [J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(3):73-76 (in Chinese).
- [11] HALE F J, STEIGER A R. Effects of wind on aircraft cruise performance [J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(4):320-321.
- [12] 肖业伦,金长江. 大气扰动中飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1993:77-81.  
XIAO Y L, JIN C J. Flight principle in the atmospheric perturbation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993:77-81 (in Chinese).
- [13] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:174-186.  
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005:174-186 (in Chinese).
- [14] 高浩,朱培申,高正红. 高等飞行动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2004:140-153,222-223.  
GAO H, ZHU P S, GAO Z H. Advanced flight dynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004:140-153, 222-223 (in Chinese).
- [15] JOHNSON E N, PRITCHETT A R. Generic pilot and flight control model for use in simulation studies: AIAA-2002-4694 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [16] OHME P. A model-based approach to aircraft takeoff and landing performance assessment [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2009:6154.
- [17] 中国民用航空局. 大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则:CCAR-121-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2010. Civil Aviation Administration of China. Rules for the approval of the operation of large aircraft public air transport carriers: CCAR-121-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2010 (in Chinese).
- [18] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第5册:民用飞机总体设计[M]. 北京:国防工业出版社,2005:289-294. Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual. Fifth volume: Civil aircraft general design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005:289-294 (in Chinese).

### 作者简介:

黄成涛 男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行力学。

# Quantified effects of high-altitude wind on route performance of large passenger plane

HUANG Chengtao<sup>1,\*</sup>, WANG Lixin<sup>2</sup>, ZHONG Bowen<sup>1</sup>

(1. Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** High-altitude wind affects the fuel consumption and flight time of large passenger plane route flight. This paper is aimed at proposing a method to calculate the route performance of aircraft in high-altitude wind, and analyzing the effects of high-altitude wind on route performance of large passenger plane. A flight simulation model of aircraft in the wind was established. A pilot modeling method for aircraft route flight was proposed. Based on the “pilot-aircraft” closed-loop digital virtual flight simulation, a method to calculate the route performance of aircraft in high-altitude wind was proposed. The fuel consumption, flight time and flight distance of the example aircraft under the typical route were calculated and analyzed. The study shows that, in the same flight distance, the fuel consumption and flight time of the plane are reduced by the tailwind and increased by the headwind. Due to the effects of high-altitude wind, the fuel consumption and flight time can be big difference in some round-trip route. In some long-distance route, due to the effects of high-altitude wind, in order to meet the maximum takeoff weight limit, the payload should be reduced to load more fuel, so as to reach the terminal airport.

**Keywords:** aircraft; flight dynamics; flight performance; route performance; flight simulation; high-altitude wind

**Received:** 2016-06-22; **Accepted:** 2016-08-25; **Published online:** 2016-10-10 09:08

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0908.007.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0908.007.html)

**Foundation item:** National High-tech Research and Development Program of China (2014AA110501)

\* **Corresponding author.** E-mail: hct113a@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0600

# 一种航天器太阳能电池阵供电能力计算方法



李涛\*, 李伟, 杨雷

(中国空间技术研究院 载人航天总体部, 北京 100094)

**摘 要:** 太阳能电池阵为航天器提供能源,在型号研制和在轨运营过程中需对其供电能力进行计算,为此提出了一种航天器太阳能电池阵供电能力的计算方法。首先,利用太阳能电池片的地面测试数据得到标准测试条件(STC)下的电池片伏安模型,并利用电池片在轨等效光强和温度修正电池片伏安模型的光生电流、串联电阻和并联电阻等参数,得到电池片在轨伏安模型,然后,根据基尔霍夫定律推导出电池阵中电池片工作电压、电流以及旁路二极管和隔离二极管的输出情况,从而得到太阳能电池阵的伏安模型。仿真结果表明,本文方法可以精确计算航天器在任意光强、温度和遮挡下的太阳能电池阵伏安模型,可以精确分析旁路二极管和隔离二极管对太阳能电池阵供电能力的影响,较已有方法计算精度提高20%。

**关键词:** 太阳能电池阵; 供电能力; 遮挡; 光强; 温度

**中图分类号:** V411.8; V242.3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1355-09

航天器依靠太阳能电池阵为设备供电,电池阵供电能力是影响航天器方案设计以及飞行任务规划的重要因素<sup>[1-3]</sup>。在航天器设计阶段,太阳能电池阵供电能力分析可以优化帆板构型和布局,运营阶段,结合航天器轨道和姿态进行供电能力分析,可优化飞行任务规划,确保航天器能量平衡<sup>[4-5]</sup>。

航天器电池阵供电能力受太阳光入射角、表面污染、阴影遮挡、温度等影响<sup>[6-8]</sup>。Rausehenbach<sup>[1]</sup>提出了一种遮挡率法对大规模太阳能电池阵供电能力进行计算;马世俊<sup>[2]</sup>提出了一种光电转换率法对太阳能电池阵最大输出功率进行估算;NASA格伦研究中心Delleur等<sup>[9-10]</sup>针对国际空间站电源系统研制了SPACE(Station Power Analysis for Capability Evaluation)系统,以太阳能电池片中心点代表整片,忽略电池片部分遮挡,计算太阳能电池阵供电能力,并对航天员出舱更换电池阵分流调

节器过程中太阳能电池阵的供电进行了预计,为航天员出舱维修安全性分析提供了支持,该方法忽略了电池片部分遮挡,累积误差较大;张臻等<sup>[11]</sup>通过Saber软件仿真和实验对固定遮挡情况下的太阳能电池片和电池组件供电特性进行了分析,并对旁路二极管的影响进行了分析;翟载腾等<sup>[12]</sup>、张忠政<sup>[13]</sup>基于太阳能电池一般电流模型,利用开路点、短路点、最大功率点数据,通过微分求导计算了电池片伏安模型参数,并利用Maple软件的LambertW函数对伏安模型方程进行了显示表达;Mahmoud<sup>[14]</sup>、Ramaprabha<sup>[15]</sup>等对太阳能电池理论模型进行简化,并利用MATLAB搭建了仿真模型进行验证。以上方法均无法根据航天器在轨实际光照、温度、遮挡对大规模太阳能电池阵供电性能进行动态分析。

本文以太阳能电池片理论模型为基础,提出了一种航天器太阳能电池阵供电能力的计算方法。该

收稿日期: 2016-07-13; 录用日期: 2016-08-26; 网络出版时间: 2016-08-31 14:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160831.1446.001.html

基金项目: 国家科技重大专项

\* 通讯作者: E-mail: libitpeter@126.com

**引用格式:** 李涛, 李伟, 杨雷. 一种航天器太阳能电池阵供电能力计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1355-1363.

LI T, LI W, YANG L. A calculation method for power supply capability of spacecraft solar array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1355-1363 (in Chinese).

方法根据一组标准测试条件(STC)下的电池片测试数据以及在轨实际光强和温度得到其在轨伏安特性,并利用基尔霍夫定律推导带旁路二极管和隔离二极管的电池阵的伏安模型。仿真试验表明,本文方法可以计算航天器入轨后任意光强、温度和遮挡阴影下的旁路二极管和隔离二极管的通断、压降情况,可精确计算太阳电池阵伏安特性。

### 1 太阳电池阵供电模型

太阳电池阵供电能力计算原理如图1所示。首先,利用一组标准测试条件下的太阳电池片测试数据建立电池片伏安模型,并利用在轨光强、温度、遮挡修正模型参数得到电池片在轨伏安模型;然后,结合隔离二极管模型、旁路二极管模型以及电池阵电路建立电池阵伏安模型,即可根据母线电压计算电池阵输出电流。

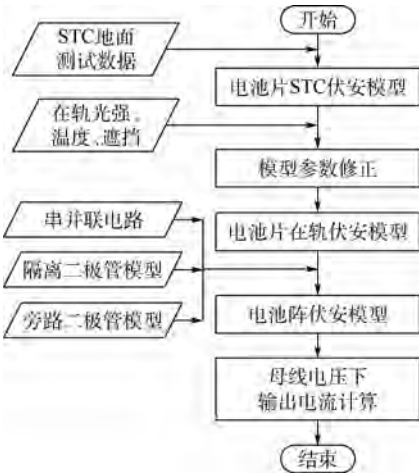


图1 太阳电池阵供电能力计算流程

Fig.1 Calculating process of solar array's power supply capability

#### 1.1 太阳电池片在轨伏安模型

太阳电池片伏安模型是推导电池阵伏安模型的基础,由太阳电池理论可得太阳电池片等效电路模型如图2所示<sup>[1]</sup>。

根据基尔霍夫定律,电池片输出电流  $I$  和电压  $V$  的关系如式(1)所示:

$$I = I_{ph} - I_0 \left\{ \exp \left[ \frac{q(V + IR_s)}{nkT} \right] - 1 \right\} - \frac{V + IR_s}{R_{sh}} \quad (1)$$

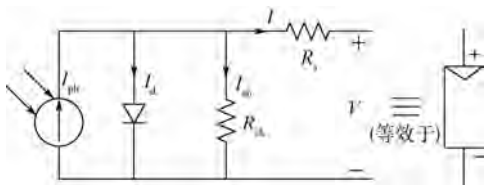


图2 太阳电池片等效模型<sup>[1]</sup>

Fig.2 Solar cell equivalent model<sup>[1]</sup>

式中:  $I_{ph}$  为光生电流, A;  $I_0$  为二极管饱和电流, A;  $q$  为电子电荷,  $q = 1.6 \times 10^{-19}$  C;  $n$  为二极管理想因子, 其值在 1 ~ 5 之间;  $k$  为玻尔兹曼常数,  $k = 1.38 \times 10^{-23}$  J/K;  $T$  为工作绝对温度, K;  $R_s$  为串联电阻,  $\Omega$ ;  $R_{sh}$  为并联电阻,  $\Omega$ 。

利用电池片厂家在标准测试条件下的  $I-V$  曲线数据<sup>[12]</sup> (见图3), 图中:  $I_{sc}$  为短路点电流;  $V_{oc}$  为开路点电压;  $I_{mp}$  为最大功率点电流;  $V_{mp}$  为最大功率点电压, 确定式(1)中的 5 个未知参数  $I_{ph}$ 、 $I_0$ 、 $n$ 、 $R_s$ 、 $R_{sh}$ , 方法如下。

短路点:  $I = I_{sc}, V = 0$ , 代入式(1)得

$$I_{sc} = I_{ph} - I_0 \left[ \exp \left( \frac{I_{sc} R_s}{nV_{th}} \right) - 1 \right] - \frac{I_{sc} R_s}{R_{sh}} \quad (2)$$

式中:  $V_{th} = kT/q$ 。

开路点:  $I = 0, V = V_{oc}$ , 代入式(1)得

$$I_{ph} = I_0 \left[ \exp \left( \frac{V_{oc}}{nV_{th}} \right) - 1 \right] + \frac{V_{oc}}{R_{sh}} \quad (3)$$

最大功率点:  $I = I_m, V = V_m$ , 代入式(1)得

$$I_m = I_{ph} - I_0 \left[ \exp \left( \frac{V_m + I_m R_s}{nV_{th}} \right) - 1 \right] - \frac{V_m + I_m R_s}{R_{sh}} \quad (4)$$

对式(1)求导得

$$\frac{dV}{dI} = -R_s - \frac{nV_{th} R_{sh}}{nV_{th} + I_0 R_{sh} \exp \left( \frac{V + IR_s}{nV_{th}} \right)} \quad (5)$$

从电池片  $I-V$  曲线中提取短路点一阶导数值  $d_{sc}$ , 代入式(5)得

$$d_{sc} = -R_s - \frac{nV_{th} R_{sh}}{nV_{th} + I_0 R_{sh} \exp \left( \frac{I_{sc} R_s}{nV_{th}} \right)} \quad (6)$$

从电池片  $I-V$  曲线中提取开路点一阶导数值  $d_{oc}$ , 代入式(5)得

$$d_{oc} = -R_s - \frac{nV_{th} R_{sh}}{nV_{th} + I_0 R_{sh} \exp \left( \frac{V_{oc}}{nV_{th}} \right)} \quad (7)$$

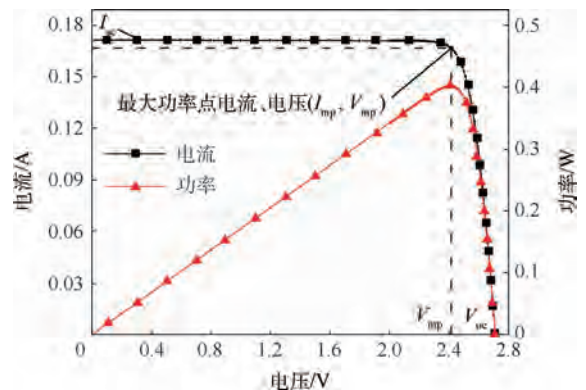


图3 标准测试条件下太阳电池片伏安测试数据

Fig.3  $I-V$  test data of solar cell under standard test condition

利用式(2)~式(4)、式(6)、式(7)联合求解,可以得到 5 个未知参数的计算公式,如式(8)~式(12)所示<sup>[12]</sup>:

$$R_s = \frac{V_m e_1 - d_{oc} e_2}{I_m e_1 + e_2} \quad (8)$$

$$R_{sh} = -R_s - d_{sc} \quad (9)$$

$$I_{ph} = I_{sc} \left( 1 + \frac{R_s}{R_{sh}} \right) \quad (10)$$

$$n = \frac{(d_{oc} + R_s)(d_{sc} I_{sc} + V_{oc})}{V_{th}(d_{oc} - d_{sc})} \quad (11)$$

$$I_o = \frac{I_{ph} - \frac{V_{oc}}{R_{sh}}}{\exp\left(\frac{V_{oc}}{nV_{th}}\right) - 1} \quad (12)$$

式中:  $e_1 = (d_{oc} - d_{sc})[d_{sc}(I_{sc} - I_m) + V_m]$ ;  $e_2 = (d_{sc}I_m + V_m)(d_{sc}I_{sc} + V_{oc})$ 。

太阳能电池片在轨工作的光强和温度与地面标准测试条件不同,因此需根据在轨实际光强和温度对电池片伏安模型参数进行修正。

光生电流与光强成线性关系,其修正函数如式(13)所示:

$$I_{ph} = \frac{S}{S_{ref}} [I_{ph,ref} + a(T - T_{ref})] \quad (13)$$

式中:  $T_{ref}$  为标准测试条件下的绝对温度, K;  $S_{ref}$  为标准测试条件下光强,  $W/m^2$ ;  $a$  为电流温度系数,  $A/^\circ C$ ;  $S$  为在轨工作等效光强,  $W/m^2$ ,  $S$  可通过式(14)进行计算:

$$S = S_o \cos \theta (1 - r) \quad (14)$$

其中:  $S_o$  为航天器所在轨道位置的环境光强,对于地球轨道航天器取  $1353 W/m^2$ ;  $\theta$  为太阳能电池片法线与太阳光的夹角, rad;  $r$  为太阳能电池片的遮挡率。

二极管反向饱和电流修正函数如式(15)所示:

$$I_o = I_{o,ref} \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^3 \exp \left\{ \frac{E_{g,ref}}{k} \left[ \frac{1}{T_{ref}} - \frac{1 - 0.2677 \times 10^{-3}(T - T_{ref})}{T} \right] \right\} \quad (15)$$

式中:  $E_{g,ref}$  为标准测试条件下太阳能电池片材料能带宽度,对于三砷化镓电池取  $1.42 eV$ ;  $I_{o,ref}$  为标准测试条件下的二极管反向饱和电流。

串联电阻修正函数如式(16)所示:

$$R_s = \frac{T}{T_{ref}} \left( 1 - b \ln \left( \frac{S}{S_{ref}} \right) \right) R_{s,ref} \quad (16)$$

式中:  $b$  为串联电阻修正系数,取值  $0.217^{[13]}$ ;  $R_{s,ref}$  为标准测试条件下太阳能电池片串联电阻。

并联电阻修正函数如式(17)所示:

$$R_{sh} = \frac{S_{ref}}{S} R_{sh,ref} \quad (17)$$

式中:  $R_{sh,ref}$  为标准测试条件下的并联电阻。

二极管理想因子  $n$  不随温度和光强变化。

通过以上方法,确定了太阳能电池片  $I-V$  方程,该方程是超越方程,无法将  $I$  和  $V$  分离到等号两边,利用该方程的单调性和一阶可导性,通过牛顿迭代法进行求解。

太阳能电池片输出电流  $I$  是自变量,输出电压  $V$  计算公式如式(18)所示:

$$V = F_{cell}(I) \quad (18)$$

式中:  $I \in [0, I_{sc}]$ ;  $F_{cell}(I)$  的算法如下:

步骤 1  $V_i = V_{oc}$ 。

步骤 2  $f(V_i) = I_{ph} - I_o \left[ \exp\left(\frac{V_i + IR_s}{nV_{th}}\right) - 1 \right] \frac{V_i + IR_s}{R_{sh}} - I_o$ 。

步骤 3  $f'(V_i) = -\frac{I_o}{nV_{th}} \exp\left(\frac{V_i + IR_s}{nV_{th}}\right) - \frac{1}{R_{sh}}$ 。

步骤 4  $V_{i+1} = V_i - \frac{f(V_i)}{f'(V_i)}$ 。

步骤 5 如果  $|V_{i+1} - V_i| < 10^{-6}$ ,则跳转到步骤 6;否则,  $V_i = V_{i+1}$ ,跳转到步骤 2。

步骤 6  $V = V_{i+1}$ ,结束迭代。

综上,利用厂家提供的一组标准测试条件下  $I-V$  数据,结合太阳能电池片在轨实际光强、温度、遮挡,即可求解太阳能电池片在轨伏安模型,并可以计算任意工作点的电压和电流。

## 1.2 太阳能电池串伏安模型

航天器太阳能电池串由多个电池片串联而成,为避免热斑和母线电流回流问题,太阳能电池片两端并联旁路二极管,电池串与母线之间串联隔离二极管,假设电池串由  $N$  块电池片组成,其等效电路模型如图 4 所示。

利用太阳能电池片在轨伏安模型,计算各太阳能电池片在不同光强、遮挡下的  $I-V$  曲线,如图 5 所示,根据基尔霍夫电流定律,电池串电流  $I$  如式(19)所示:

$$I = I_i + I_{i,bypass} \quad (19)$$

式中:  $I_i$  为第  $i$  个太阳能电池片输出电流, A;  $I_{i,bypass}$  为电池片两端并联的旁路二极管流过电流, A。对于电池串中任意一个电池单片,当  $I$  大于电池

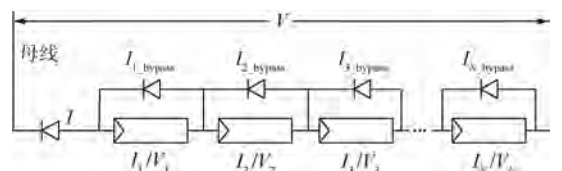


图 4 太阳能电池串等效模型

Fig. 4 Solar cell string equivalent model

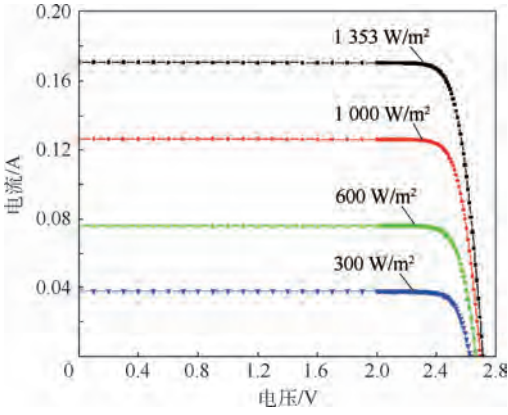


图5 不同光强下的太阳能电池片 I-V 曲线

Fig.5 Solar cell I-V curves under different irradiation intensity

片最大输出电流  $I_{sc_i}$  时,旁路二极管导通,通过旁路二极管的电流  $I_{i\_bypass} = I - I_{sc_i}$ 。

根据基尔霍夫电压定律,电池串输出电压等于各电池片两端电压之和。当电池片两端旁路二极管阻断时,电池片两端电压由电池片输出电压决定;当旁路二极管导通时,电池片短路,两端电压由旁路二极管压降决定。假设太阳电池串工作电流为  $I$ ,则电压  $V$  计算公式如式(20)所示:

$$V = F_{str}(I) = \sum_{i=1}^N V_i - V_{block} \quad (20)$$

式中:  $V_i$  为第  $i$  个电池片两端电压,其计算公式如式(21)所示;  $V_{block}$  为隔离二极管导通压降,其计算公式如式(22)所示。

$$V_i = \begin{cases} F_{cell}(I) & I \leq I_{sc_i} \\ n_{bypass} V_{th} \ln\left(\frac{I - I_{sc_i}}{I_{o\_bypass}} + 1\right) & I > I_{sc_i} \end{cases} \quad (21)$$

式中:  $F_{cell}(I)$  计算公式如式(18)所示;  $n_{bypass}$  为旁路二极管理想因子;  $I_{o\_bypass}$  为旁路二极管饱和电流。

$$V_{block} = n_{block} V_{th} \ln\left(\frac{I}{I_{o\_block}} + 1\right) \quad (22)$$

式中:  $n_{block}$  为隔离二极管理想因子;  $I_{o\_block}$  为隔离二极管饱和电流。

为计算任意工作点电压和电流,还需给出根据电池串工作电压计算电流的方法。假设太阳电池串工作电压为  $V$ ,则电流  $I$  计算公式如式(23)所示:

$$I = F_{str}^{-1}(V) \quad (23)$$

式中:  $F_{str}^{-1}(V)$  可利用电池串 I-V 曲线式(20)的单调性递减特性进行迭代计算,算法如下:

步骤1  $I_{min} = 0, I_{max} = I_{sc\_str}$ 。

步骤2  $I_{mid} = \frac{I_{min} + I_{max}}{2}$ 。

步骤3  $V_{mid} = F_{str}(I_{mid})$ 。

步骤4 如果  $|V_{mid} - V| < 10^{-6}$ ,则跳转到步骤6;否则,跳转到步骤5。

步骤5 如果  $V_{mid} < V$ ,则  $I_{max} = I_{mid}$ ;如果  $V_{mid} > V$ ,则  $I_{min} = I_{mid}$ ,跳转到步骤2。

步骤6  $I = I_{mid}$ ,结束迭代。

通过以上方法,即得到太阳电池串的伏安模型,通过该模型可计算太阳电池串任意工作点的电流和电压。

### 1.3 太阳电池阵伏安模型

航天器太阳电池阵由多个电池串并联而成,假设电池阵由  $M$  条支路组成,每条支路含有  $N$  块电池片,其等效电路模型如图6所示。

利用电池串伏安模型,可以计算电池串 I-V 曲线,如图7所示,根据基尔霍夫电流定律,电池阵输出的总电流  $I_{bus}$  是各电池串支路电流之和,其计算公式如式(24)所示:

$$I_{bus} = \sum_{j=1}^M I_j \quad (24)$$

式中:  $I_j$  为第  $j$  条支路输出电流,  $I_j$  计算公式如式(25)所示:

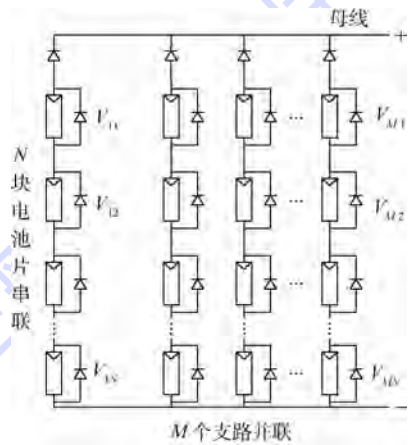


图6 太阳电池阵等效模型

Fig.6 Solar cell array equivalent model

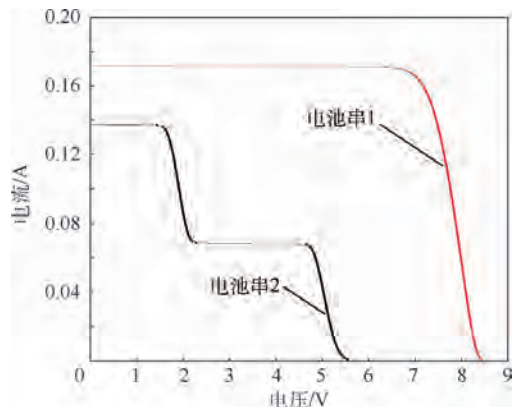


图7 太阳电池串 I-V 曲线

Fig.7 Solar cell string's I-V curves

$$I_j = \begin{cases} F_{str}^{-1}(V_{bus}) & V_{oc\_str} \geq V_{bus} \\ 0 & V_{oc\_str} < V_{bus} \end{cases} \quad (25)$$

其中:  $F_{str}^{-1}(V_{bus})$  由式(23)计算得出;  $V_{bus}$  为太阳能电池阵母线设定的输出电压;  $V_{oc\_str}$  为支路开路电压。当支路开路电压低于母线电压时,隔离二极管反向阻断,该电池串无输出。

## 2 仿真分析

### 2.1 计算方法正确性验证

Saber 软件可以对太阳能电池片伏安模型进行仿真,但其无法根据大规模太阳能电池阵在轨光强、温度和遮挡情况进行动态分析,因此使用 Saber 对 2 并 4 串的简单太阳能电池阵进行静态计算,以验证本文方法的正确性。太阳能电池片参数如表 1 所示<sup>[16]</sup>,旁路二极管和隔离二极管参数如表 2 所示,太阳能电池电路以及遮挡阴影如图 8 所示,其中电池片 PV12 遮挡 60%,PV13 遮挡 20%,其他电池片无遮挡,电池阵工作温度 75 °C,温度均匀。

利用太阳能电池片伏安模型计算各电池片  $I-V$  曲线,如图 9 所示,结果表明航天器入轨后电池阵温度升高,电池片开路电压降低,短路电流基本不变,太阳能电池片被部分遮挡,导致接收的有效太阳光减少,电池片短路电流随遮挡面积增大而线性减少,开路电压基本不变。

利用电池串和电池阵伏安模型计算各电池串以及电池阵的  $I-V$  曲线,如图 10 所示。结果表明,电池串 1 中 2 片电池片被部分遮挡,导致旁路二极管导通,使太阳能电池串  $I-V$  曲线出现多个

表 1 标准测试条件(25 °C, 1353 W/m<sup>2</sup>)下  
太阳能电池片参数<sup>[16]</sup>

Table 1 Solar cell parameters under STC  
(25 °C, 1353 W/m<sup>2</sup>)<sup>[16]</sup>

参数	数值
短路点电流 $I_{sc}/A$	0.171 23
短路点导数 $d_{sc}$	-0.874 79
开路点电压 $V_{oc}/V$	2.71
开路点导数 $d_{oc}$	-5 000.5
最大功率点电流 $I_m/A$	0.167 25
最大功率点电压 $V_m/V$	2.41
电池片尺寸/(mm × mm)	50 × 38
电流温度系数 $\alpha/(A \cdot ^\circ C^{-1})$	$0.011 \times 10^{-3}$

表 2 旁路二极管和隔离二极管参数

Table 2 Parameters of bypass diode and block diode

参数	数值
理想因子 $n$	1.95
二极管饱和电流 $I_0/A$	$0.9 \times 10^{-8}$

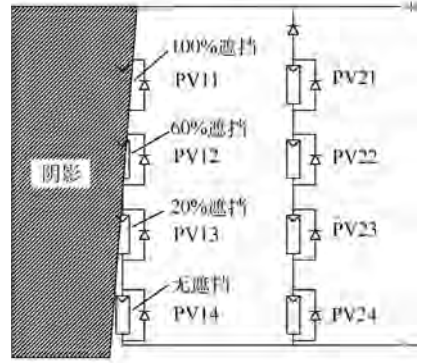


图 8 简单太阳能电池阵电路模型

Fig. 8 Simple solar array's circuit model

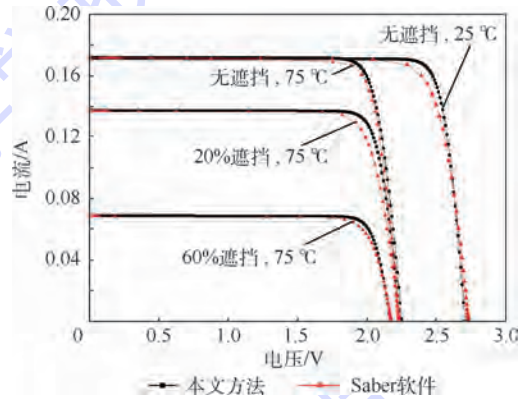


图 9 太阳能电池片  $I-V$  曲线

Fig. 9  $I-V$  curves of solar cell

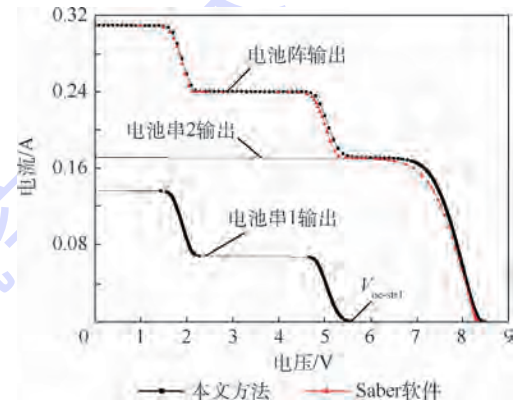


图 10 太阳能电池串和电池阵  $I-V$  曲线

Fig. 10  $I-V$  curves of solar cell strings and array

波峰,波峰数量等于被部分遮挡的电池片个数,电池串 2 没有遮挡,其输出电压是各个电池片之和;从电池阵  $I-V$  曲线可以看出,当电池阵工作点电压大于电池串 1 的最大输出电压时,隔离二极管反向,导致电池串 1 无输出,电池阵的输出特性由电池串 2 决定。图 9 和图 10 中,本文方法计算结果与 Saber 软件计算结果基本一致,表明了本文方法的正确性。

### 2.2 航天器太阳能电池阵供电能力仿真分析

为验证本文方法的适应性和计算精度,以近

地轨道大型航天器为例,进行太阳电池阵供电能力分析。航天器轨道参数如表3所示,几何模型和电池片模型如图11所示。航天器在轨三轴对地稳定,帆板单自由度对日定向,温度均匀。每块帆板有528串电池串,每串有60块太阳电池片,太阳电池片和二极管参数如表1和表2所示,航天器负载需求电压为100V,传输线路压降为10V,太阳电池阵母线电压控制为110V。

航天器在轨飞行期间,太阳电池阵温度在一定范围内变化,为验证本文方法对温度变化的适应性,以太阳入射角 $0^\circ$ 为例,对电池阵不同温度下 $I-V$ 曲线进行计算,如图12所示。结果表明,最大功率点电压 $V_{mp}$ 随温度升高而下降,当在轨温度升至 $75^\circ\text{C}$ 时, $V_{mp}$ 降至117.2V。工作电压 $V_{on}$ 设置为110V时,输出电流随温度变化不大,但如果 $V_{on}$ 设置大于117.2V,则电流随温度降低而迅速降低,由此可见 $V_{on}$ 需小于最高温度下的

表3 航天器轨道参数  
Table 3 Orbit parameters of spacecraft

参数	数值
轨道高度/km	393
轨道倾角/ $^\circ$	42
太阳入射角(太阳矢量与轨道面夹角)/ $^\circ$	$0 \sim 60$
轨道环境光强/ $(\text{W} \cdot \text{m}^{-2})$	1353
太阳电池阵温度/ $^\circ\text{C}$	75

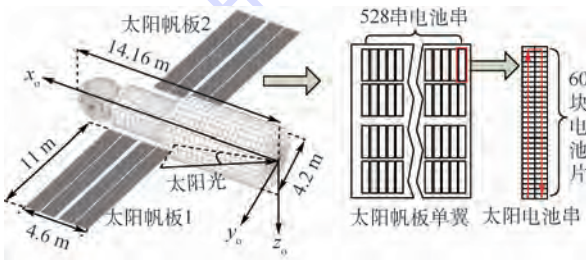


图11 航天器几何模型与太阳电池片电路模型  
Fig. 11 Spacecraft geometric model and solar cell circuit model

$V_{mp}$ ,并留有一定余量,可确保在轨温度波动时,电池阵输出稳定。

为验证计算精度,利用传统的遮挡率法和本文方法对航天器一个轨道周期内的供电能力进行计算。一个轨道周期内,太阳方位角 $0^\circ \sim 360^\circ$ ,每 $5^\circ$ 计算一次。传统遮挡率法计算公式如式(26)所示:

$$I_{out} = I_{on} \cos \theta (1 - r) \tag{26}$$

式中: $I_{on}$ 为太阳光垂直照射电池阵时的输出电流,本文为90.0A。

太阳帆板1输出电流如图13所示,电流与太阳入射角余弦关系如图14所示,图中: $0^\circ \sim 60^\circ$ 为太阳入射角。太阳方位角变化过程中,太阳帆板1均无遮挡,计算结果表明,帆板无遮挡时本文方法与遮挡率法分析结果一致,太阳电池阵输出电流与太阳入射角的余弦成正比。

太阳帆板2输出电流如图15所示,本文方法与遮挡率法电流计算误差如图16所示,图中: $0^\circ \sim 60^\circ$ 为太阳入射角。结果表明,随着太阳入射角增大,遮挡越来越严重,电池阵输出电流逐渐

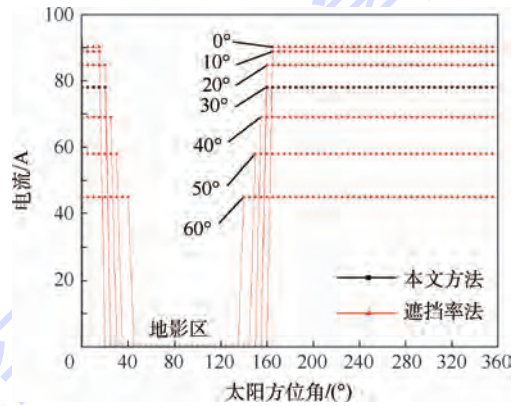


图13 太阳帆板1输出电流  
Fig. 13 Output current of solar array 1

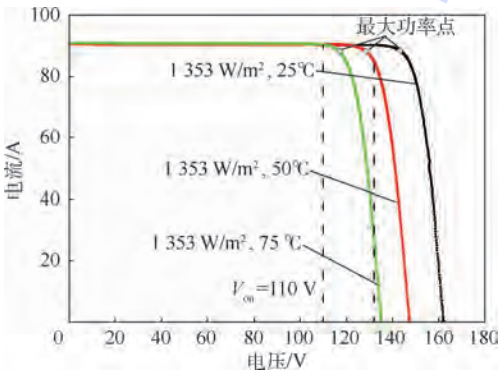


图12 不同温度下的太阳电池阵 $I-V$ 曲线  
Fig. 12  $I-V$  curves of solar array at different temperatures

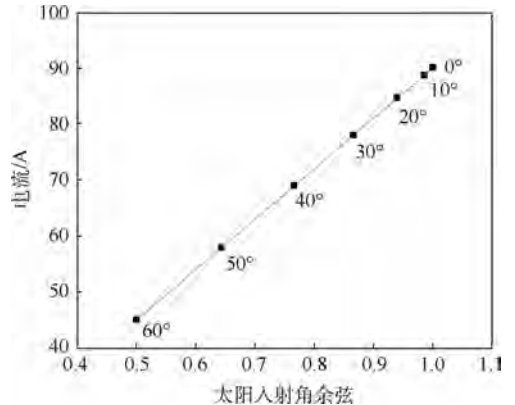


图14 太阳帆板1电流与太阳入射角余弦关系  
Fig. 14 Relationship between current of solar array 1 and cosine of sun incident angle

变小,利用遮挡率和夹角计算的电池阵输出电流误差较大,最高可达 6.5 A,占航天器总输出的 20%。

以太阳入射角  $60^\circ$ ,方位角  $175^\circ$  为例,对遮挡率法和本文方法的计算误差进行分析。太阳帆板 2 遮挡率为 85.36%,阴影形状如图 17 所示,遮挡率法计算结果为 6.5 A,本文方法计算结果为 0 A。由阴影图 17 可知,帆板中各电池串至少有 14 块电池片被遮挡,导致电池串开路电压低于母线电压 110 V,隔离二极管断开,整个电池阵损失全部输出,由此可见,遮挡率法的误差在于没有考虑隔离二极管断开的情况。

使用面积相同、形状不同的阴影对太阳电

池阵进行遮挡,电池阵工作电压为 110 V,遮挡率为 27.97%,计算结果如图 18 所示。结果表明,遮挡电池串数量越多,电池阵输出电流越小,遮挡面积相同的电池阵输出电流差距超过 6 A,可见太阳能电池阵被遮挡时,其伏安特性与阴影形状有关,利用遮挡率进行供电能力计算,误差较大。

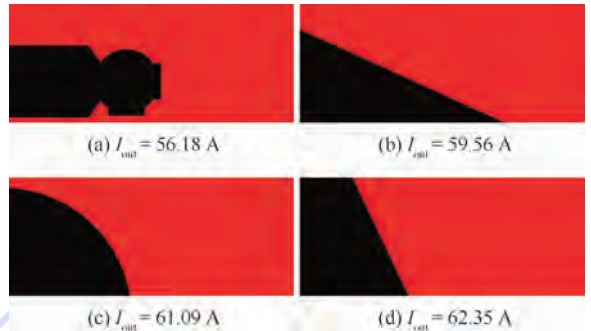


图 18 不同阴影形状下的太阳能电池阵输出电流

Fig. 18 Output currents of solar array with different shadow patterns

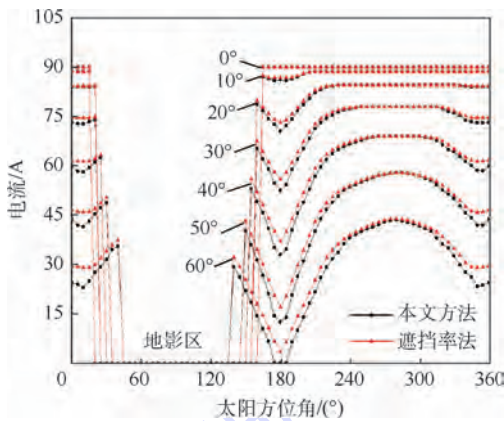


图 15 太阳帆板 2 输出电流

Fig. 15 Output current of solar array 2

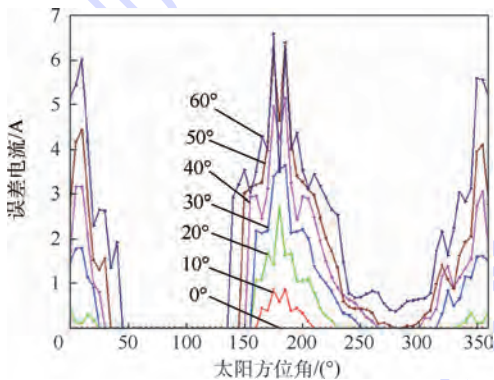


图 16 太阳帆板 2 输出电流误差

Fig. 16 Output current error of solar array 2

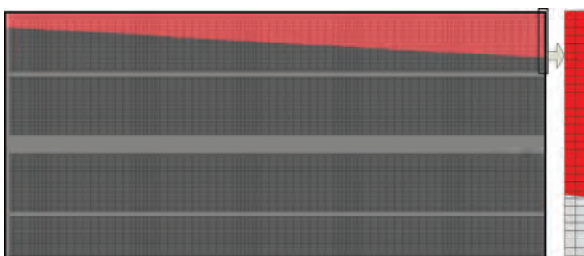


图 17 太阳帆板 2 遮挡阴影

Fig. 17 Shadow pattern of solar array 2

### 3 结论

本文以太阳能电池片理论模型为基础,提出了一种航天器太阳能电池阵供电能力的计算方法,该方法以一组标准测试条件下太阳能电池片的  $I-V$  数据为输入,推导出带旁路二极管和隔离二极管的电池阵的在轨伏安模型。

1) 本文方法可以根据一组标准测试条件下太阳能电池片  $I-V$  数据,结合在轨实际光强、温度和遮挡情况,推导出电池片在轨伏安模型,并根据基尔霍夫定律推导电池阵中旁路二极管、隔离二极管开关情况,进而精确计算太阳能电池阵伏安模型。

2) 太阳能电池阵工作温度上升,会导致最大功率点电压下降,工作点电压小于最大功率点电压,并有一定余量,可确保温度变化期间,工作点电压始终小于最大功率点电压,从而保持电池阵输出电流稳定。

3) 太阳能电池阵被部分遮挡,可能导致电池阵整体无输出;利用遮挡率和太阳光夹角计算电池阵输出电流的方法误差较大,最大可至 6.5 A,其原因是电池串被部分遮挡后,无法提供母线电压,隔离二极管反向断开,导致整串无输出,遮挡率方法无法分析这种情况。

4) 太阳能电池阵输出电流与阴影形状有关,遮挡面积相同而形状不同的阴影,造成电池阵伏安模型不同,本文方法可以分析任意阴影形状下的电池阵伏安模型,避免遮挡率分析方法的误差,计算精度可提高 20%。

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] RAUSEHENBACH H S. 太阳能电池阵设计手册[M]. 张金熹, 廖春发, 傅德棣, 等译. 北京: 中国宇航出版社, 1987:20-77.  
RAUSEHENBACH H S. Solar array design handbook [ M ]. ZHANG J X, LIAO C F, FU D L, et al, translated. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1987:20-77 (in Chinese).
- [ 2 ] 马世俊. 卫星电源技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 23-89.  
MA S J. Satellite power system technology [ M ]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005:23-89 (in Chinese).
- [ 3 ] 刘志全, 杨淑利, 濮海玲. 空间太阳能电池阵的发展现状及趋势[J]. 航天器工程, 2012, 21(6):112-118.  
LIU Z Q, YANG S L, PU H L. Development and trend of space solar array technology [ J ]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6):112-118 (in Chinese).
- [ 4 ] SEYEDMAHMOUDIAN M, MEKHILEF S, RAHMANI R, et al. Maximum power point tracking of partial shaded photovoltaic array using an evolutionary algorithm; A particle swarm optimization technique [ J ]. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2014, 6(23102):1-13.
- [ 5 ] 任筱强, 王鹏鹏. 航天器组合体能量平衡分析系统设计及应用[J]. 航天器工程, 2013, 22(2):60-64.  
REN X Q, WANG P P. Design and implementation of energy balance analysis system for spacecraft combination [ J ]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(2):60-64 (in Chinese).
- [ 6 ] 孙永卫, 曹鹤飞, 原青云. 月尘对太阳能电池阵开路电压影响研究[J]. 太阳能学报, 2015, 36(36):551-555.  
SUN Y W, CAO H F, YUAN Q Y. Effect of lunar dust to open circuit voltage of solar cell array [ J ]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2015, 36(36):551-555 (in Chinese).
- [ 7 ] 李安寿, 张东来, 杨扬, 等. 一种精确计算航天器本体对太阳能电池阵遮挡的方法 [ J ]. 宇航学报, 2013, 34(10):1403-1409.  
LI A S, ZHANG D L, YANG Y, et al. A method for accurately calculating the shadow of solar array shaded by spacecraft itself [ J ]. Journal of Astronautics, 2013, 34(10):1403-1409 (in Chinese).
- [ 8 ] 韩新月, 屈健, 郭永杰. 温度和光强对聚光硅太阳能电池特性的影响研究[J]. 太阳能学报, 2015, 36(7):1585-1590.  
HAN X Y, QU J, GUO Y J. Dependence of silicon concentrator solar cells parameters on temperature and light intensity [ J ]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2015, 36(7):1585-1590 (in Chinese).
- [ 9 ] DELLEUR A M, KERSLAKE T W. Electrical performance from bifacial illumination international space station photovoltaic array [ J ]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(1):171-176.
- [ 10 ] DELLEUR A M, KERSLAKE T W, LEVY R K. Managing space station solar array electrical hazards for sequential shunt unit replacement [ J ]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1):16-23.
- [ 11 ] 张臻, 沈辉, 李达. 局部阴影遮挡的太阳能电池组件输出特性实验研究 [ J ]. 太阳能学报, 2012, 33(1):5-12.  
ZHANG Z, SHEN H, LI D. Experimental study on characteristics of partial shaded solar module [ J ]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2012, 33(1):5-12 (in Chinese).
- [ 12 ] 翟载腾, 程晓航, 杨臧健, 等. 太阳能电池一般电流模型参数的解析解 [ J ]. 太阳能学报, 2009, 30(8):1078-1082.  
ZHAI Z T, CHENG X F, YANG Z J, et al. Analytic solutions of solar cell model parameters [ J ]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2009, 30(8):1078-1082 (in Chinese).
- [ 13 ] 张忠政. 太阳能电池应用理论研究 [ D ]. 合肥: 中国科学技术大学, 2014.  
ZHANG Z Z. Theoretical study of solar cells utilization [ D ]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2014 (in Chinese).
- [ 14 ] MAHMOUD Y, EL-SAADANY E. Accuracy improvement of the ideal PV model [ J ]. IEEE Transactions on Sustainable Energy, 2015, 6(3):909-911.
- [ 15 ] RAMAPRABHA R, MATHUR B L. A comprehensive review and analysis of solar photovoltaic array configurations under partial shaded conditions [ J ]. International Journal of Photoenergy, 2012, 12(6):1-16.
- [ 16 ] 程保义. 空间三结砷化镓太阳能电池辐照衰减模型研究 [ D ]. 天津: 南开大学, 2010.  
CHENG B Y. Research on the radiation model of space triple-junction solar cell [ D ]. Tianjin: Nankai University, 2010 (in Chinese).

## 作者简介:

李涛 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 载人航天器系统仿真与总体设计。

# A calculation method for power supply capability of spacecraft solar array

LI Tao<sup>\*</sup>, LI Wei, YANG Lei

(Institute of Manned Space System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The solar array supplies power to spacecraft. Thus, it is important to predict power supply capability for spacecraft design and certification of on-orbit flight operation, and a calculation method for power supply capability of spacecraft solar array is proposed. The current versus voltage model of photovoltaic cell under standard test condition (STC) was developed using a group of ground test data, and then the parameters of the model such as photon current, cell series resistance, and cell shunt resistance were adapted to on-orbit irradiation intensity, temperature and shadow. According to Kirchhoff law, the outputs of photovoltaic cell working voltage, current, bypass diodes and block diodes in solar array were obtained, and the model of photovoltaic array was built. Simulation was performed for a typical spacecraft. Results show that this method is applicable to photovoltaic array power capability analysis under arbitrary irradiation intensity, temperature and shadow pattern, the influence of bypass diode and block diode in the solar array is analyzed accurately, and calculation accuracy is improved by 20% compared to traditional method.

**Keywords:** solar array; power supply capability; shadow; irradiation intensity; temperature

**Received:** 2016-07-13; **Accepted:** 2016-08-26; **Published online:** 2016-08-31 14:46

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160831.1446.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160831.1446.001.html)

**Foundation item:** National Science and Technology Major Project

**\* Corresponding author.** E-mail: libitpeter@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0527

# 基于目标性权值度量的多示例学习目标跟踪

滑维鑫<sup>1,2</sup>, 慕德俊<sup>1,\*</sup>, 郭达伟<sup>1</sup>, 刘航<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2. 中国移动通信集团陕西有限公司, 西安 710074)



**摘 要:** 针对多示例学习(MIL)跟踪算法在包概率计算过程中对示例样本不加区分导致分类器性能下降,及采用最大化似然函数选择相应的弱分类构造强分类增加了算法复杂度的问题,提出了一种基于目标性权值学习的多示例目标跟踪算法,该算法利用目标性测量每个示例样本对包概率的重要性,根据其目标性测量结果对每个正示例样本赋予相应的权值,从而判别性地计算包概率,提高跟踪精度。同时在弱分类器选择过程中,采用最大化弱分类器与似然函数概率内积的方法从弱分类器池中选择弱分类器构造强分类器,减少算法的计算复杂度。通过对不同复杂场景下视频序列的跟踪,实验结果表明,本文所提出的目标性权值学习的多示例目标跟踪算法优于其对比算法,表现出较好的跟踪精度和鲁棒性能。

**关键词:** 多示例学习(MIL);目标性测量;弱分类器选择;包概率计算;目标跟踪

**中图分类号:** TP391;TP391.4

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1364-09

视觉目标跟踪是计算机研究领域的重要课题之一,其广泛应用于智能监控、交通流量分析及人机交互等领域<sup>[1]</sup>。由于跟踪场景的复杂性及所跟踪目标的多样性,鲁棒地对目标进行跟踪仍然是一个具有挑战性的问题。

现有的跟踪算法根据所使用的目标外观模型大体分为2类:生成式跟踪和判别式跟踪。生成式跟踪通过寻找与所构造的外观模型最匹配的候选样本实现目标的跟踪<sup>[2-6]</sup>。判别式跟踪认为跟踪是一个二分类问题,其通过利用来自目标与背景区域的正负样本训练相应的分类器,使用分类器的得分区分背景与目标<sup>[7-11]</sup>。

基于判别式外观模型的跟踪由于在跟踪过程中同时考虑目标区域与背景区域,其跟踪精度一般高于生成式跟踪。但是判别式跟踪算法在跟踪过程中由于不准确的分类及使用不精确的样本训练分类器,导致跟踪过程中误差积累及分类器性

能下降。针对此问题, Babenko 等<sup>[10]</sup>提出多示例跟踪算法解决判别式跟踪算法存在正样本不确定的问题,其通过对多示例样本包进行标记取代对单个示例样本进行标记的问题,达到训练过程中弱化监督的目的,从而有效解决示例样本标签歧义性导致的跟踪漂移问题。但是多示例跟踪算法存在如下问题:①由于外观环境的变化使得目标和背景在跟踪过程中不断发生变化,某些示例样本不能有效地区分目标与背景,对所构造的分类器贡献甚小;②多示例学习(MIL)跟踪算法在弱分类器选择过程中存在分类器选择复杂度高的问题,其弱分类器的选择依据是最大化 log-likelihood 函数,从  $M$  个弱分类器所构成的弱分类器池中选择  $K$  个最强分类能力的弱分类器构造相应的强分类器,在选择最优弱分类器过程中,需要对每个示例样本概率及包概率重复迭代学习  $M$  次<sup>[12]</sup>。

针对多示例学习过程中存在的上述问题,本

收稿日期: 2016-06-20; 录用日期: 2016-09-01; 网络出版时间: 2016-10-17 09:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0954.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61303224, 61672433)

\* 通讯作者: E-mail: mudejun@nwpu.edu.cn

**引用格式:** 滑维鑫, 慕德俊, 郭达伟, 等. 基于目标性权值度量的多示例学习目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1364-1372. HUA W X, MU D J, GUO D W, et al. Visual object tracking based on objectness measure with multiple instance learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1364-1372 (in Chinese).

文提出了一种基于目标性权值学习的多示例目标跟踪算法,其主要特点如下:①利用所跟踪物体的目标性属性对样本的重要性进行度量,根据其目标性测量结果对每个正示例样本赋予相应的权值,从而判别性地计算包概率,提高跟踪精度;②在分类器选择过程中,采用最大化弱分类器与似然函数概率内积的方法从弱分类器池中选择弱分类器构造强分类器,从而避免在弱分类器选择过程中对每个示例概率及包概率额外计算  $M$  次,提高计算效率。

## 1 多示例学习

多示例学习算法用多个示例构成的样本包替代单一正样本对分类器进行训练,从而有效解决了由于正样本位置模糊而导致的跟踪漂移问题。训练样本包为  $\{(X_1, y_1), (X_2, y_2), \dots, (X_n, y_n)\}$ ,  $X_i = \{x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{im}\}$ ,  $y_i$  为样本包的 label,  $y = 1$  表示正样本集,  $y = 0$  表示负样本集。多示例学习假设样本包中只要存在一个正示例,则该包为正包,其 label  $y = 1$ ; 反之,负样本包仅由负示例组成<sup>[10,13]</sup>。在目标跟踪过程中,以  $t$  时刻的目标位置  $l_t^*$  为中心,半径为  $\alpha$  的区域内采集  $N$  个正样本组成正样本包  $X^+ = \{x \mid \|l_t(x) - l_t^*\| < \alpha\}$ , 半径为  $\alpha < \xi < \beta$  的环形区域内采集  $L$  个负样本组成负样本包  $X^- = \{x \mid \xi < \|l_t(x) - l_t^*\| < \beta\}$ 。

利用正负样本包中的示例特征训练弱分类器,其特征  $f(\cdot)$  服从高斯分布,即

$$\begin{cases} p(f_k(x) \mid y = 1) \sim N(\mu_1, \sigma_1) \\ p(f_k(x) \mid y = 0) \sim N(\mu_0, \sigma_0) \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $f_k$  为示例样本的第  $k$  个 haar-like 特征<sup>[14]</sup>;  $\mu_1, \sigma_1, \mu_0$  和  $\sigma_0$  为弱分类的 4 个参数,且先验概率满足  $p(y = 1) = p(y = 0)$ <sup>[12]</sup>。因此,相应的弱分类器为

$$h_k(x_{ij}) = \ln\left(\frac{p(f_k(x_{ij}) \mid y = 1)}{p(f_k(x_{ij}) \mid y = 0)}\right) \quad (2)$$

在跟踪过程中采用最大化 log-likelihood 函数的方法选择  $K$  个分类能力最强的弱分器  $h(\cdot)$  级联形成强分类器  $H(\cdot)$ 。

$$H_K = \sum_{k=1}^K h_k \quad (3)$$

其中,弱分类器 log-likelihood 概率为

$$h_k = \arg \max_{h \in \Phi} \ell(H_{k-1} + h) \quad (4)$$

特征池  $\Phi = \{h_1, h_2, \dots, h_M\}$  是由所有 haar-like 特征中随机产生的  $M$  个特征组成,  $M > K$ 。

$\ell(H)$  为正负样本包的 log-likelihood 概率,即

$$\ell(H) = \sum_i \ln p(y_i \mid X_i) \quad (5)$$

式中:  $p(y_i \mid X_i)$  为正负样本包的概率,其由示例的概率  $p(y_i \mid x_{ij})$  采用 Noisy-OR 模型表示,即

$$p(y_i \mid X_i) = 1 - \prod_j (1 - p(y_i \mid x_{ij})) \quad (6)$$

包中样本示例的概率为

$$p(y_i \mid x_{ij}) = \sigma(H_k(x_{ij})) \quad (7)$$

式中:  $\sigma(x) = 1/(1 + e^{-x})$  为 sigmoid 函数。

对于第  $t+1$  帧图像,在第  $t$  帧位置  $l_t^*$  邻域,搜索半径为  $\gamma$  的区域采集候选样本集  $X^\gamma$ , 即  $X^\gamma = \{x \mid \|l_{t+1}(x) - l_t^*\| < \gamma\}$ ,  $l_{t+1}(x)$  为候选样本  $x$  在第  $t+1$  帧中的位置。强分类  $H(\cdot)$  根据其对待选样本分类的置信度选择具有最大置信度的样本  $x^*$  的位置为第  $t+1$  帧图像中目标的位置,即  $l_{t+1}^* = l(\arg \max_{x \in X^\gamma} p(y = 1 \mid x))$ , 并按式(8)更新弱分类器的 4 个参数:

$$\begin{cases} \mu_1 = \eta \mu_1 + (1 - \eta) \bar{\mu} \\ \sigma_1 = \eta \sigma_1 + (1 - \eta) \sigma' \end{cases} \quad (8)$$

$$\text{式中: } \sigma' = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i \mid y_i=1}^{N-1} (f_k(x_{ij}) - \mu_1)^2}; \bar{\mu} = \frac{1}{N} \cdot$$

$$\sum_{i \mid y_i=1}^{N-1} f_k(x_{ij}); N \text{ 为正样本的数目; } \eta \text{ 为学习率; } \mu_0$$

和  $\sigma_0$  的更新规则如式(8)所示。

## 2 目标性权值学习的多示例算法

### 2.1 目标性权值学习

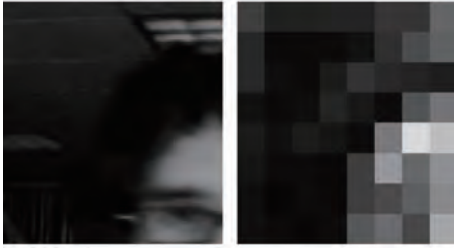
#### 2.1.1 目标性度量

目标性度量(objectness measure)的基本思想是用一个函数值反映图像框所覆盖完整目标的程度。文献[15]指出,图像梯度特征(norm gradients, NG)是一种具有判别性的目标性度量方法。因此,本文参考文献[15-16]的方法,采用 NG 特征度量多示例跟踪中每个示例样本的目标性。首先,采用  $\ell_1$  regularized SVM 分类器对示例样本的 NG 特征进行分类<sup>[17]</sup>, 以每个样本的分类得分作为其目标性度量的结果。然后,利用目标性度量的结果对每个正示例样本赋予相应的权值,从而确定各示例样本对包概率的重要程度。对重要的样本赋予较大的权值,次优的样本赋予较小权值,实现判别性的包概率计算,达到提高跟踪精度的目的。正负样本示例的 NG 特征如图 1 所示。

为了有效估计样本示例的目标性,首先将每个样本示例调整为  $8 \times 8$  的图像块,使用 1 维模板



(a) 正样本及其NG特征



(b) 负样本及其NG特征

图1 正负样本示例及其 NG 特征

Fig.1 Positive and negative sample instances and their NG features

$[-1, 0, 1]$  计算示例样本在水平和垂直方向的梯度  $g_x$  和  $g_y$ , 因此, 样本的 NG 特征为

$$g_i = \min(|g_x| + |g_y|, 255) \quad (9)$$

### 2.1.2 训练 $\ell_1$ regularized SVM

由于视频图像跟踪过程中正样本数目非常有限, 且在每帧跟踪中只存在一个正样本。因此, 本文通过对初始帧中已知的正样本进行旋转和缩放方法获得大量的正样本。该方法在满足训练样本数量的前提下可以对目标的运动进行适当估计, 从而提高分类器的抗干扰能力。按照上述方法, 获得  $N$  个正样本构成正样本包  $X^+ = \{x_{i_j}, y_1 = 1, j = 0, 1, \dots, N - 1\}$ ; 并以初始位置  $l_i(x_0)$  为中心,  $\alpha < \xi < \beta$  为半径的环形区域内随机采集  $L$  个负样本构成负样本包  $X^- = \{x_{0_j}, y_0 = 0, j = N, N + 1, \dots, N + L - 1\}$ 。其正样本获取方式如图 2 所示。

对于所采集的二分类样本集  $\{X^+, X^-\}$ ,  $X^+ = \{x_{i_j}, y_1 = 1, j = 0, 1, \dots, N - 1\}$ ,  $X^- = \{x_{0_j}, y_0 = 0, j = N, N + 1, \dots, N + L - 1\}$ , 按式(9)计算每个示例样本的 NG 特征  $g$ , 构造相应的 NG 特征集



图2  $\ell_1$ regularized SVM 分类器正样本获取方法

Fig.2 Acquisition method of positive sample for  $\ell_1$ regularized SVM classifier

$D^+ = \{g_{i_j}, y_1 = 1, i = 0, 1, \dots, N - 1\}$ ,  $D^- = \{g_{0_j}, y_0 = 0, j = N, N + 1, \dots, N + L - 1\}$ 。获得  $\ell_1$ regularized SVM 的分类判别函数, 即

$$y = \text{sgn}(w^T g + b) \quad (10)$$

式中:  $w$  和  $b$  表示  $\ell_1$ regularized SVM 分类器模型<sup>[17]</sup>。

因此, 所构造的多示例  $\ell_1$ regularized SVM 分类器为

$$\begin{aligned} \min_{w, b, \varepsilon, \eta} & \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N+L-1} |w_k| + C_1 \sum_{i=0}^{N-1} \varepsilon_i + C_2 \sum_{j=N}^{N+L-1} \eta_j \\ \text{s. t.} & \begin{cases} (w^T g_i^+ + b) \geq 1 - \varepsilon_i \\ i = 0, 1, \dots, N - 1 \\ -(w^T g_j^- + b) \geq 1 - \eta_j \\ j = N, N + 1, \dots, N + L - 1 \\ \varepsilon_i, \eta_j \geq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (11)$$

式中:  $\varepsilon_i$  和  $\eta_j$  为正负样本 NG 特征的松弛变量, 其相应的约束总量分别为  $\sum_{i=0}^{N-1} \varepsilon_i$  和  $\sum_{j=N}^{N+L-1} \eta_j$ ;  $C_1$  和  $C_2$  分别为正负样本 NG 特征的惩罚项参数。

通过求解式(11)的优化问题, 获得最优的参数  $w^*$  和  $b^*$ 。 $w^*$  的大小决定第  $k$  个样本的权重。

因此, 对于新一帧图像中的任意样本示例  $x_k$ , 依据  $\ell_1$ regularized SVM 计算每个样本示例的 NG 特征得分, 其样本 NG 特征的得分决定其对样本包概率的贡献。

$$\text{conf}(y_{x_k}) = (w_k^* x_k + b^*) \quad (12)$$

式中:  $\text{conf}(y_{x_k})$  为经  $\ell_1$ regularized SVM 计算所得的样本  $x_k$  的 NG 特征的得分。

### 2.2 包概率计算

从式(6)可以看出, 多示例学习跟踪算法采用 Noisy-OR 模型计算各示例样本的概率, 在样本包概率的计算过程中只是简单地对示例样本进行求和, 忽略各示例样本的差异性, 导致分类器性能下降及误差累积, 甚至跟踪漂移<sup>[18]</sup>。因此, 本文根据各示例样本的 NG 特征判别性地区分不同样本的目标性, 从而确定其对样本包概率的重要性, 依据  $\ell_1$ regularized SVM 对每个样本示例 NG 特征分类的得分, 对其进行相应的权值分配, 即

$$w_j = \text{conf}(y_{x_j}) \quad (13)$$

其相应正样本包的概率为

$$p(y = 1 | X^+) = \sum_{j=0}^{N-1} w_j p(y_1 = 1 | x_{i_j}) \quad (14)$$

### 2.3 弱分类器选择

根据式(5)和式(6)可知, 多示例学习跟踪算法通过最大化正负样本包的 log-likelihood 函数学习分类器及在包概率计算过程中使用 Noisy-OR

模型,其由于反复迭代计算  $M$  次示例概率及包概率,加剧了算法的计算复杂度<sup>[12]</sup>。因此,本文采用最大化弱分类器与 log-likelihood 概率内积的方法从弱分类器池  $\Phi$  中选择  $K$  个错误率最低的弱分类器构造强分类器,避免在弱分类器选择过程中对当前示例及包概率重复计算  $M$  次,从而降低算法的计算时间。

$$h_k = \arg \max_{h \in \Phi} \langle h, \nabla \ell(H) \rangle_{H=H_{k-1}} \quad (15)$$

$$\text{式中: } \langle h, \nabla \ell(H) \rangle = \frac{1}{N+L} \sum_{j=0}^{N+L-1} h(x_{ij}) \nabla \ell(H)(x_{ij})$$

为弱分类器与 log-likelihood 概率的内积;  
 $\nabla \ell(H)(x_{ij})$  为 log-likelihood 概率。

$$\nabla \ell(H)(x_{ij}) = y_i \left[ \frac{\sigma(H(x_{ij}))(1 - \sigma(H(x_{ij})))}{\sum_{m=0}^{N-1} \sigma(H(x_{im}))} \right] - (1 - y_i) \frac{\sigma(H(x_{ij}))(1 - \sigma(H(x_{ij})))}{\sum_{m=N}^{N+L-1} \sigma(H(x_{im}))} \quad (16)$$

### 3 算法实现

综上所述,本文所提出的基于目标性权值学习的多示例跟踪算法的流程如图3所示,具体步

骤如下:

**Step 1** 初始化。选取所跟踪的目标,生成训练  $\ell_1$  regularized SVM 所需要的正负样本,对样本按式(9)计算其 NG 特征构造相应的特征集  $D^+$ 、 $D^-$ ,依式(11)训练多示例  $\ell_1$  regularized SVM,并根据式(12)获得每个示例样本的目标性度量权值。

**Step 2** 初始化强分类器  $H_0 = 0, k = 0$ 。

**Step 3** 对新一帧图像,采集正负样本包  $X^+ = \{x_1 \mid \|l(x) - l_{t+1}\| < \alpha\}, X^- = \{x_{0i} \mid \xi < \|l(x) - l_{t+1}\| < \beta\}$ 。按式(9)计算其 NG 特征构造相应的特征集  $D^+、D^-$ ,并根据式(12)获得每个正示例样本的目标性度量权值,根据式(2)训练得到  $M$  个弱分类器构造弱分类器池  $\Phi = \{h_1, h_2, \dots, h_M\}$ 。

**Step 4** 当  $k < K$  时,根据式(15)从  $\Phi$  中选择  $k-1$  错误率最低的弱分类器构造强分类器。

**Step 5** 初始化  $\ell^m = 0, m = 1, 2, \dots, M$ 。

**Step 6** 当  $m < M, i \leq 1, j \leq N+L-1$  时,计算  $\ell^m \leftarrow \ell^m + h_m \nabla \ell(H)(x_{ij}) \mid_{H=H_{k-1}}, m^* = \arg \max_m \ell^m, h_k(x) \leftarrow h_{m^*}(x), H_k = H_{k-1} + h_k(x)$ 。

**Step 7** 输出强分类器:  $H_K(x) = \sum_{k=1}^K h_k(x)$ 。

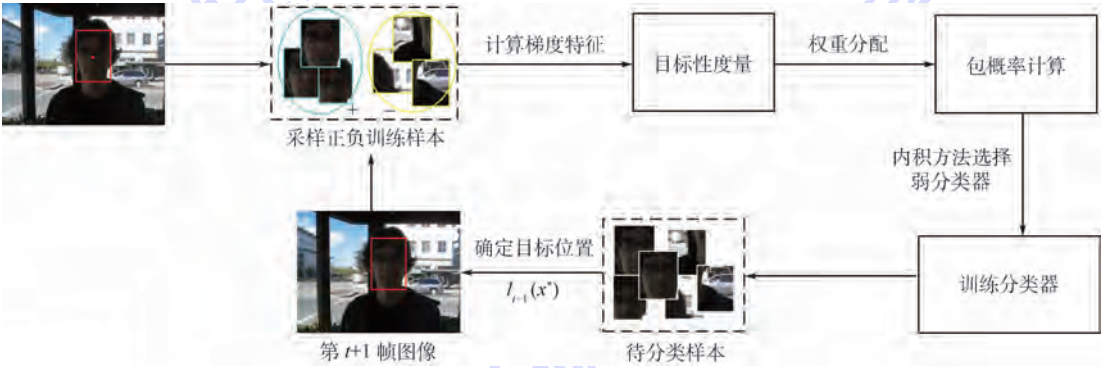


图 3 本文算法流程图

Fig. 3 Flowchart of proposed algorithm

### 4 实验结果与分析

为了验证本文算法在视频目标跟踪中的有效性,将其与 OAB 跟踪<sup>[8]</sup>、MIL 跟踪<sup>[10]</sup>及 WMIL<sup>[12]</sup>跟踪进行对比,通过定性与定量 2 个指标对本文算法与其对比算法进行比较,测试视频序列来源为 <https://sites.google.com/site/trackerbenchmark/benchmarks/v10>。

本文算法参数设置为:搜索半径  $\gamma = 30$ ,学习率  $\eta = 0.85$ ;正样本半径  $\alpha = 5$ ,负样本半径  $\xi = 2\alpha, \beta = 1.5\gamma$ ;产生 50 个正样本,42 个负样本; $C_1 = C_2 = 0.5$ 。弱分类器数目  $M = 150$ ,从中选出

$K = 25$  个构造强分类器。OAB<sup>[8]</sup>、MIL<sup>[10]</sup>及 WMIL<sup>[12]</sup>跟踪算法的参数按原文设置。测试视频序列的特征如表 1 所示。

定量指标采用目标中心位置误差及重叠率对

表 1 测试视频序列的特点

Table 1 Characteristics of test video sequences

视频序列	帧数	主要特点
david1	471	遮挡、尺度、旋转及光照变化
trellis	569	旋转、尺度及光照变化,复杂背景
Shaking	365	光照、尺度变化,旋转及复杂背景
Tiger2	365	遮挡,快速运动,复杂背景
deer	71	运动模糊、形变、旋转及复杂背景
carDark	393	光照变化及复杂背景

各跟踪算法性能进行评估,其中心位置误差为各跟踪算法的目标中心位置与真实中心位置之间的欧氏距离。各跟踪算法在测试视频序列上的中心位置误差曲线如图4所示,平均中心位置误差如表2所示。重叠率定义为:  $overlap = \frac{area(R_t \cap R_g)}{area(R_t \cup R_g)}$ ,  $R_t$  为各跟踪算法的跟踪框区域,  $R_g$  为目标边界框区域<sup>[19]</sup>,  $area(\cdot)$  表示面积函数。各跟踪算法在测试视频序列上的重叠率曲线如图5所示,平均重叠率如表3所示。表2和表3中,红色表示最优值,蓝色表示次优值。

**实验1 遮挡、旋转、尺度及光照变化**

在视频序列 david1 上对目标进行跟踪,该序列中所跟踪的目标尺度及光照不停地发生变化,在跟踪过程中还存在平面旋转,在第294帧

目标摘掉眼镜并在第400帧重新戴上眼镜。实验结果如图6(a)所示,OAB和MIL跟踪算法的性能最差,发生目标丢失的现象。WMIL跟踪算法的跟踪性能仅次于本文算法,本文算法能较好地目标进行跟踪,其跟踪性能在4种算法中最优,其平均中心位置误差为15.18 pixel,重叠率为0.427。

在 trellic 序列中,所跟踪的目标为在室外环境下运动的人的脸部,该视频中目标的尺度及环境光照不断变化并伴随平面的旋转,增加了跟踪难度。由实验结果(见图6(b)、图4、图5及表2、表3)可得,OAB、MIL、WMIL跟踪算法均不能适应目标的变化,发生跟踪丢失的现象,OAB从第120帧,MIL及WMIL从第170帧开始发生跟踪漂移的现象。本文算法能较为准确地实现

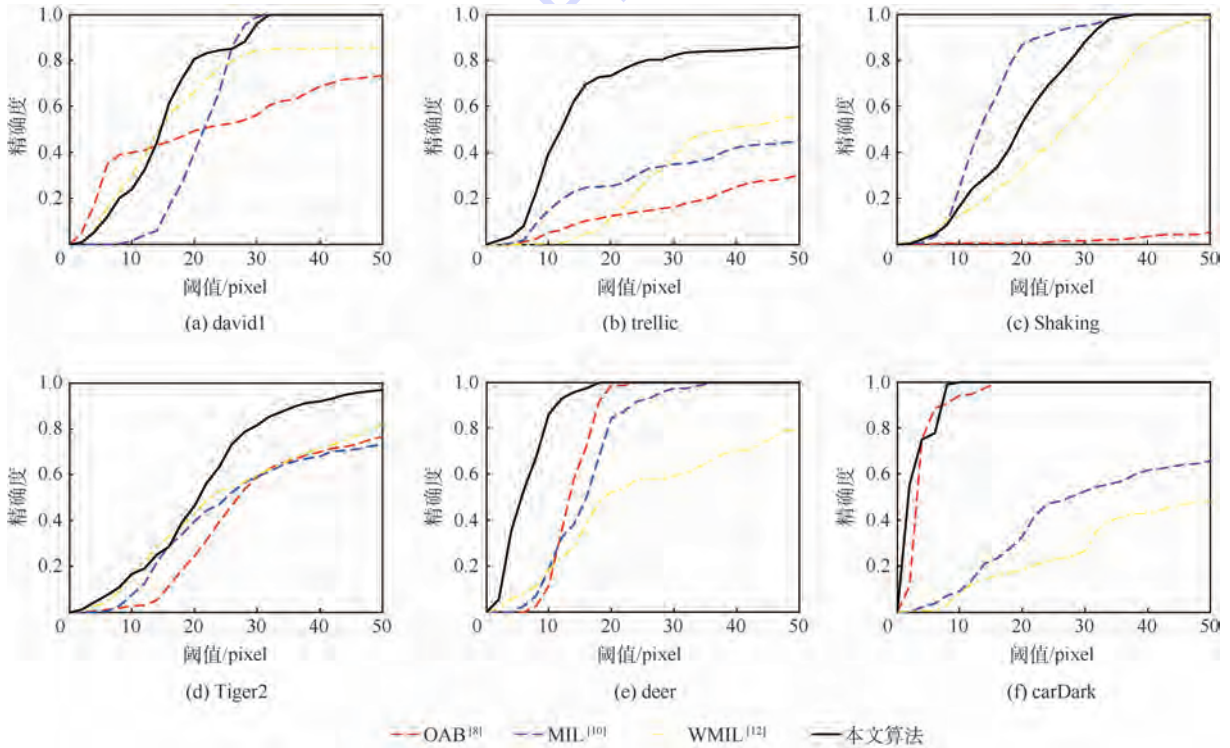


图4 中心位置误差曲线

Fig. 4 Center position error curves

表2 平均中心位置误差

Table 2 Average center position error

视频序列	平均中心位置误差/pixel			
	OAB <sup>[8]</sup>	MIL <sup>[10]</sup>	WMIL <sup>[12]</sup>	本文算法
david1	27.74	21.07	19.97	15.18
trellic	77.35	68.79	63.96	20.94
Tiger2	40.87	42.69	39.67	22.59
Shaking	144.67	14.55	25.80	19.47
deer	13.61	15.69	34.83	6.21
carDark	3.90	48.42	71.22	2.79
平均值	51.35	35.20	42.58	14.53

对目标的跟踪,其平均中心位置误差为20.94 pixel,重叠率为0.501。

视频序列 Shaking 中,所跟踪的目标存在严重的平面旋转及姿势变化并伴随舞台场景中光照的变化,由实验结果(见图6(c)、图4、图5及表2、表3)可得,MIL跟踪获得最优的跟踪结果,本文算法仅次于MIL跟踪,其在第231帧左右发生略微的跟踪漂移现象。OAB跟踪效果最差,从第35帧开始就发生目标丢失现象,WMIL跟踪性能次于本文算法,其在第139帧左右发生跟踪

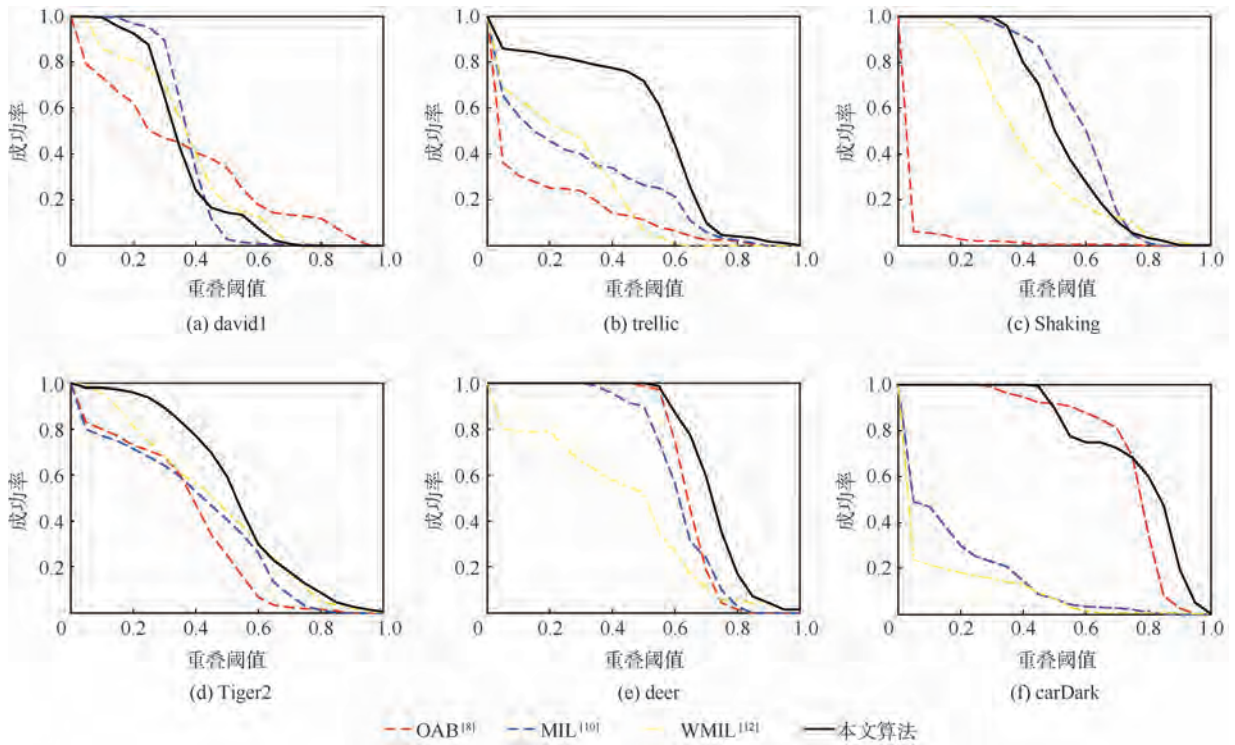


图5 重叠率曲线

Fig. 5 Overlap rate curves

表3 平均重叠率

Table 3 Average overlap rate

视频序列	重叠率			
	OAB [8]	MIL [10]	WMIL [12]	本文算法
david1	0.344	0.373	0.361	0.427
trellic	0.136	0.264	0.235	0.501
Tiger2	0.348	0.382	0.453	0.529
Shaking	0.017	0.580	0.418	0.526
deer	0.643	0.611	0.417	0.710
carDark	0.741	0.153	0.089	0.762
平均值	0.372	0.394	0.323	0.575

偏移的现象。

**实验2 遮挡、快速运动及复杂背景**

Tiger2 视频序列中,目标存在严重的光照及姿势变化,并伴随快速的运动及复杂背景遮挡。如图7(a)所示,OAB及MIL跟踪算法的性能最差,从第170帧开始出现不同程度的跟踪漂移现象。WMIL跟踪算法从第256帧开始出现轻微的跟踪偏移现象。本文算法相比其对比算法能较好地实现目标的跟踪,其平均中心位置误差为22.59 pixel,重叠率为0.529。

deer 视频序列中,所跟踪的目标由于快速运动造成了运动模糊,加之复杂的背景和目标的运动形变加剧了跟踪的难度。如图7(b)所示,OAB、MIL跟踪算法及本文算法表现出较好的跟踪性能,WMIL跟踪算法次之,在第40、49帧发生跟踪漂移的现象。

carDark 视频序列中,所跟踪的目标为一辆夜间行驶的车辆,由于灯光及复杂背景的干扰,如图7(c)所示,MIL和WMIL跟踪算法在第202、277、364帧发生跟踪失败的现象。本文算法和OAB跟踪算法在跟踪中表现出较好的性能,其中心误差分别仅为2.79和3.90 pixel,重叠率分别达0.762和0.741,表现出较好的跟踪性能。

从实验结果可以看出,本文算法具有较高的跟踪精度,其在4组测试序列上的平均中心位置误差仅为14.53 pixel,重叠率达0.575。OAB、MIL及WMIL跟踪算法的平均中心位置误差为51.35、35.20及42.58 pixel,其重叠率分别为0.372、0.394及0.323。

对本文算法的计算复杂度进行必要分析。本文所选取的对比算法与所提出的算法相同,均属于判别式跟踪算法。因此,在最终所跟踪目标的判别方面所提出的算法与其他3种算法的计算复杂度相差不大。而相关算法复杂度最大的差异来自于正负样本包的选取和相关样本权值的设定。OAB跟踪算法中,由于仅存在正负样本的选取,因此相对而言其算法复杂度最低。而MIL跟踪算法引入样本包进行训练,相对于OAB跟踪算法增加了包选取的计算开销。此外,WMIL跟踪算法与本文算法均为MIL跟踪算法的改进算法,因此其计算复杂度相对于MIL跟踪算法略有提升。WMIL跟踪算法当中,所增加的算法复杂度主

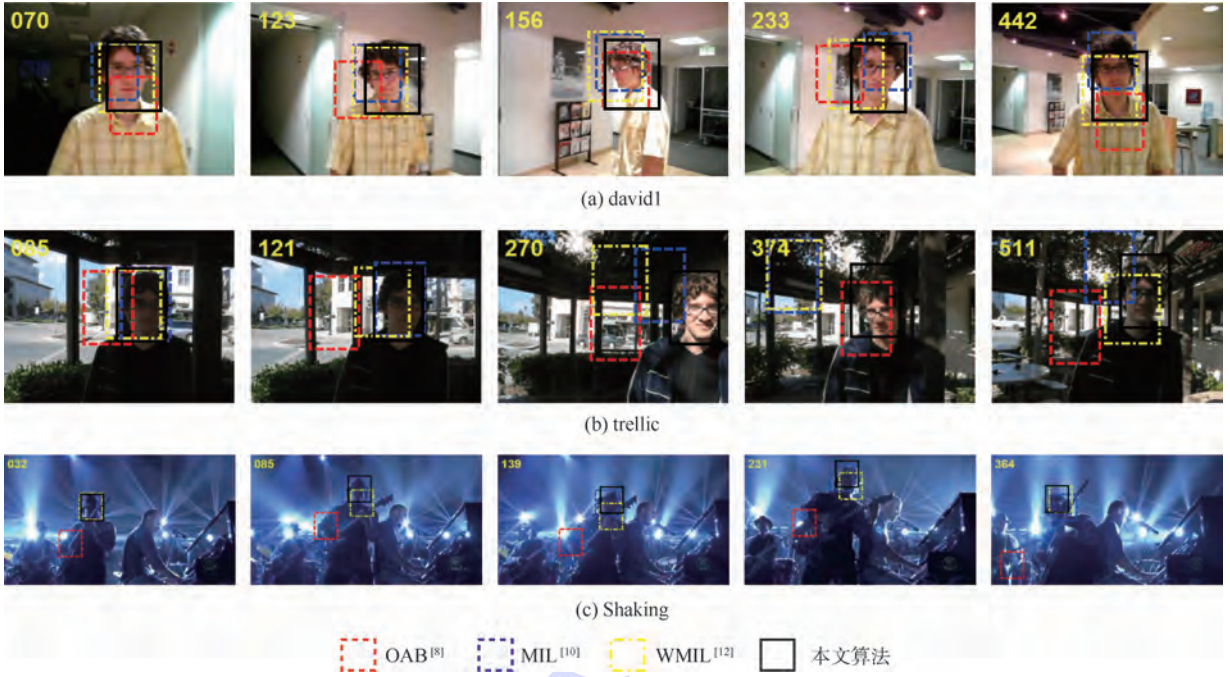


图6 对遮挡、旋转、尺度及光照变化视频序列的跟踪结果

Fig.6 Tracking results for video sequences with occlusion, rotation, scale and illumination changes

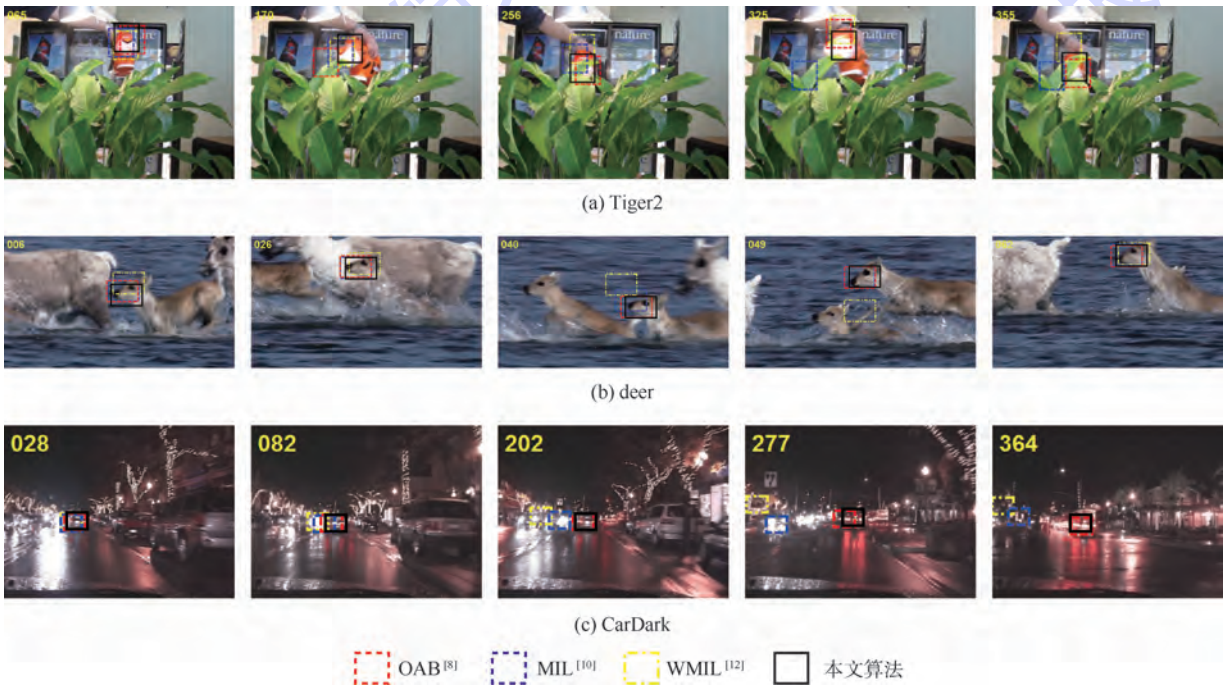


图7 对遮挡、快速运动及复杂背景视频序列的跟踪结果

Fig.7 Tracking results for video sequences with occlusion, fast motion and background clutters

要来自于基于欧氏距离的权值估计。而本文算法所增加的计算复杂度主要来自于与 NG 特征的计算,而根据文献 [15],其特征的计算复杂度为  $O(NC)$ ,  $N$  为正样本的数量,  $C$  为分类的类别(本文取  $C=2$ )。因此,总体来说,相对于 MIL 跟踪算法,本文算法虽然计算复杂度有所升高,但其所增加的复杂度仍在线性范围内。

### 5 结论

1) 通过将目标性测量引入到多示例学习中,利用目标性度量的判别性特征,在包概率计算过程中对不同的示例赋予权值,克服多示例学习跟踪算法在跟踪过程中不能有效区分重要样本,造成分类器性能下降的问题。

2) 利用最大化弱分类器与似然函数概率内积的方法选择相应的弱分类器,避免多示例学习目标跟踪算法在最优弱分类器选择过程中对样本示例及包概率的重复迭代学习,造成算法复杂度高的问题。

3) 实验结果表明,本文所提出的基于目标性权值学习的多示例跟踪算法在遮挡、光照变化、目标运动等复杂场景下具有较好的跟踪精度和鲁棒性。但是本文算法仅局限于单尺度跟踪,当所跟踪的目标发生大的尺度变化及跟踪漂移等问题时,本文算法表现出一定的局限性。因此,本文下一步的研究重点是将多尺度引入到多示例目标跟踪中以解决目标大尺度及跟踪漂移等问题。

### 参考文献 (References)

- [1] WU Y, LIM J, YANG M H. Online object tracking: A benchmark[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2013:2411-2418.
- [2] ZHANG K, ZHANG L, YANG M H. Fast compressive tracking[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2014, 36(10):2002-2015.
- [3] ZHONG W, LU H, YANG M H. Robust object tracking via sparse collaborative appearance model[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2014, 23(5):2356-2368.
- [4] ROSS D A, LIM J, LIN R S, et al. Incremental learning for robust visual tracking[J]. International Journal of Computer Vision, 2008, 77(1-3):125-141.
- [5] ADAM A, RIVLIN E, SHIMSHONI I. Robust fragments-based tracking using the integral histogram[C]//2006 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2006:798-805.
- [6] KWON J, LEE K M. Visual tracking decomposition[C]//2013 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2010:1269-1276.
- [7] KALAL Z, MIKOLAJCZYK, MATAS J. Tracking-learning-detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2011, 34(7):1409-1422.
- [8] GRABNER H, BISCHOF H. On-line boosting and vision[C]//2006 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2006:260-267.
- [9] GRABNER H, LEISTNER C, BISCHOF H. Semi-supervised on-line boosting for robust tracking[C]//Computer Vision-ECCV 2008, European Conference on Computer Vision. Berlin:Springer, 2008:234-247.
- [10] BABENKO B, YANG M H, BELONGIE S. Robust object tracking with online multiple instance learning[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2011, 33(8):1619-1632.
- [11] ZHANG K, ZHANG L, LIU Q, et al. Fast visual tracking via dense spatio-temporal context learning[M]. Berlin:Springer, 2014:127-141.
- [12] ZHANG K, SONG H. Real-time visual tracking via online weighted multiple instance learning[J]. Pattern Recognition, 2013, 46(1):397-411.
- [13] 丁建睿, 黄剑华, 刘家锋, 等. 局部特征与多示例学习结合的超声图像分类方法[J]. 自动化学报, 2013, 39(6):861-867.
- [14] DING J R, HUANG J H, LIU J F, et al. Combining local features and multi-instance learning for ultrasound image classification[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(6):861-867 (in Chinese).
- [15] VIOLA P, JONES M. Rapid object detection using a boosted cascade of simple features[C]//Proceedings of the 2001 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2001. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2001:511.
- [16] CHENG M M, ZHANG Z, LIN W Y, et al. BING: Binarized normed gradients for objectness estimation at 300fps[C]//2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ:IEEE Press, 2014:3286-3293.
- [17] LIANG P, LIAO C, MEI X, et al. Adaptive objectness for object tracking[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2016, 23(7):949-953.
- [18] YUAN G X, CHANG K W, HSIEH C J, et al. A comparison of optimization methods and software for large-scale L1-regularized linear classification[J]. Journal of Machine Learning Research, 2010, 11(2):3183-3234.
- [19] XU X, FRANK E. Logistic regression and boosting for labeled bags of instances[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2004, 3056(3):272-281.
- [20] EVERINGHAM M, GOOL L V, WILLIAMS C K I, et al. The pascal visual object classes (VOC) challenge[J]. International Journal of Computer Vision, 2010, 88(2):303-338.

### 作者简介:

滑维鑫 男,博士研究生。主要研究方向:目标检测与跟踪、多目标优化。

慕德俊 男,博士,教授。主要研究方向:控制理论与应用、网络信息安全。

# Visual object tracking based on objectness measure with multiple instance learning

HUA Weixin<sup>1,2</sup>, MU Dejun<sup>1,\*</sup>, GUO Dawei<sup>1</sup>, LIU Hang<sup>1</sup>

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shaanxi Company, China Mobile Communications Corporation, Xi'an 710074, China)

**Abstract:** For the problems that the multiple instance learning (MIL) tracking algorithm does not distinguish the differences of each sample when computing the bag probability and selects the weak classifiers by maximizing the log likelihood function, which reduce the performance of classifier and increase the complexity of the algorithm, this paper proposes a tracking algorithm based on objectness weighted multiple instance learning. First, the importance of each sample is measured by the objectness, which is also used to assign the weight for each instance. Then the weighted value is utilized for computing the final bag probability. In the phase of weak classifier selection, a maximized inner product between weak classifier and log likelihood function is adopted to select weak classifiers from weak classifier pool, and then these weak classifiers are combined into a strong classifier. All these strategies are beneficial for improving the tracking accuracy and reducing the computational complexity. By tracking the video sequences under different complex scenes, experimental results show that the proposed algorithm has strong robustness and high tracking accuracy compared with competing method.

**Keywords:** multiple instance learning (MIL); objectness measure; weak classifier selection; bag probability calculation; object tracking

**Received:** 2016-06-20; **Accepted:** 2016-09-01; **Published online:** 2016-10-17 09:54

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0954.005.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0954.005.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61303224, 61672433)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0544

# 不同稀释气体下等离子体辅助甲烷点火

沈双晏<sup>1,2</sup>, 金星<sup>1,\*</sup>, 邓同晔<sup>1</sup>

(1. 装备学院 激光推进及其应用国家重点实验室, 北京 101416; 2. 中国卫星海上测控部, 江阴 214431)

**摘 要:** 等离子体由于可以同时于燃料反应中增加化学效应与热效应, 有望成为辅助点火的有效技术途径。构建了基于微波管的等离子体辅助甲烷点火实验系统, 测量了甲烷自点火、持续放电以及放电后断电条件下的点火延迟时间, 分析了不同稀释气体下等离子体对甲烷点火延迟的缩短效果。构建了等离子体发射光谱测量系统, 测量了放电单元中的发射光谱。在实验条件下, 点火温度越高, 持续放电下活性粒子的浓度越高。较小的放电功率 ( $<4\text{ W}$ ) 即可将甲烷的点火延迟时间缩短 30% ~ 95%。稀释气体为 Ar 时, 等离子体在点火温度小于 1000 K 或大于 1400 K 时对甲烷点火延迟时间缩短作用更好。稀释气体为  $\text{N}_2$  时, 随着点火温度的升高, 等离子体对甲烷点火延迟时间作用效果随之降低。

**关键词:** 等离子体; 微波管; 点火延迟; 稀释气体; 发射光谱

**中图分类号:** V231.2<sup>+</sup>4; O539

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1373-07

在高超声速飞行器的众多难点中, 动力技术是其中一项核心技术。由于高超声速飞行器的飞行经历加速幅度较大, 因此, 通常使用组合发动机作为其动力驱动装置<sup>[1]</sup>。当飞行速度达到一定的速度时, 转换使用冲压发动机作为其动力系统。

当飞行器速度达到高超声速时, 发动机吸入的作为氧化剂的空气, 裹挟喷注的燃料以超声速在燃烧室流动, 燃料难以实现点火、充分燃烧以及能量释放<sup>[2]</sup>。等离子体由于可以同时于燃料反应中增加化学效应与热效应, 有望成为辅助点火的有效技术途径<sup>[3,4]</sup>。

Gundersen<sup>[5]</sup> 在密闭的金属容器内安装电晕和电弧放电电极, 研究了电晕和电弧放电等离子体对点火特性的影响。Kosarev 等<sup>[6-9]</sup> 在微波管的末端通过纳秒脉冲放电的方式加入了等离子体, 研究了等离子体对于碳氢燃料点火延迟的影响。

研究表明, 等离子体可将碳氢燃料的点火延迟时间缩短一个数量级。该团队基于实验研究结果对于  $\text{C}_k\text{H}_{2k+2}:\text{O}_2:\text{Ar}$  ( $k=1\sim 5$ ) 提出了 37 个重要的反应式<sup>[10]</sup>。Boumehdi 等<sup>[11]</sup> 通过表面介质阻挡放电的方式加入等离子体, 研究了在高压条件下等离子体对燃料点火延迟时间的影响。最早的超声速流中使用等离子体火炬是由 Kimura 等<sup>[12]</sup> 完成的。自此, 有一大批研究者在超声速气流中通过加入等离子体的方式辅助燃料点火, 包括使用不同的等离子体火炬以及针对不同的燃烧室的凹腔构型进行研究<sup>[13-15]</sup>。

杜洪亮等<sup>[16]</sup> 建立了等离子体数值计算模型, 计算了  $\text{N}_2/\text{O}_2$  混合气体中的活性粒子随着约化场强变化。韦宝禧等<sup>[17]</sup> 在超燃冲压发动机中使用热等离子体, 研究了等离子体在超燃环境中的应用。张鹏等<sup>[18]</sup> 研究了等离子体对于两相流的

收稿日期: 2016-06-23; 录用日期: 2016-10-14; 网络出版时间: 2016-11-08 10:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161108.1028.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11372356)

\* 通讯作者: E-mail: jinxing\_beijing@sina.com

**引用格式:** 沈双晏, 金星, 邓同晔. 不同稀释气体下等离子体辅助甲烷点火[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1373-1379.  
SHEN S Y, JIN X, DENG T Y. Plasma assisted methane ignition under different diluent gas[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1373-1379 (in Chinese).

作用,并建立了数值计算模型进行仿真。

甲烷作为结构最简单,也是应用极为广泛的碳氢燃料,研究等离子体对甲烷点火延迟时间的影响具有重要的意义。此外,对于甲烷点火延迟时间的测量中,研究者一般使用 Ar 作为稀释气体,其化学惰性较强,极少参与到化学反应中,且其气体常数与分子量较大,满足实验条件的温度范围较宽<sup>[19]</sup>。

在等离子体辅助燃料点火的实际应用中,一般的点火环境为燃料/空气。对于甲烷来说,具体的应用环境为 CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub>/N<sub>2</sub>。并且,在放电条件下,N<sub>2</sub> 会更大程度地参与反应。因此,有必要研究在不同稀释气体下等离子体对甲烷点火延迟的影响。

### 1 实验系统及方法

#### 1.1 实验系统

如图 1 所示,实验系统主要由激波管实验系统与等离子体生成系统组成。激波管实验系统主要由激波管管体、实验段、供气系统、夹膜段、控制系统、数据采集系统等组成。等离子体生成系统主要由放电电源与放电机构组成。

图 1 中的放电图片即为典型放电图,从图中可以看到,在放电单元中,可以形成较好的放电,可产生大量的高能电子与活性粒子。放电类型为高频高压放电,放电峰值电压为 2 ~ 5 kV,放电峰值电流为 mA 量级,放电频率为 10 kHz 左右。实验中,控制放电时间为 1 s,放电输入功率为 4 ~ 5 W。

如图 2 所示为测量放电等离子体发射光谱

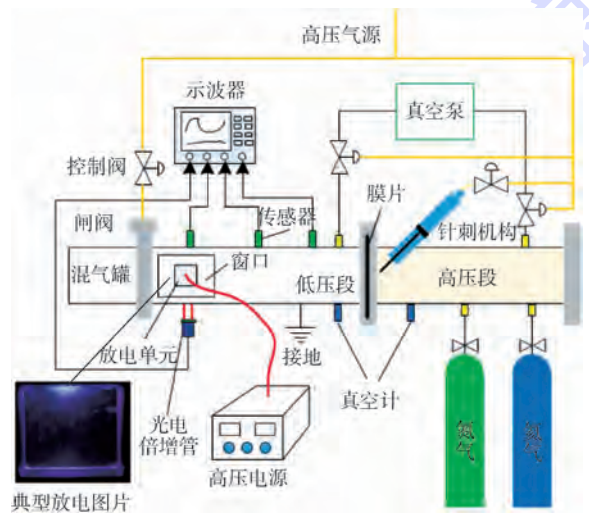


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

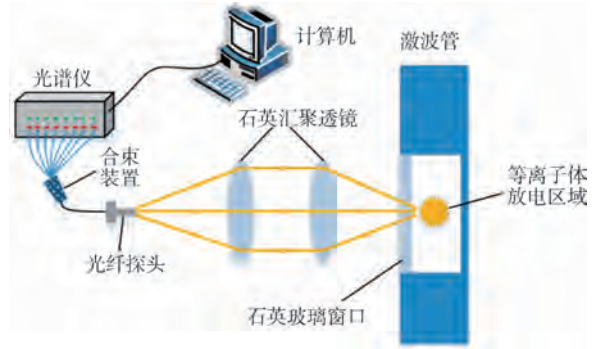


图 2 发射光谱测量示意图

Fig. 2 Schematic diagram of emission spectrum measurement

示意图。通过石英透镜将等离子体放电的发射光进行汇聚至光谱仪探头进行测量。光谱仪的型号为 FC-UV1000,光谱仪有八通道,光谱仪的测量范围为 197 ~ 1082 nm,测量光谱的分辨率为 0.1 nm。

#### 1.2 实验方法

激波管的高低电压段完成配气后,对激波管进行破膜,完成实验。

光电倍增管与压力传感器的测量位置位于同一剖面。燃料的点火延迟时间为光电倍增管测量的光信号变化曲线斜率最大值处的切线,与初始光信号水平直线的交点,距离测量反射激波到达时刻的时间间隔。该点火延迟时间测量的标准也是国内外研究者常用的判断标准<sup>[20]</sup>。

实验中,在混气罐中混合的实验气体为甲烷、氧气与稀释气体。其中,各气体的体积分数为甲烷 16.67%,氧气 33.33%,稀释气体 50%。

当通过放电加入等离子体时,控制电源的输入功率为 4 ~ 5 W。由于电源的输出效率约为 75%,因此,放电时电源输入放电单元的功率为 3 ~ 4 W。

实验分为 3 组:第 1 组为未加入等离子体,测量在实验设定的气体组分、压强以及当量比条件下的甲烷自点火延迟时间;第 2 组在实验过程中持续放电,整个放电过程大约持续 1 s,测量在持续放电的条件下甲烷点火延迟时间;第 3 组为完成放电后关闭电源测量甲烷的点火延迟时间。具体实验中,放电持续约 1 s 后将电源关闭,在关闭电源后,完成破膜。从关闭电源到完成实验,时间约为 0.5 s。

放电过程中产生了多种活性粒子,在持续放电的条件下,由于电场的持续存在,各种活性粒子不断生成和淬灭,大部分活性粒子在 ms 量级之内便会处于平衡状态<sup>[21]</sup>。第 2 组实验便是为了研究在放电过程中粒子处于平衡状态下,活性粒

子对甲烷点火延迟时间的影响。

在停止放电以后,由于失去了电场的持续激励,存在时间较短的粒子会迅速淬灭,生成稳定的粒子,而一些较为稳定的粒子会存在较长一段时间。第3组实验是为了研究这些存在时间较长的粒子对甲烷点火延迟时间的影响。

## 2 实验测量结果

### 2.1 稀释气体为 Ar 下的实验结果

实际的实验中,点火压强在 200 kPa 附近。在实际问题的研究中,当点火压强相差不大时,一般认为压强对点火延迟时间的对数与温度倒数之间拟合线性关系的影响可以忽略<sup>[6,8]</sup>。因此,在对实验结果进行分析时,未考虑点火压强变化对实验结果的影响。

如图3所示为稀释气体为 Ar 下的不同当量比的甲烷点火延迟时间实验结果。其中,黑色方块、红色圆与蓝色三角分别为第1、2、3组实验结果,黑色实线、红色虚线与蓝色点划线为3组实验结果的拟合结果。

根据 Arrhenius 关系,在当量比及点火压强基本相同时,点火延迟时间的对数与点火温度的倒数呈现线性关系<sup>[22]</sup>。

因此,实验结果的横坐标为点火温度  $T$  的倒数  $1000/T$ ,纵坐标为点火延迟时间  $\tau$ ,取对数坐标。

### 2.2 稀释气体为 $N_2$ 下的实验结果

如图4所示为稀释为  $N_2$  下的不同当量比的甲烷点火延迟时间实验结果。由于在当量比为 1.5 的贫氧条件下,使用稀释气体  $N_2$ ,成功完成甲烷点火的概率较低。因此,图4为当量比为 1 与 0.5 时的甲烷点火延迟实验结果。

### 2.3 不同压强下的混合气体发射光谱

如图5所示为当量比为 1 的  $CH_4/O_2/Ar$  混合气体,在实验压强为 3 kPa 与 7 kPa 下的在放电条件下的发射光谱。可以看到,特征谱线主要集中在 650 ~ 950 nm,特征谱线主要由激发态 Ar,激发态 O,  $O_2$  电子激发态等离子体发射的。

如图6所示为当量比为 1 的  $CH_4/O_2/N_2$  混合气体,在实验压强为 3 kPa 与 7 kPa 下的发射光谱。其发射光谱的特征峰值波长对应的为  $N_2$  第2正带系( $C^3\Pi_u - B^3\Pi_g$ ), (313.46, 315.80, 337.05, 353.56, 357.58, 370.94, 375.42, 380.39, 399.70, 405.74, 426.79和434.27nm),放电压强的改变并

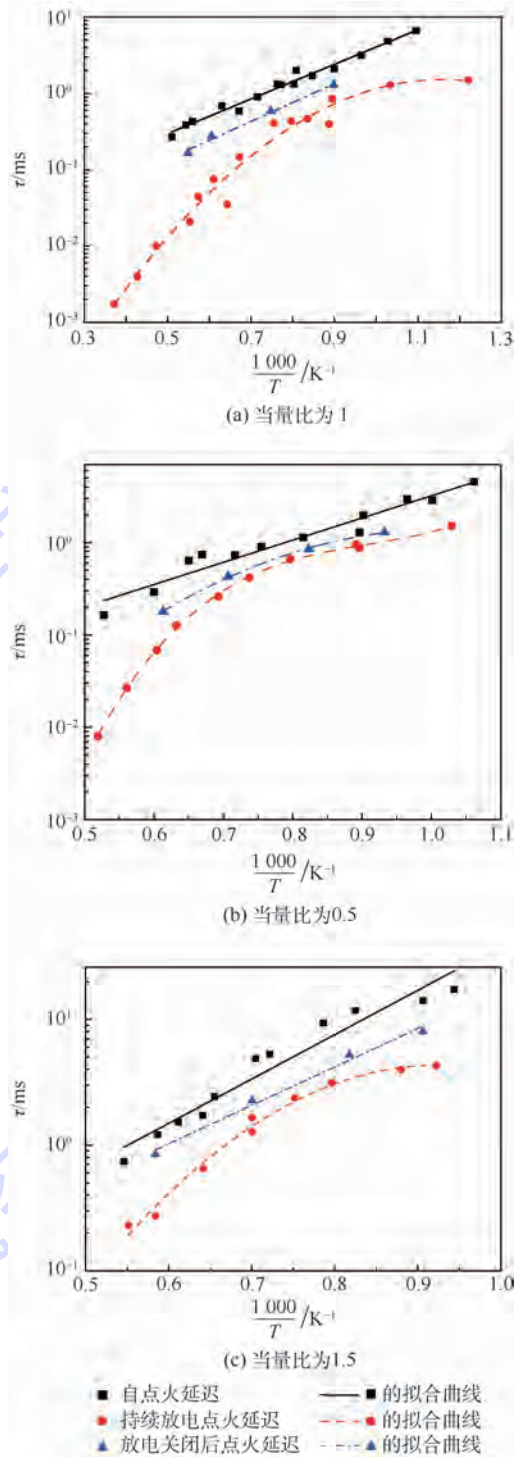


图3 稀释气体为 Ar 下不同当量比的实验结果  
Fig. 3 Experimental results of diluent gas Ar with different equivalent ratios

未改变其发射光谱的特征峰值波长。

在不同压强下,发射光谱的特征谱线基本相同,随着实验压强的降低,发射光谱的强度增强。因此,可以判断,在持续放电条件下,实验压强越低,产生的活性粒子浓度越高。

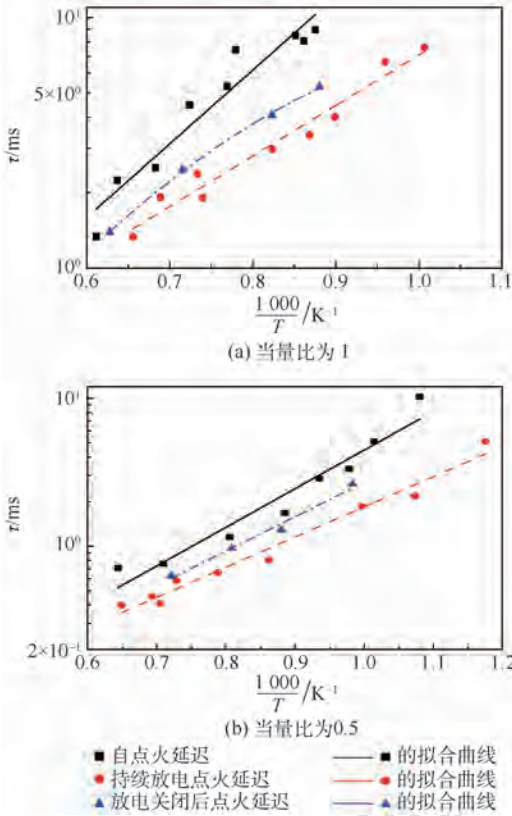


图4 稀释气体为  $N_2$  下不同当量比的实验结果  
Fig. 4 Experimental results of diluent gas  $N_2$  with different equivalent ratios

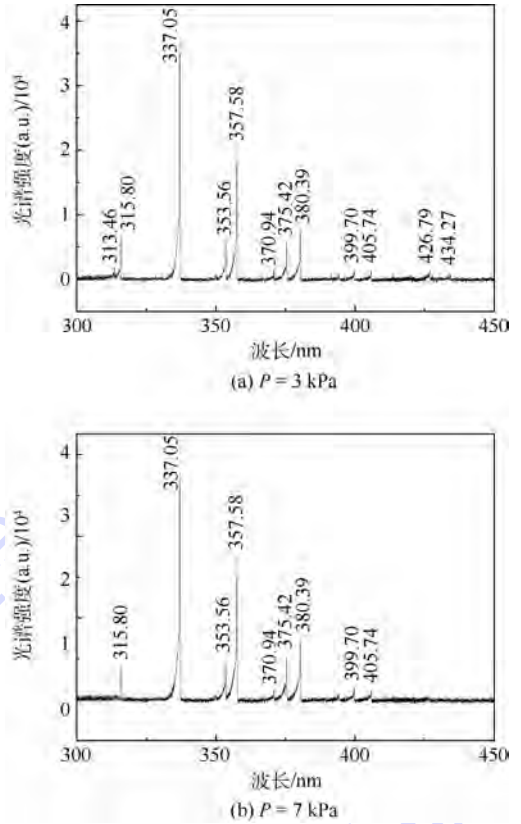


图6 不同压强下  $CH_4/O_2/N_2$  混合气体的发射光谱  
Fig. 6 Mixed  $CH_4/O_2/N_2$  gas emission spectrum under different pressure

### 3 实验结果分析

从第2节的实验结果看,很少的放电能量 ( $< 4\text{ W}$ )即可有效缩短甲烷的点火延迟时间。并且当放电电源关闭后,存在时间较长的粒子依然可以在一定程度上减少甲烷点火延迟时间。然而,等离子体对甲烷点火延迟时间缩短的效果随着点火温度、燃料当量比、稀释气体种类的不同而有一定的不同。

首先,对于甲烷的自点火,从实验结果看,在一定范围内,甲烷在富氧(燃料当量比  $\phi = 0.5$ )条件下的点火延迟时间较短,在贫氧( $\phi = 1.5$ )的条件下点火延迟时间较长。

当稀释气体不同时,甲烷的自点火延迟时间也会产生变化。选取当量比为1时的实验条件进行对比研究。如表1所示为当量比为1的稀释气体为Ar与  $N_2$  的甲烷自点火延迟时间的拟合参数以及拟合确定系数(coefficient of determination)的对比。拟合的曲线线型为  $\ln \tau = a + (1000 b/T)$ 。

从拟合结果看,稀释气体Ar下的甲烷自点火延迟时间的对数与点火温度倒数的拟合确定系数更接近1,说明了  $N_2$  作为稀释气体,相比Ar在更

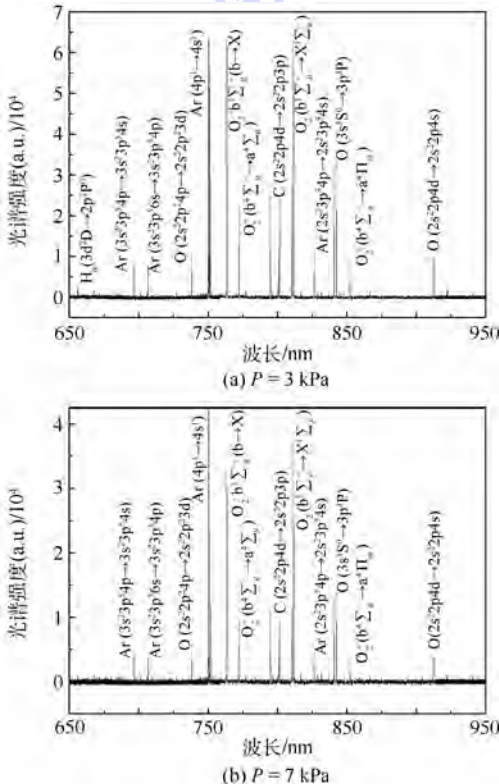


图5 不同压强下  $CH_4/O_2/Ar$  混合气体的发射光谱  
Fig. 5 Mixed  $CH_4/O_2/Ar$  gas emission spectrum under different pressure

括号内表示跃迁前与跃迁后的粒子的轨道。

大的程度上参与了甲烷的点火过程的反应,因此  $N_2$  作为稀释气体的实验结果的不确定性更强。同时,稀释气体为 Ar 的情况下拟合直线的斜率较稀释气体为  $N_2$  的情况下要大。说明稀释气体为 Ar 时,甲烷点火延迟时间相对温度变化的敏感性要更强一些。

对于加入等离子体的情况下,选取当量比为 1 的 Ar 稀释气体与  $N_2$  稀释气体的实验结果进行对比。如表 2 所示为实验结果的对比。当使用 Ar 作为稀释气体时,持续放电条件下甲烷的点火延迟时间对数与点火温度倒数呈二次函数关系;当使用  $N_2$  作为稀释气体时,持续放电条件下甲烷的点火延迟时间对数与点火温度呈线性函数的关系。

当使用 Ar 作为稀释气体时,在点火温度较低或者较高 ( $T < 1000\text{ K}$  或者  $T > 1400\text{ K}$ ) 时,等离子体对甲烷的点火延迟时间的缩短效果较为明显,当使用  $N_2$  作为稀释气体时,点火温度越低,等离子体缩短甲烷点火延迟的效果越明显。

图 7 所示为在持续放电条件下,不同点火温度下等离子体对甲烷点火延迟时间的缩短效果。在稀释气体为 Ar 时,等离子体对甲烷点火延迟时间的缩短效果先减弱后增强。在稀释气体为  $N_2$  时,随着温度的升高缩短效果减弱。

前期研究者的研究结论表明,等离子体在低温条件下对燃料点火延迟时间的缩短效果较为明显<sup>[3]</sup>。在温度较低时,点火过程的基元反应速度相对较小,加入一定量的等离子体可以非常有效地促进基元反应的发生,从而大大加快化学反

表 1 当量比为 1 的不同稀释气体甲烷点火延迟时间拟合对比

稀释气体	拟合参数	拟合值	拟合确定系数
Ar	a	-3.8221	0.9785
	b	5.2165	
$N_2$	a	-1.5697	0.9175
	b	2.9495	

表 2 当量比为 1 的不同稀释气体在持续放电条件下甲烷点火延迟时间拟合对比

稀释气体	拟合线型	拟合曲线
Ar	二次函数	$\ln \tau = -14.27956 + 25.3659(1000/T) - 10.9474(1000/T)^2$
$N_2$	一次函数	$\ln \tau = -2.6947 + 4.6531(1000/T)$

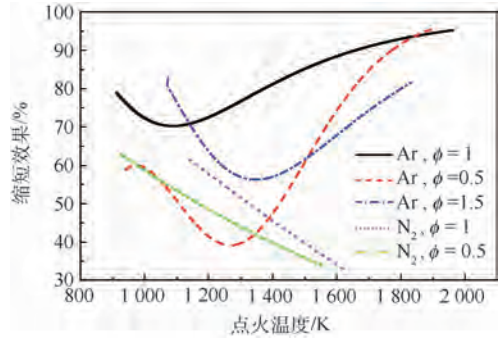


图 7 不同点火温度下等离子体对甲烷点火延迟时间的缩短效果

Fig. 7 Shortening effect of plasma on methane ignition delay time under different ignition temperature

应的进行。随着点火温度的升高,点火过程的基元反应速度相对低温时有较大的提高。加入等离子体对于反应速度的提升不如低温条件下明显。因此,在点火温度较低时,随着点火温度的提高持续放电对甲烷点火延迟缩短效果减弱了。

需要注意的是,实验温度越高,激波管低压段的初始压强越小。由于放电条件下注入实验区域的功率  $3\text{ W} < P < 4\text{ W}$ , 处于一个相对恒定的区域。当点火温度进一步升高时,实验段的气体相对低温时的浓度要小很多,而气压越低越有利于产生更加明显的放电现象<sup>[23]</sup>, 产生相对浓度更高的等离子体。如图 5 所示的发射光谱测量结果也说明了这个问题。在点火温度较高时,等离子体的浓度大大增加,因此对基元反应的促进效果也更加明显,表现为增强了点火延迟时间的缩短效果。

实验中,等离子体对甲烷点火延迟时间缩短的效果是等离子体密度与点火温度耦合的结果。持续放电对甲烷点火延迟的缩短效果呈现二次曲线的关系,持续放电对甲烷点火延迟的缩短效果在点火温度为  $1000 \sim 1400\text{ K}$  时较差。在温度较低或者较高时,持续放电对甲烷的点火延迟时间缩短效果更好。

对于稀释气体为  $N_2$  时,随着温度的升高,持续放电对甲烷点火延迟时间的缩短效果不断下降。由于气体分子量以及气体常数的限制,当使用  $N_2$  作为稀释气体时,实验的点火温度区域为  $1142.2\text{ K} \leq T \leq 1635.3\text{ K}$ , 而当使用 Ar 作为稀释气体时,实验的点火温度区域为  $912.6\text{ K} \leq T \leq 1961.1\text{ K}$ 。因此使用  $N_2$  作为稀释气体时,在实验中,点火温度区域较 Ar 作为稀释气体时要小很多。因此,可以认为,当  $N_2$  作为稀释气体时,持续放电对甲烷点火延迟缩短效果的拐点要高于  $1600\text{ K}$ 。

## 4 结 论

构建了基于激波管的等离子体辅助甲烷点火实验系统,测量了在不同稀释气体下甲烷自点火、持续放电以及放电后关闭电源条件下甲烷的点火延迟,并测量了放电单元的发射光谱,得到:

1) 很少的放电功率 ( $< 4 \text{ W}$ ) 即可将甲烷的点火延迟时间缩短 30% ~ 95%。并且当放电电源关闭后,存在时间较长的粒子依然可以在一定程度上减少甲烷点火延迟时间。

2) 持续放电条件下,实验压强变化时,发射光谱的特征谱线变化很小,实验压强越低,发射光谱强度越强。

3) 稀释气体为 Ar 时,持续放电对甲烷点火延迟的缩短效果在点火温度为 1 000 ~ 1 400 K 时的某温度时最差。在温度较低或者较高时,持续放电对甲烷的点火延迟时间缩短效果更好。

4) 对于稀释气体为  $\text{N}_2$  时,随着温度的升高,持续放电对甲烷点火延迟时间的缩短效果不断减弱。

### 参考文献 (References)

- [1] XU B, SHI Z K. An overview on flight dynamic and control approaches for hypersonic vehicles [J]. *Science China Information Sciences*, 2015, 58(7): 070201.
- [2] 丁猛, 余勇, 梁剑寒, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机点火技术试验 [J]. *推进技术*, 2004, 25(6): 566-569.  
DING M, YU Y, LIANG J H, et al. Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(6): 566-569 (in Chinese).
- [3] STARIKOVSKIY A, ALEKSANDROV N. Plasma-assisted ignition and combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2013, 39(1): 61-110.
- [4] JU Y G, SUN W T. Plasma assisted combustion: Dynamics and chemistry [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2015, 48: 21-83.
- [5] GUNDERSEN M. Energy-efficient transient plasma ignition and combustion; No. F49620-01-1-0322 [R]. [S. l.]: AFOSR, 2004.
- [6] KOSAREV I N, ALEKSANDROV N L, KINDYSHEVA S M, et al. Kinetic mechanism of plasma-assisted ignition of hydrocarbons [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2008, 41(3): 032002.
- [7] KOSAREV I N, PAKHOMOV A I, KINDYSHEVA S V, et al. Nanosecond discharge ignition of lean  $\text{C}_2\text{H}_2$ -containing mixture; AIAA-2013-1050 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [8] KOSAREV I N, PAKHOMOV A I, KINDYSHEVA S V, et al. Nanosecond discharge ignition in acetylene-containing mixtures [J]. *Plasma Source Science and Technology*, 2013, 22(4): 447-450.
- [9] KOSAREV I N, ALEKSANDROV N L, KINDYSHEVA S V, et al. Kinetics of ignition of saturated hydrocarbons by nonequilibrium plasma;  $\text{C}_2\text{H}_6$ -to  $\text{C}_5\text{H}_{12}$ -containing mixtures [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(1): 221-233.
- [10] KOSAREV I N, ALEKSANDROV N L, KINDYSHEVA S V, et al. Kinetic mechanism of plasma-assisted ignition of hydrocarbons [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2008, 41(3): 295-302.
- [11] BOUMEHDI M A, STEPANYAN S A, DESGROUX P, et al. Ignition of methane-and *n*-butane-containing mixtures at high pressures by pulsed nanosecond discharge [J]. *Combustion and Flame*, 2014, 162(4): 1336-1349.
- [12] KIMURA I, AOKI H, KATO M. The use of a plasma jet for flame stabilization and promotion of combustion in supersonic air flows [J]. *Combust and Flame*, 1981, 42: 297-305.
- [13] JACOBSEN L S, CARTER C D, BAURLE R A, et al. Plasma-assisted ignition in scramjets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4): 641-654.
- [14] MASUYA G, TAKITA K, TAKAHASHI K, et al. Effects of air-stream mach number on H/N plasma igniter [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3): 679-685.
- [15] TAKITA K, ABE N, MASUYA G, et al. Ignition enhancement by addition of NO and  $\text{NO}_2$ , from a  $\text{N}_2/\text{O}_2$  plasma torch in a supersonic flow [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2489-2496.
- [16] 杜洪亮, 何立明, 兰宇丹, 等. 约化场强对氮-氧混合气放电等离子体演化特性的影响 [J]. *物理学报*, 2011, 60(11): 115201.  
DU H L, HE L M, LAN Y D, et al. Influence of reduced electric field on the evolution characteristics of plasma under conditions of  $\text{N}_2/\text{O}_2$  discharge [J]. *Acta Physica Sinica*, 2011, 60(11): 115201 (in Chinese).
- [17] 韦宝禧, 欧东, 闫明磊, 等. 超燃燃烧室等离子体点火和火焰稳定性能 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(12): 1572-1576.  
WEI B X, OU D, YAN M L, et al. Ignition and flame holding ability of plasma torch igniter in a supersonic flow [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(12): 1572-1576 (in Chinese).
- [18] 张鹏, 洪延姬, 丁小雨, 等. 等离子体对含硼两相流扩散燃烧特性的影响 [J]. *物理学报*, 2015, 64(20): 205203.  
ZHANG P, HONG Y J, DING X Y, et al. Effect of plasma on boron-based two-phase flow diffusion combustion [J]. *Acta Physica Sinica*, 2015, 64(20): 205203 (in Chinese).
- [19] KIM K, SHIN K S. Shock tube and modeling study of the ignition of propane [J]. *Bulletin-Korean Chemical Society*, 2001, 22(3): 303-307.
- [20] VRIES J D, HALL J M, SIMMONS S L, et al. Ethane ignition and oxidation behind reflected shock waves [J]. *Combustion and Flame*, 2007, 150(1): 137-150.
- [21] 沈双晏, 金星, 张鹏. 甲烷-空气混合气体放电等离子体增强点火机理分析 [J]. *推进技术*, 2015, 36(10): 1509-1515.  
SHEN S Y, JIN X, ZHANG P. Analysis on mechanism of plasma enhanced ignition of methane-air discharge [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1509-1515 (in Chinese).
- [22] DAVIDSON D F, HANSON R K. Interpreting shock tube igni-

tion data[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2004, 36(9):510-523.

[23] 张百灵,王宇天,李益文,等. 低气压直流辉光放电数值模拟与实验研究[J]. 高电压技术, 2016, 42(3):724-730.

ZHANG B L, WANG Y T, LI Y W, et al. Numerical simulation and experimental study for low-pressure direct-current glow discharge[J]. High Voltage Engineering, 2016, 42(3):724-730 (in Chinese).

#### 作者简介:

沈双晏 男,博士研究生。主要研究方向:等离子体辅助点火与助燃。

金星 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:先进推进技术。

## Plasma assisted methane ignition under different diluent gas

SHEN Shuangyan<sup>1,2</sup>, JIN Xing<sup>1,\*</sup>, DENG Tongye<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory of Laser Propulsion and Power, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. China Satellite Maritime Tracking and Controlling Department, Jiangyin 214431, China)

**Abstract:** Plasma could increase chemical and heat effect at the same time during the fuel reaction and it is expected to be an effective technical way of ignition assistance. Plasma assisted methane ignition experiment system was built based on shock tube. The methane ignition delay time of autoignition, under continuous discharge and when discharge is cut down was measured. The plasma's effect to shorten methane ignition delay under different diluent gas was analyzed. The plasma emission spectrum measurement system was built and the emission spectrum in discharge unit was measured. The active particle concentration is higher with higher ignition temperature under experimental condition. The methane ignition delay time could be shortened by 30% to 95% by a little discharge power ( $<4\text{ W}$ ). The shortening effect of plasma is better when the ignition temperature is lower than 1000 K or higher than 1400 K with the diluent gas Ar. The shortening effect of plasma decreases with the increase of ignition temperature with the diluent gas  $\text{N}_2$ .

**Keywords:** plasma; shock tube; ignition delay; diluent gas; emission spectrum

Received: 2016-06-23; Accepted: 2016-10-14; Published online: 2016-11-08 10:28

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161108.1028.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161108.1028.001.html)

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372356)

\* Corresponding author. E-mail: [jinxing\\_beijing@sina.com](mailto:jinxing_beijing@sina.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0556

# 钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺

李哲<sup>1,2</sup>, 张德远<sup>1,2,\*</sup>, 姜兴刚<sup>1,2</sup>

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 先进加工技术研究中心, 北京 100083)

**摘 要:** 针对航空航天领域钛合金难加工材料采用普通麻花钻传统钻削过程中孔出口毛刺大、导致去毛刺困难及影响紧固件装配质量的问题,提出了一种基于新刃型刀具(八面钻)的钛合金旋转超声辅助钻削(RUAD)的新技术。分析了RUAD原理,采用文中所设计的RUAD主轴结合CA6140车床平台、测力系统、测温系统、高速摄影系统以及非接触激光测量系统进行了钛合金RUAD制孔试验和孔出口毛刺研究,对比普通钻削(CD)分析了RUAD降低孔出口毛刺的机理,并建立了基于八面钻的CD和RUAD的毛刺形成模型。试验结果表明:相比于CD,RUAD明显降低钻削力、孔出口最高切削温度和毛刺高度,分别降低了16.79%~20.2%,18.54%~21.68%和82.27%~89.18%,极大降低了钛合金孔出口去毛刺的困难和制造成本,提高了生产进度。

**关键词:** 钛合金; 旋转超声辅助钻削(RUAD); 八面钻; 钻削力; 出口毛刺

**中图分类号:** V261.92

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1380-07

钛合金作为一种先进材料,已被广泛应用于现代航空航天工业作为主要结构部件,如:波音787的钛合金使用量已达到它结构重量的15%<sup>[1]</sup>。钛合金之所以被广泛应用,是因为它具有比强度高、热强度高、抗蚀性好、耐磨损、质量轻等优异的综合性能<sup>[2-5]</sup>。

在航空航天工业中钛合金的装配使用过程,需要加工出大量的装配孔以用于紧固件的连接,其中钻削过程的材料去除量约占终孔总材料去除量的40%~60%<sup>[6]</sup>。然而,由于钛合金材料低的热导率和大的化学活性易导致加工过程产生高的切削温度以及刀具-切削材料之间的严重黏附,这会引起刀具的快速磨损从而明显降低刀具寿命<sup>[2-5]</sup>。

此外,在钛合金钻孔过程,采用普通麻花钻的传统钻削过程极易产生较大的孔出口毛刺,严重制约了紧固件的安装,并且大的出口毛刺很难去

除,故需要额外的去毛刺工艺以完成装配过程,这极大延长了生产周期以及增加了去毛刺的制造成本<sup>[7-12]</sup>。

为有效改善钛合金的钻孔过程并降低孔出口毛刺,本文引入一种新刃型刀具(即八面钻),并结合近年来超声振动加工技术在镍合金和钛合金等难加工材料中已体现出的良好工艺特性<sup>[13-17]</sup>,进行了无冷却条件下基于八面钻的钛合金旋转超声辅助钻削(Rotary Ultrasonic-Assisted Drilling, RUAD)的出口毛刺研究。本文首先分析了RUAD的原理,然后采用文中所设计的RUAD主轴结合车床平台、测力系统、测温系统、高速摄影系统和非接触激光测量系统进行了钛合金RUAD制孔试验和孔出口毛刺研究,对比普通钻削(Common Drilling, CD)分析了RUAD降低孔出口毛刺的机理,并且建立了基于新刃型刀具(八面钻)的CD和RUAD的毛刺形成模型。

收稿日期: 2016-06-29; 录用日期: 2016-08-10; 网络出版时间: 2016-09-08 09:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160908.0944.001.html

\* 通讯作者: E-mail: zhangdy@buaa.edu.cn

**引用格式:** 李哲, 张德远, 姜兴刚. 钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1380-1386.

LI Z, ZHANG D Y, JIANG X G. Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1380-1386 (in Chinese).

# 1 RUAD 原理

RUAD 原理如图 1(a) 所示;RUAD 和 CD 的刀具上每一刀齿的运动轨迹被描述,如图 1(b) 所示。从图 1(a) 可见,在 RUAD 过程,刀具绕自身轴线旋转并且沿着轴向做高频小振幅的超声波振动,同时刀具沿着轴线做着相对于工件的进给运动。

从图 1(b) 可见,在 RUAD 过程,刀具上每一刀齿的运动轨迹为一条带有正弦波振动的三维螺旋曲线,其运动轨迹可表示为

$$\begin{cases} X(t) = R\cos(\omega t) \\ Y(t) = R\sin(\omega t) \\ Z(t) = V_f t + A \sin(2\pi Ft) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $R$  为刀具半径,mm; $V_f$  为刀具相对于工件的轴向进给速度,mm/s; $t$  为时间,s; $\omega$  为旋转角速度,rad/s; $A$  为振幅, $\mu\text{m}$ ; $F$  为振动频率,Hz。

而 CD 的刀齿运动轨迹为一条普通三维螺旋曲线,其运动轨迹可表示为

$$\begin{cases} X_0(t) = R\cos(\omega t) \\ Y_0(t) = R\sin(\omega t) \\ Z_0(t) = V_f t \end{cases} \quad (2)$$

根据方程式(1)可得,RUAD 的轴向进给速度  $V_F$  (单位:mm/s) 可表示为

$$V_F = \frac{d(Z(t))}{dt} = V_f + 2\pi AF \cos(2\pi Ft) \quad (3)$$

可见,由于附加超声振动,使得 RUAD 过程的轴向进给速度  $V_F$  在实际切削过程明显大于 CD 的轴向进给速度  $V_f$ ,增加了轴向进给的实际切

削速度和刀具切削能力;同时,RUAD 的轴向高频振动动态进给使得刀具钻尖横刃和切削刃实现周期性“接触-分离”的断续脉冲式切削模式。

根据图 1 和方程式(1)~式(3)可知,当超声振动幅值达到一定值时,刀具钻尖横刃和切削刃与工件之间存在分离运动状态,在每个振动周期内的切削过程为“接触-分离”运动,实现刀具-工件之间超声分离断续切削;同时由于超声轴向动态进给运动,增大了 RUAD 过程轴向进给的实际切削速度、产生了微观小振幅的超声振动冲击切削特性并且使得 RUAD 过程刀具工作前角大于普通切削。因此,相比于 CD,RUAD 过程中刀具整体刚性、刀具钻尖横刃和切削刃的切削能力与断屑能力以及材料去除率均被提高,同时由于这种超声分离断续切削模式,使得 RUAD 能够明显改善切屑排出效果、降低切削力、降低刀具-材料之间的摩擦效应、改善热传递和散热效果<sup>[13-14]</sup>。

# 2 钛合金 RUAD 试验

## 2.1 试验材料与刀具

试验中所用的钛合金板厚为 5 mm,其材料属性见表 1。试验中所用刀具为整体硬质合金八面钻新刃型刀具,由美国蓝帜 LMT Onsrud LP 公司提供,其柄部带有热装螺纹柄用于连接,其刀具几何视图和参数分别见图 2 和表 2。

相比于相同直径的普通麻花钻(见图 3),八面钻刀具主要具有以下特点:①横刃宽度变小,

表 1 钛合金工件材料属性

Table 1 Material properties of titanium alloys workpiece

材料属性	数值
密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	4505
硬度/HRC	36~40
弹性模量/GPa	110
泊松比	0.34
拉伸强度/MPa	902

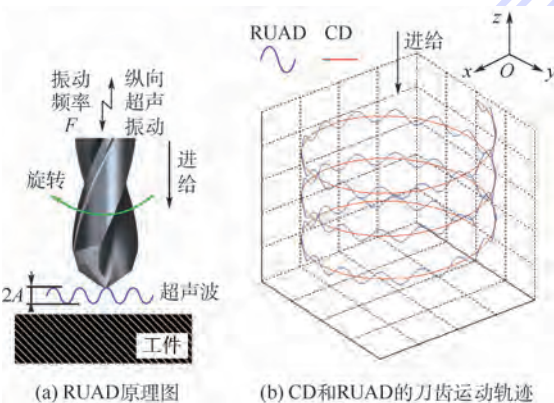


图 1 RUAD 原理图以及 CD 和 RUAD 的刀具上每一刀齿的运动轨迹

Fig. 1 Schematic of RUAD and motion trajectory of each cutter tooth for CD and RUAD

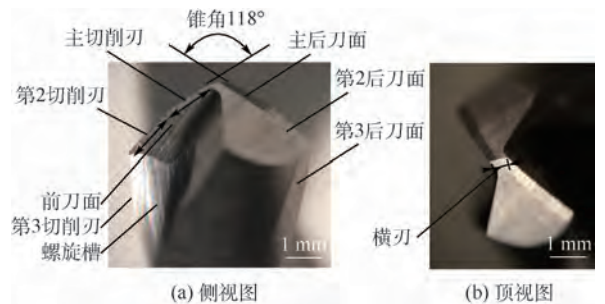


图 2 八面钻刀具几何视图

Fig. 2 Geometric view of 8-facet drill cutter

表2 八面钻刀具几何参数

Table 2 Geometric parameters of 8-facet drill cutter

参数	数值
直径/mm	5.0
总长度/mm	78
锥角/(°)	118
第2锥角/(°)	90
刃前角/(°)	8
刃后角/(°)	12
螺旋角/(°)	35
横刃宽度/mm	0.7
主切削刃长度/mm	1.5
第2切削刃长度/mm	1.5
主切削刃宽度/mm	0.5
第2切削刃宽度/mm	0.5
第3切削刃宽度/mm	0.8

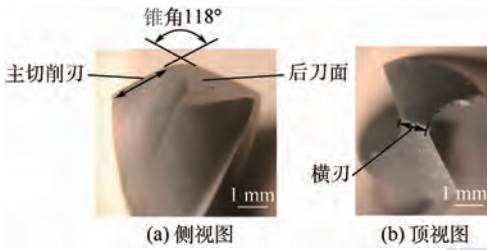


图3 普通麻花钻几何视图

Fig. 3 Geometric view of common twist drill cutter

使得钻尖定位性能变好、入钻容易且横刃切削力降低;②主切削刃长度变小,主后刀面宽度变小,增加第2后刀面且其锥角从118°降为90°使得主后刀面长度减小,因此主切削刃和主后刀面产生的切削力、摩擦力均可明显降低。

### 2.2 试验系统构建和条件

试验所用 RUAD 主轴和超声电源均为自行研制,并结合 CA6140 普通车床平台、瑞士奇石乐 KISTLER 9272A 压电测力系统、德国英福泰克 InfraTec VH 红外测温系统、日本奥林巴斯 OLYMPUS i-SPEED 高速摄影系统和日本基恩士 KEYENCE LK-G5000 非接触激光测微仪系统进行钛合金制孔试验和刀具振幅测量,如图4所示, $n$ 为转速, r/min。图4(a)为钻削力测量平台,图4(b)为孔出口切削温度测量及出口毛刺形成观察平台。其中,这个 RUAD 主轴主要由八面钻螺纹柄刀具、夹心式压电超声换能器、旋转供电滑环、夹持筒和紧固附件组成。夹心式压电超声换能器具有高输出功率、高电声转换效率和高耐热性等特性<sup>[18-19]</sup>。试验条件和参数如表3所示。

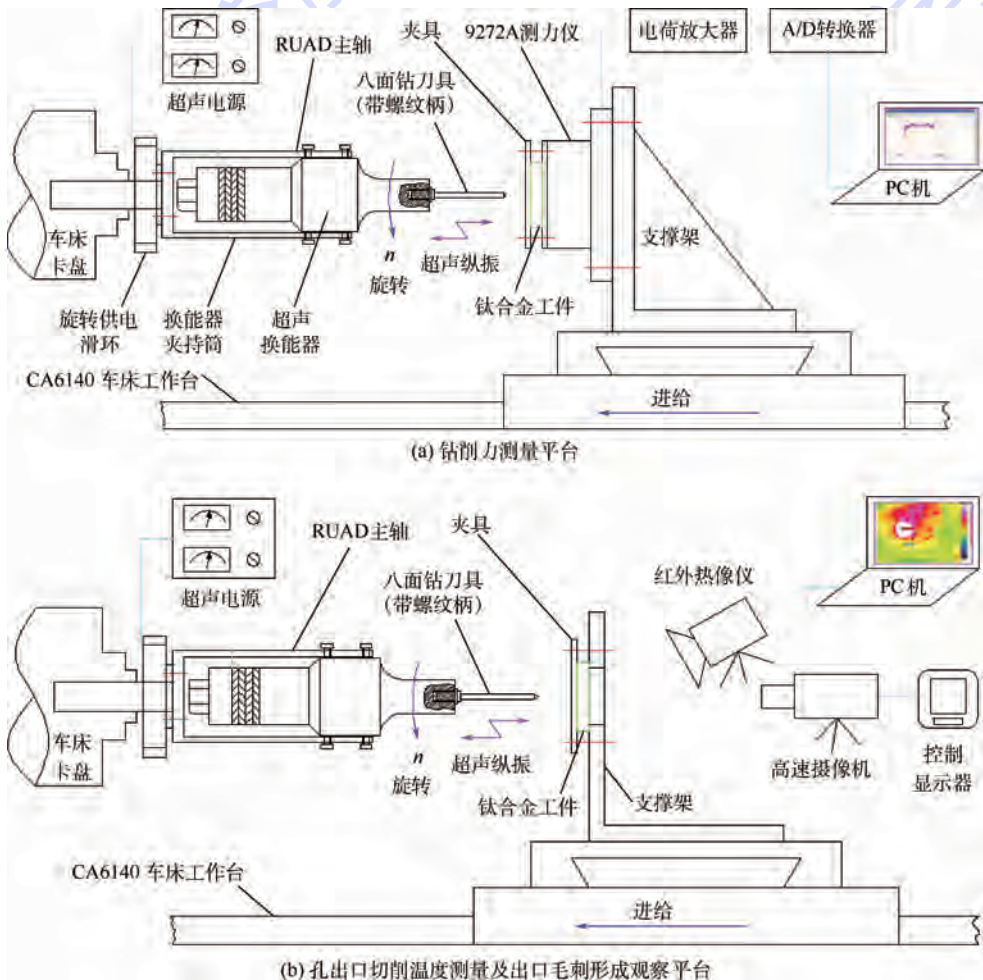


图4 钛合金 RUAD 试验平台示意图平台

Fig. 4 Schematic of test-bed for RUAD of titanium alloys

表3 试验条件和参数

Table 3 Test conditions and parameters

条件及参数	CD	RUAD
刀具类型	八面钻	八面钻
刀具材料	硬质合金	硬质合金
涂层	无	无
冷却	无	无
钻孔直径/mm	5.0	5.0
钻孔深度/mm	5.0	5.0
转速/( $r \cdot \text{min}^{-1}$ )	800	800
进给量/( $\text{mm} \cdot \text{r}^{-1}$ )	0.028	0.028
超声振动频率/kHz	0	27.089
振幅/ $\mu\text{m}$	0	10.0

### 2.3 测量方法与条件

KEYENCE LK-G5000 非接触激光测微仪系统被用于测量八面钻刀尖振幅,该系统主要包括一个 LK-G5000 系列激光主控制器单元、激光测头传感器、LK-Navigator 2 操作软件和 PC 机终端。在振幅测量过程,首先将激光测头通过磁力座固定到试验平台的支撑架上,同时保证安装测头发出的激光与八面钻刀尖垂直;然后,开启超声电源并调节到 RUAD 主轴的振动频率,通过调节超声电源功率来改变刀尖振幅大小;最后,通过激光测头传感器和 LK-G5000 系列激光主控制器单元将刀尖超声振动波形和振动位移传递给 PC 机终端,并且通过 PC 机上安装的 LK-Navigator 2 操作软

件进行测量设置、数据储存、超声振动波形观察和振幅测量。

此外这个非接触激光测微仪系统仍然被用于测量钛合金钻孔出口毛刺高度,且本文中每个孔出口的毛刺高度为 4 个点( $a \sim d$ )测量的平均值,其测量方法如图 5 所示。

KISTLER 9272A 压电测力系统用于测量钛合金 CD 和 RUAD 过程的钻削力。其测量方法如下:首先测力仪信号传递给 KISTLER 5070A 电荷放大器,再通过 A/D 转换器转换成数字信号,然后传递给 PC 机终端,最后靠 KISTLER DYNOWARE 软件进行观察和数据处理。如图 4(a) 所示。

InfraTec VH 红外测温系统用来测量钛合金钻孔出口温度,首先红外热像仪进行测温,然后传给 PC 机终端并通过 IRBIS<sup>®</sup> 3 Plus 软件进行观察和数据处理,其测量方法如图 4(b) 所示。

OLYMPUS i-SPEED 高速摄影系统用来观察和记录钛合金钻孔出口毛刺形成过程,该系统主要由 OLYMPUS i-SPEED LT 高速摄像机和 OLYMPUS i-SPEED CDU 控制显示单元组成,如图 4(b) 所示。

日本奥林巴斯 OLYMPUS SZX16 光学显微镜和尼康 Nikon E950 数码相机系统用来观察出口毛刺形态。



图5 孔出口毛刺高度的非接触激光测微仪系统测量

Fig. 5 Non-contact measurement of hole exit burr height by a laser micrometer system

## 3 结果与分析

### 3.1 钻削力

试验中,每个孔的钻削过程包括孔入口钻削、中间稳定钻削和出口钻削 3 个阶段。

在图 6 中,每个数据点是每个孔稳定钻削阶段钻削力的平均值。可见,RUAD 的钻削力明显低于 CD,且 RUAD 的力曲线波动较小、钻削过程更稳定;同时,相比于 CD,RUAD 的钻削力降低

16.79% ~ 20.2%。以上结果的主要原因如下:相比于 CD,在 RUAD 过程,一方面,由于超声冲击作用和超声纵振动态切削额外增大的轴向进给速度作用,极大增强了刀具钻尖横刃和切削刃的切削能力以及刀具整体刚性,这使得刀具更容易切除工件材料且获得较高的材料去除率;另一方面,由于 RUAD 过程刀具钻尖横刃和切削刃的分离断续切削特性,极大改善了切屑排除效果、降低了刀具-切屑和刀具-工件间的摩擦效应。

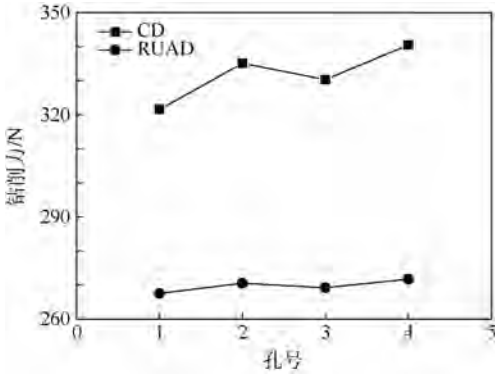


图6 CD和RUAD的稳定钻削阶段的平均钻削力比较  
Fig.6 Comparison of mean thrust force in stable drilling stage between CD and RUAD

### 3.2 孔出口切削温度

CD和RUAD的孔出口最高切削温度比较,如图7所示。可见,RUAD的孔出口最高切削温度明显低于CD,并且RUAD孔出口最高切削温度降低18.54%~21.68%。这种结果的主要原因如下:钛合金钻削过程的切削温度主要来源于刀具钻尖和孔底的切削区,由于RUAD过程钻尖横刃和切削刃与孔底材料之间周期性的分离-接触的断续切削模式,以及RUAD过程较低的切削力,这极大降低了刀具-切屑和刀具-工件间的摩擦效应、提高了热传递并且改善了散热效果。

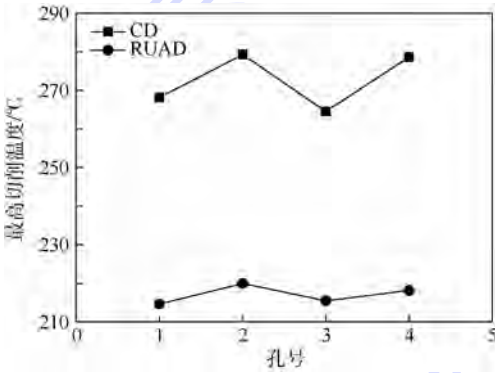


图7 CD和RUAD的孔出口最高切削温度比较  
Fig.7 Comparison of maximum cutting temperature near drilled hole exit between CD and RUAD

### 3.3 出口毛刺类型和形成机理

CD和RUAD后的孔出口毛刺类型和尺寸通过宏观和微观方式观察,如图8所示。从图中可见,CD的毛刺均为大的冠状毛刺,而RUAD的毛刺均为小的均匀毛刺,RUAD的孔出口毛刺高度明显低于CD的毛刺高度。

CD和RUAD后的孔出口毛刺高度采用图4所述的测量方法,获得其数值大小如图9所示。在图9中,每个数据点是每个孔出口4个点毛

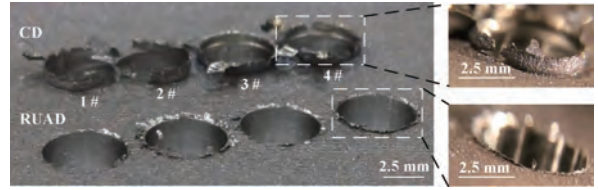


图8 CD和RUAD的孔出口毛刺类型和尺寸比较  
Fig.8 Comparison of burr type and size of drilled hole exit between CD and RUAD

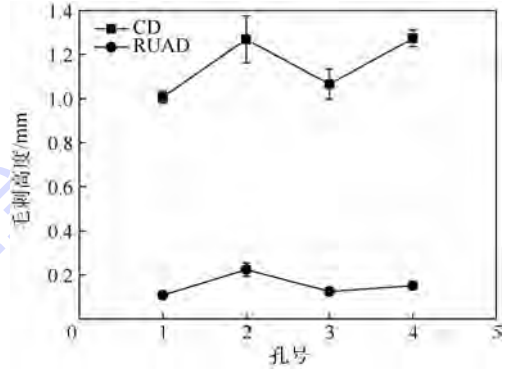


图9 CD和RUAD的孔出口毛刺高度比较  
Fig.9 Comparison of burr height of drilled hole exit between CD and RUAD

刺高度测量的平均值,误差条代表每个孔出口4个点毛刺高度测量值的数据分布。可见,RUAD的孔出口毛刺高度明显低于CD,并且RUAD极大降低出口毛刺高度(82.27%~89.18%)。其原因如下:相比于CD,第一,RUAD过程较低的钻削力和切削温度以及分离断续切削模式有效降低了钛合金孔出口材料的变形和延伸,最大能力地切除孔出口材料;第二,由于RUAD提高了刀具钻尖横刃和切削刃的切削能力,使得工件材料更容易被切除且获得了较大的材料去除率,因此RUAD的孔出口材料残余较少,形成的毛刺较低。

钛合金CD和RUAD的出口毛刺形成过程通过一个高速摄影系统被观察和记录,并结合这个RUAD原理分析和毛刺高度结果分析建立了出口毛刺形成过程的理论模型,如图10所示。图10(a)为CD过程出口毛刺形成机理的拟建立理论模型和高速摄影照片,图10(b)为RUAD过程出口毛刺形成机理的拟建立理论模型和高速摄影图片。从图10中可见,相比于CD,RUAD的孔出口材料初始变形小于CD,并且由于RUAD过程较低的钻削力、低的切削温度、增强的刀具钻尖切削能力和周期性分离断续切削模式的良好工艺特性,随着钻尖的切出,有效降低了孔出口材料的变形和延伸,较早地实现了孔出口材料的初始破裂,随着钻尖的进一步切出,孔出口大部分材料在

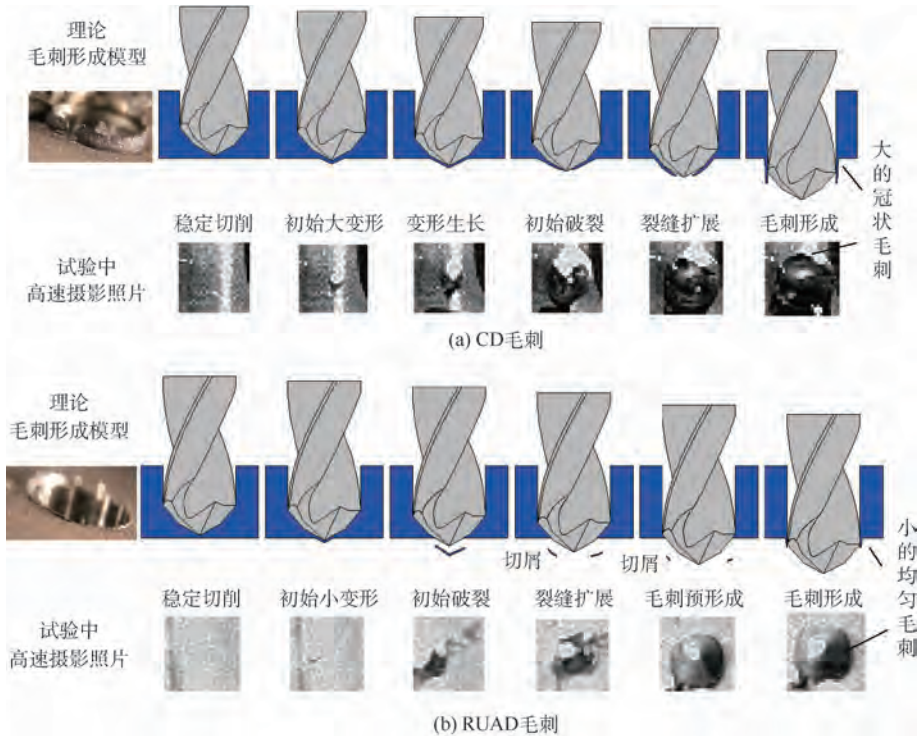


图 10 毛刺形成机理的拟建立理论模型和高速摄影照片

Fig. 10 Proposed theory model and high-speed camera photographs of burr formation mechanisms

RUAD 过程中被刀尖横刃和切削刃最大能力地切除,最终形成出口较小的均匀毛刺。

## 4 结 论

本文进行了一个无冷却条件下基于八面钻的钛合金 RUAD 的出口毛刺研究,根据 RUAD 原理分析和试验结果,得到:

1) 相比于 CD, RUAD 明显降低钻削力、孔出口最高切削温度和毛刺高度,分别降低了 16.79% ~ 20.2%、18.54% ~ 21.68% 和 82.27% ~ 89.18%,提高了刀具切削能力,极大降低了钛合金孔出口去毛刺的困难和去毛刺的制造成本,提高了紧固件装配质量和生产进度。

2) CD 的毛刺类型为大的冠状毛刺, RUAD 的毛刺类型为小的均匀毛刺。

3) 通过 RUAD 原理分析和高速摄影照片观察,建立了基于八面钻的钛合金 CD 和 RUAD 的毛刺形成机理模型。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] HINCHCLIFFE M. Characterisation of bond line porosity [ D ]. Sydney: University of New South Wales, 2008: 1-2.  
 [ 2 ] BREWER W D, BIRD R K, WALLACE T A. Titanium alloys and processing for high speed aircraft [ J ]. Materials Science and Engineering A—Structural Materials Properties Microstructure and Processing, 1998, 243 ( 1 ): 299-304.

[ 3 ] EZUGWU E O, WANG Z M. Titanium alloys and their machinability—A review [ J ]. Journal of Materials Processing Technology, 1997, 68 ( 3 ): 262-274.  
 [ 4 ] MACHADO A R, WALLBANK J. Machining of titanium and its alloy—A review [ J ]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 1990, 204 ( 1 ): 53-60.  
 [ 5 ] YANG X, LIU R. Machining titanium and its alloy [ J ]. Machining Science and Technology, 1999, 3 ( 1 ): 107-139.  
 [ 6 ] SCHROEDER P T. Widening interest in twist drill [ J ]. Modern Machine Shop, 1998, 71 ( 6 ): 106-113.  
 [ 7 ] DORNFELD D A, KIM J S, DECHOW H, et al. Drilling burr formation in titanium alloy, Ti-6Al-4V [ J ]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 1999, 48 ( 1 ): 73-76.  
 [ 8 ] SANGKEE M, DAVID A D, JINSOO K, et al. Finite element modeling of burr formation in metal cutting [ J ]. Machining Science and Technology, 2001, 5 ( 3 ): 307-322.  
 [ 9 ] CANTERO J L, TARDIO M M, CANTELIA J A, et al. Dry drilling of alloy Ti-6Al-4V [ J ]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2005, 45 ( 11 ): 1246-1255.  
 [ 10 ] AURICH J C, DORNFELD D, ARRAZOLA P J, et al. Burrs—Analysis, control and removal [ J ]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2009, 58 ( 2 ): 519-542.  
 [ 11 ] CAMPBELL F C. Manufacturing technology for aerospace structural materials [ M ]. Chicago: Navy & the Boeing Company, 2011: 515-528.  
 [ 12 ] ABDELHAFEEZ A M, SOO S L, ASPINWALL D K, et al. Burr formation and hole quality when drilling titanium and aluminium alloys [ J ]. Procedia CIRP, 2015, 37: 230-235.  
 [ 13 ] ZHANG D Y, FENG X J, WANG L J, et al. Study on the drill

- skidding motion in ultrasonic vibration microdrilling[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1994, 34(6):847-857.
- [14] ZHANG D Y, WANG L J. Investigation of chip in vibration drilling[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1998, 38(3):165-176.
- [15] AZARHOUSHANG B, AKBARI J. Ultrasonic-assisted drilling of Inconel 738-LC[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2007, 47(7-8):1027-1033.
- [16] LIAO Y S, CHEN Y C, LIN H M. Feasibility study of the ultrasonic vibration assisted drilling of Inconel superalloy[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2007, 47(12-13):1988-1996.
- [17] PUJANA J, RIVERO A, CELAYA A. Analysis of ultrasonic-assisted drilling of Ti6Al4V[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2009, 49(6):500-508.
- [18] LI X, ZHANG D Y. Ultrasonic elliptical vibration transducer driven by single actuator and its application in precision cutting[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 180(1-3):91-95.
- [19] ZHOU M, HU L H. Development of an innovative device for ultrasonic elliptical vibration cutting[J]. Ultrasonics, 2015, 60:76-81.

作者简介:

李哲 男, 博士研究生。主要研究方向: 难加工材料高效加工技术、振动切削与功率超声技术。

张德远 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 难加工材料高效加工技术、振动切削与功率超声技术。

## Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys

LI Zhe<sup>1,2</sup>, ZHANG Deyuan<sup>1,2,\*</sup>, JIANG Xinggang<sup>1,2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;  
2. Research Center for Advanced Processing Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** In aerospace industries, to solve the problem of big exit burr which leads to the difficulty in deburring operations and poor assembly quality of fastener after the traditional drilling process of the difficult-to-cut materials like titanium alloys using a twist drill, the rotary ultrasonic-assisted drilling (RUAD) technology of titanium alloys based on a novel tool (i. e., 8-facet drill) was proposed. The principles of RUAD process and motion trajectory of tool cutter tooth in RUAD were analyzed. And then, the drilling experiments were performed with a designed RUAD spindle unit, CA6140 lathe, measurement system of thrust force, measurement system of cutting temperature, high-speed video camera system and non-contact laser measurement system, and the type and size of exit burr were studied. In contrast to the common drilling (CD) of titanium alloys, the mechanisms of small or low burr height generated in RUAD were discussed and analyzed, and the theory models of burr formation mechanisms in CD and RUAD were obtained based on the high-speed camera images of burr formation and principle analysis of RUAD. The experimental results indicate that compared with CD, in RUAD process, the thrust force, maximum cutting temperature near the drilled hole exit and burr height of hole exit decrease by 16.79% - 20.2%, 18.54% - 21.68% and 82.27% - 89.18% respectively, which greatly reduces the troubles and manufacturing costs of deburring operations and improves the production process.

**Keywords:** titanium alloys; rotary ultrasonic-assisted drilling (RUAD); 8-facet drill; thrust force; exit burr

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0500



# 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类

束长勇<sup>1</sup>, 张生俊<sup>2</sup>, 黄沛霖<sup>1</sup>, 姬金祖<sup>1,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 试验物理与计算数学国家重点实验室, 北京 100076)

**摘 要:** 空间锥体目标在飞行时存在多种微动, 具体可分为章动、进动及自旋, 准确获取目标微动形式是弹道目标微动及结构参数估算的前提。首先分析了3种微动形式下锥体目标锥顶及锥底滑动型散射源微多普勒及其频谱分布特性, 发现自旋锥体目标散射源微多普勒为0 Hz, 章动锥体目标任意散射源微多普勒谱的峰值非等间距分布, 进动锥体目标任意散射源微多普勒谱的峰值等间距分布。据此提出利用微多普勒阈值识别自旋、利用微多普勒谱峰值是否等间距分布识别章动和进动的分类方法。最后通过仿真说明了本文分类方法的有效性, 可为空间锥体目标微动分类提供一定的参考。

**关键词:** 空间锥体目标; 微动分类; 微多普勒谱; 强散射源; 特征提取

**中图分类号:** TN953

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1387-08

现有公开发表的弹道目标识别技术大多是从时频分布<sup>[1-2]</sup>、距离像序列<sup>[3-5]</sup>及逆合成孔径雷达(ISAR)像序列<sup>[6-8]</sup>这三方面出发来获取目标的特征参数, 但这些工作都是在微动形式已知的前提下进行的, 而弹头在外太空飞行时常有大量仿型诱饵伴飞, 由于维稳方式的差异及横向扰动的影响, 空间锥体目标微动形式常分为章动、进动及自旋<sup>[9-10]</sup>, 因此准确辨识目标微动形式是有效识别弹头并提取其微动及结构参数的前提。

现有公开发表的关于锥体目标微动形式分类的文献大多是基于散射源微多普勒差异来实现微动分类的。文献[11]利用从锥体目标时频分布提取出的时频图宽度、时频平均熵值、频谱熵及自相关函数峰值比这4类特征实现了章动、进动及自旋锥体目标微动形式的分类。文献[12-14]分析了锥体目标微多普勒谱的分布差异, 分别指出应用微多普勒域熵及波形标准差来区分微动以及应用特征谱来识别微动的方法, 但文献[12-14]中回波模型采用的是理想散射点模型, 并未考虑锥

体目标锥底滑动型散射源对微动分类的影响, 而且也未考虑散射源散射强度随雷达视角的变化, 不过文献[12-14]中利用微多普勒谱的差异来寻求微动识别特征是值得借鉴的, 本文尝试在此基础上进一步寻求章动、进动及自旋这3类锥体目标散射源微多普勒及其频谱的差异, 进而实现微动分类。

## 1 空间锥体目标散射源微多普勒及其频谱分析

首先考虑不同微动形式下锥顶及锥底滑动型强散射源在时频分布中的理论轨迹。建立如图1所示的空间锥体目标微动模型, 以锥体质心 $O$ 为坐标原点, 以锥旋角速度矢量的方向为 $z$ 轴,  $y$ 轴与 $z$ 轴及雷达视向 $\eta$ 共面并垂直于 $z$ 轴,  $x$ 轴由右手螺旋定则确定, 设锥旋角为 $\varphi$ , 章动角为 $\theta$ , 雷达视向与 $z$ 轴的夹角为 $\alpha$ , 简称雷达视角。锥体目标在高频电磁波照射下的散射主要由锥顶 $A$ 及锥底滑动型散射源 $B$ 、 $C$ 组成。

收稿日期: 2016-06-12; 录用日期: 2016-09-30; 网络出版时间: 2016-11-14 09:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0913.008.html

\* 通讯作者: E-mail: jijinzu@buaa.edu.cn

**引用格式:** 束长勇, 张生俊, 黄沛霖, 等. 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1387-1394. SHU C Y, ZHANG S J, HUANG P L, et al. Micro-motion classification of spatial cone target based on micro-Doppler[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1387-1394 (in Chinese).

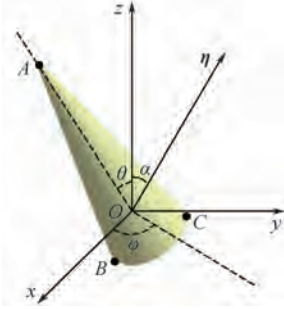


图1 空间锥体目标微动模型

Fig.1 Micro-motion model of spatial cone target

设锥体质心  $O$  到锥顶  $A$  的距离为  $|\overrightarrow{OA}|$ , 则锥顶  $A$  在雷达坐标系下的坐标矢量可表示为

$$\mathbf{r}_A = |\overrightarrow{OA}| [\sin \varphi \sin \theta, -\cos \varphi \sin \theta, \cos \theta] \quad (1)$$

雷达视向  $\boldsymbol{\eta}$  可表示为

$$\boldsymbol{\eta} = [0, \sin \alpha, \cos \alpha] \quad (2)$$

那么锥顶散射源  $A$  在雷达视向上的投影为

$$l_A = \mathbf{r}_A \boldsymbol{\eta} = |\overrightarrow{OA}| (\cos \theta \cos \alpha - \cos \varphi \sin \theta \sin \alpha) \quad (3)$$

相应的微多普勒频移可表示为

$$f_A = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{dl_A}{dt} = \frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \frac{dG}{dt} =$$

$$\frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \frac{d}{dt} (\cos \varphi \sin \theta \sin \alpha - \cos \theta \cos \alpha) \quad (4)$$

式中:  $G = \cos \varphi \sin \theta \sin \alpha - \cos \theta \cos \alpha$ ;  $\lambda$  为波长。

下面继续分析锥底滑动型散射源微多普勒频移的理论分布。首先得到雷达视向  $\boldsymbol{\eta}$  与锥体极轴所构成的平面的单位法向为

$$\begin{aligned} \mathbf{n}_1 &= \boldsymbol{\eta} \times \mathbf{r}_A / |\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{r}_A| = \\ & [i(\sin \alpha \cos \theta + \cos \alpha \cos \varphi \sin \theta) + \\ & j(\cos \alpha \sin \varphi \sin \theta) - \\ & k(\sin \alpha \sin \varphi \sin \theta)] / F \end{aligned} \quad (5)$$

式中:  $F = \sqrt{1 - G^2}$ ;  $i, j$  及  $k$  分别为雷达坐标系下  $x$  轴、 $y$  轴及  $z$  轴的单位方向向量。那么锥体底面中心  $O_1$  到锥体底面边缘滑动型强散射中心  $B$  的单位方向矢量为

$$\begin{aligned} \mathbf{n}_2 &= \mathbf{n}_{O_1} \times \mathbf{n}_1 = i(\sin^2 \theta \sin \alpha \sin \varphi \cos \varphi - \\ & \cos \alpha \sin \varphi \sin \theta \cos \theta) / F + \\ & j(\sin^2 \varphi \sin^2 \theta \sin \alpha + \sin \alpha \cos^2 \theta + \\ & \cos \alpha \cos \varphi \sin \theta \cos \theta) / F + k(\sin^2 \theta \cos \alpha + \\ & \cos \varphi \sin \theta \sin \alpha \cos \theta) / F \end{aligned} \quad (6)$$

那么锥底滑动型强散射源  $B(C)$  在雷达坐标系下的坐标为

$$\mathbf{r}_{B(C)} = \overrightarrow{OO_1} \pm \mathbf{n}_2 r = -|\overrightarrow{OO_1}| \begin{bmatrix} \sin \varphi \sin \theta \\ -\cos \varphi \sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} \pm \frac{r}{F} \begin{bmatrix} \sin^2 \theta \sin \alpha \sin \varphi \cos \varphi - \cos \alpha \sin \varphi \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \varphi \sin^2 \theta \sin \alpha + \sin \alpha \cos^2 \theta + \cos \alpha \cos \varphi \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta \cos \alpha + \cos \varphi \sin \theta \sin \alpha \cos \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中:  $|\overrightarrow{OO_1}|$  为锥体质心到锥体底面中心的距离;  $r$  为锥体底面的半径。则锥底滑动型强散射源  $B(C)$  在雷达视向上的投影为

$$l_{B(C)} = \mathbf{r}_{B(C)} \boldsymbol{\eta} = |\overrightarrow{OO_1}| G \pm rF \quad (8)$$

相应的微多普勒为

$$f_{B(C)} = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{dl_{B(C)}}{dt} = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{d}{dt} (|\overrightarrow{OO_1}| G \pm rF) \quad (9)$$

下面依据式(4)及式(9)分析不同微动形式下锥体目标强散射源微多普勒谱谱线分布规律。

### 1.1 自旋锥体目标散射源微多普勒谱

自旋锥体目标的锥旋角  $\varphi$  及章动角  $\theta$  均为常数, 所以其锥顶及锥底微多普勒频移均为 0, 即

$$f_{A\_spin} = 0 \quad (10)$$

$$f_{B(C)\_spin} = 0 \quad (11)$$

那么自旋锥体目标在时频分布中只在 0 Hz 处有散射源分布, 且其微多普勒频谱谱线为幅值为 0 的一条直线。

### 1.2 进动锥体目标散射源微多普勒谱

进动锥体目标的章动角  $\theta$  为常数, 也称为进动角, 锥旋角  $\varphi$  满足:

$$\varphi = \omega_\varphi t + \varphi_0 \quad (12)$$

式中:  $\omega_\varphi$  为锥旋角速率;  $\varphi_0$  为初始锥旋角。此时  $G$  和  $F$  均为以锥旋角  $\varphi$  为变量的函数, 其中  $G$  直接由角频率为  $\omega_\varphi$  的分量合成, 无需继续分解, 由式(4)知进动锥体目标锥顶散射源的微多普勒为

$$\begin{aligned} f_{A\_precession} &= \frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \frac{dG(\theta)}{dt} = \\ & -\frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \omega_\varphi \sin(\omega_\varphi t + \varphi_0) \sin \theta \sin \alpha \end{aligned} \quad (13)$$

由式(13)知相应的进动锥体目标锥顶散射源微多普勒谱谱线位于  $f_\varphi$  处。又知  $F$  可分解为

$$\begin{aligned} F &= \sqrt{(1 - \cos \alpha \cos \theta + \sin \alpha \sin \theta \cos \varphi)} \cdot \\ & \sqrt{(1 + \cos \alpha \cos \theta - \sin \alpha \sin \theta \cos \varphi)} = \\ & \sqrt{1 - \cos \alpha \cos \theta} \cdot \\ & \left[ 1 + \sum_{k=1}^n b_k \cos \varphi^k + o(\cos \varphi^n) \right] \cdot \\ & \sqrt{1 + \cos \alpha \cos \theta} \cdot \\ & \left[ 1 + \sum_{k=1}^n c_k \cos \varphi^k + o(\cos \varphi^n) \right] = \\ & \sqrt{1 - \cos^2 \alpha \cos^2 \theta} \cdot \\ & \left[ 1 + \sum_{m=1}^{2n} \sum_{k=0}^m b_k c_{m-k} \cos \varphi^m + \right. \end{aligned}$$

$$o(\cos \varphi^{2n}) \quad (14)$$

式中:符号  $b_k$  及  $c_k$  的定义为

$$b_k = \begin{cases} (-1)^k \frac{(2k-1)!!}{2 \cdot (2k)!!} \cdot \frac{(\sin \alpha \sin \theta)^k}{(1 - \cos \alpha \cos \theta)^k} & k=1, 2, \dots \\ 1 & k=0 \end{cases} \quad (15)$$

$$c_k = \begin{cases} (-1)^k \frac{(2k-1)!!}{2 \cdot (2k)!!} \cdot \frac{(-\sin \alpha \sin \theta)^k}{(1 + \cos \alpha \cos \theta)^k} & k=1, 2, \dots \\ 1 & k=0 \end{cases} \quad (16)$$

那么进动锥体目标锥底滑动型散射源的微多普勒可表示为

$$f_{B(C)\text{-procession}} = \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{d}{dt} \left[ |\overrightarrow{OO_1}| (\sin \alpha \cos \varphi \sin \theta - \cos \alpha \cos \theta) \pm r \sqrt{1 - \cos^2 \alpha \cos^2 \theta} \cdot \left( 1 + \sum_{m=1}^{2n} \sum_{k=0}^m b_k c_{m-k} \cos \varphi^m + o(\cos \varphi^{2n}) \right) \right] \quad (17)$$

由三角函数积化和差可知,式(17)可整理为

$$f_{B(C)\text{-procession}} = \sum_{n=-\infty}^{\infty} C_n \sin(n\omega_\varphi t + D_n) \quad (18)$$

式中: $C_n$  及  $D_n$  分别为微多普勒频移  $f_{B(C)\text{-procession}}$  在角频率分量为  $n\omega_\varphi$  上的幅值及相位,其表达式较为复杂,由于本文仅考虑进动锥体目标散射源微多普勒谱谱线处的频率分量,对其不再深究。所以进动锥体目标锥底滑动型散射源多普勒频移由频率分量为  $n\omega_\varphi$  的三角函数构成,相应的微多普勒谱谱线位于  $nf_\varphi$  处。

### 1.3 章动锥体目标散射源微多普勒谱

章动锥体目标的锥底角  $\varphi$  及章动角  $\theta$  均为时间的变量,分别满足

$$\varphi = \omega_\varphi t + \varphi_0 \quad (19)$$

$$\theta = \theta_0 \sin(\omega_\theta t + \theta_1) + \theta_2 \quad (20)$$

式中: $\theta_0$  为摆动幅度; $\omega_\theta$  为摆动角速率; $\theta_1$  为初始摆动相位角; $\theta_2$  为初始摆动角。考虑到  $\theta_0 < \pi$ ,由贝塞尔函数的性质<sup>[15]</sup>有

$$\sin \theta = \sin(\theta_0 \sin(\omega_\theta t + \theta_1) + \theta_2) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(\theta_0) \sin(n\omega_\theta t + n\theta_1 + \theta_2) \quad (21)$$

$$\cos \theta = \cos(\theta_0 \sin(\omega_\theta t + \theta_1) + \theta_2) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(\theta_0) \cos(n\omega_\theta t + n\theta_1 + \theta_2) \quad (22)$$

那么系数  $G$  可简化为三角函数的线性组

合,即

$$G = \sum_{n=-N}^N J_n(\theta_0) \left\{ \frac{1}{2} [\sin((n\omega_\theta + \omega_\varphi)t + n\theta_1 + \theta_2 + \varphi_0) + \sin((n\omega_\theta - \omega_\varphi)t + n\theta_1 + \theta_2 - \varphi_0)] \sin \alpha - \cos(n\omega_\theta t + n\theta_1 + \theta_2) \cos \alpha \right\} \quad (23)$$

由式(4)知章动锥体目标锥顶散射源的多普勒频移可表示为

$$f_{A\text{-nutation}} = \frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \frac{d}{dt}(G) \frac{2}{\lambda} |\overrightarrow{OA}| \frac{d}{dt} \left\{ \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(\theta_0) \cdot \frac{1}{2} \sin \alpha [(\sin((n\omega_\theta + \omega_\varphi)t + n\theta_1 + \theta_2 + \varphi_0) + \sin((n\omega_\theta - \omega_\varphi)t + n\theta_1 + \theta_2 - \varphi_0))] - \cos(n\omega_\theta t + n\theta_1 + \theta_2) \cos \alpha \right\} \quad (24)$$

所以章动锥体目标锥顶散射源的微多普勒频移由角频率分量为  $n\omega_\theta \pm \omega_\varphi$  及  $n\omega_\theta$  的三角函数构成,相应的微多普勒谱谱线位于  $nf_\theta \pm f_\varphi$  及  $nf_\theta$  处。对于锥底滑动型散射源而言,式(9)中的  $F$  可由泰勒分解分解为

$$F = \sqrt{1 - G^2} = 1 + \sum_{k=1}^n d_k G^{2k} + o(G^{2n}) \quad (25)$$

式中:系数  $d_k = (-1)^k (2k-1)!! / [2 \cdot (2k)!!]$ ,而  $G^2$  的三角函数分解为

$$G^2 = (\cos \alpha \cos \theta - \sin \alpha \cos \varphi \sin \theta)^2 = \frac{1}{4} + \frac{1}{4} \cos^2 \alpha + \frac{1}{4} \sin^2 \alpha \cos(2\omega_\varphi t + 2\varphi_0) + \left( \frac{1}{2} \cos^2 \alpha - \frac{1}{4} \sin^2 \alpha \right) \cdot \sum_{n=-N}^N J_n(2\theta_0) \cos(n\omega_\theta t + n\theta_1 + 2\theta_2) - \frac{1}{8} \sin^2 \alpha \cdot \sum_{n=-N}^N J_n(2\theta_0) [\cos(2\omega_\varphi t + 2\varphi_0 + n\omega_\theta t + n\theta_1 + 2\theta_2) + \cos(2\omega_\varphi t + 2\varphi_0 - n\omega_\theta t - n\theta_1 - 2\theta_2)] - \frac{1}{2} \sin \alpha \cos \alpha \cdot \sum_{n=-N}^N J_n(2\theta_0) [\sin(n\omega_\theta t + n\theta_1 + 2\theta_2 + \omega_\varphi t + \varphi_0) + \sin(n\omega_\theta t + n\theta_1 + 2\theta_2 - \omega_\varphi t - \varphi_0)] \quad (26)$$

将式(23)、式(25)及式(26)代入式(9)中,经因式分解及三角函数的积化和差,不难发现章动锥体目标锥底滑动型散射源微多普勒频移可整理为

$$f_{B(C)\text{-nutation}} = \sum_{m,n=-\infty}^{\infty} E_{m,n} \sin((m\omega_\theta \pm n\omega_\varphi)t + F_{m,n}) \quad (27)$$

式中:  $E_{m,n}$  及  $F_{m,n}$  分别为微多普勒频移  $f_{B(C)\text{-nutration}}$  在角频率分量为  $m\omega_\theta \pm n\omega_\phi$  上的幅值及相位, 其表达式较为复杂, 由于本文仅考虑章动锥体目标散射源微多普勒谱谱线处的频率分量, 故对其不再深究。所以章动锥体锥底滑动型散射源微多普勒频移可分解为频率分量为  $mf_\theta \pm nf_\phi$  的三角函数的线性组合, 相应的微多普勒谱谱线位于  $mf_\theta \pm nf_\phi$  处。至此, 自旋、进动及章动这 3 类微动下锥体目标强散射源微多普勒谱谱线分布特性均已分析完毕, 进而可知其各阶谱线出现位置, 并将其列于表 1 中(表中:  $m, n \in \mathbf{Z}$ )。

表 1 不同微动下锥体目标强散射源微多普勒谱谱线峰值位置

Table 1 Micro-Doppler spectrum's peak position of strong scattering source of cone target under different micro-motions

微动形式	谱线峰值位置/Hz	
	锥顶散射源	锥底滑动型散射源
自旋	无峰值	无峰值
进动	$f_\phi$	$nf_\phi$
章动	$nf_\theta \pm f_\phi, nf_\theta$	$mf_\theta \pm nf_\phi$

## 2 微动分类方法

由表 1 分析发现, 不同微动形式下微多普勒及其频谱谱线分布差异明显, 微多普勒及其频谱谱线分布特征可作为微动分类的有效依据。因此能否从时频分布中提取出各散射源微多普勒脊线是区分微动的关键。

### 2.1 各散射源微多普勒脊线提取

微动分类的前提是从目标时频分布中提取出强散射源微多普勒脊线。本文引入一种手动提取多普勒脊线的方法, 由于多普勒脊线是连续光滑的, 不同散射源的多普勒脊线极易由人工辨识, 可利用 MATLAB 中的 `ginput` 函数提取时频图中强散射源微多普勒脊线的控制点, 该函数在读入的图像上方利用一个十字光标精确地寻找目标位置, 本文对该函数做了较小改进, 每读入一个控制点后, 即利用 3 次样条插值生成插值后的曲线, 具体的步骤如下:

1) 选出散射源  $j$  的多普勒脊线作为待提取脊线, 并选出起始时刻的多普勒脊线控制点  $(t_1, f_1)$ 。

2) 继续选择控制点  $(t_i, f_i)$  (一般选在曲率较大处或曲线平缓处的两端及中心), 当  $i \geq 2$  时, 以时间  $t_i$  为自变量,  $f_i$  为因变量, 对所有控制点进

行 3 次样条插值, 并将插值后的曲线绘于原来的时频分布中。

3) 比较差值后新生成的曲线是否与原来时频分布中的曲线相吻合。如果吻合的不好,  $i = i + 1$ , 在不吻合的地方继续添加控制点, 并擦除原有的插值曲线, 重复步骤 2), 直至曲线吻合为止。

4)  $j = j + 1$ , 重复步骤 1) ~ 3), 直至没有剩余的散射源多普勒脊线可以提取为止。

5) 对所有提取的多普勒脊线做傅里叶变换以获得其频谱特征。

### 2.2 微动分类准则

在获取散射源微多普勒脊线后, 如果微多普勒频移值小于等于指定阈值, 则为自旋目标; 对于微多普勒频移值大于指定阈值的微动目标, 如果微多普勒谱峰值等间距分布(将单峰值分布也看成等间距), 则目标微动形式为进动; 相反地, 如果微多普勒谱峰值非等间距分布(忽略锥旋角速率与摆动角速率互为整数倍的情况), 则为章动。

至此, 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类方法分析完毕, 图 2 给出了本文微动目标分类方法的流程图。

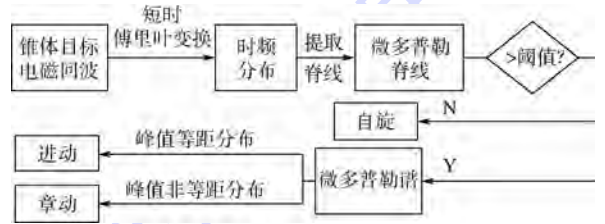


图 2 基于微多普勒的微动目标分类方法流程图  
Fig. 2 Flow chart of micro-motion target classification method based on micro-Doppler

## 3 仿真实验

首先验证表 1 中结论的正确性。图 3 ~ 图 5 中给出了不同微动下的锥体目标强散射源的微多普勒谱, 仿真时不同微动形式下的锥体目标使用同一结构参数, 具体参数设置如下: 质心到锥顶的距离  $|\overrightarrow{OA}| = 1.125 \text{ m}$ , 锥体质心至锥底中心的距离  $|\overrightarrow{OO_1}| = 0.375 \text{ m}$ , 锥底圆盘半径  $r = 0.252 \text{ m}$ , 锥顶导角半径  $r_1 = 0.017 \text{ m}$ 。在微动参数设置方面, 章动时令锥旋角速率  $\omega_\phi = \pi \text{ rad/s}$ , 初始锥旋角  $\varphi_0 = 0^\circ$ , 摆动幅度  $\theta_0 = 10^\circ$ , 摆动角速率  $\omega_\theta = 2.6 \pi \text{ rad/s}$ , 初始摆动角  $\theta_1 = 0^\circ$ , 初始章动角  $\theta_2 = 20^\circ$ ; 进动时令锥旋角速率  $\omega_\phi = \pi \text{ rad/s}$ , 初始锥旋角  $\varphi_0 = 0^\circ$ , 进动角  $\theta = 20^\circ$ ; 自旋时令锥旋角  $\varphi = 0^\circ$ , 章动角  $\theta = 20^\circ$ 。设雷达载频为  $10 \text{ GHz}$ , 雷达视角为  $135^\circ$ , 目标散射数据利用物理光学法获

得,观测时间为4 s,图3~图5分别给出了章动、进动及自旋这3种微动条件下的锥体目标时频分布及前2 s内相应强散射源在时频分布中的理论轨迹。

从图3(b)中发现章动目标锥顶散射源微多

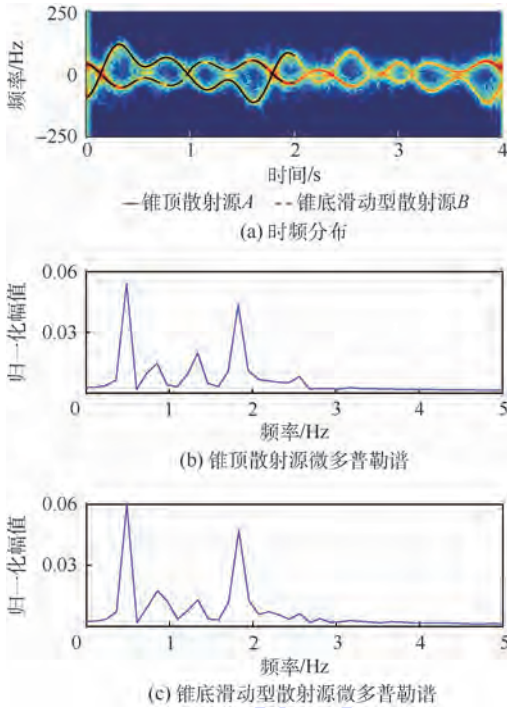


图3 章动目标散射源微多普勒脊线及其微多普勒谱  
Fig.3 Micro-Doppler ridge and micro-Doppler spectrum of scattering sources of nutation target

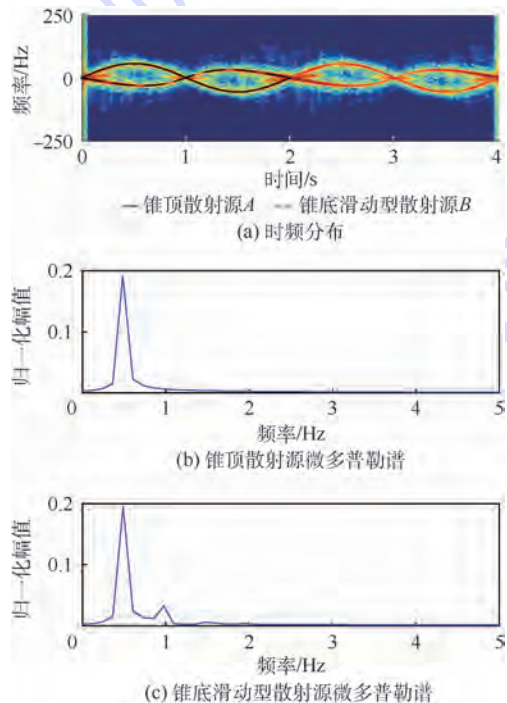


图4 进动目标散射源微多普勒脊线及其微多普勒谱  
Fig.4 Micro-Doppler ridge and micro-Doppler spectrum of scattering sources of precession target

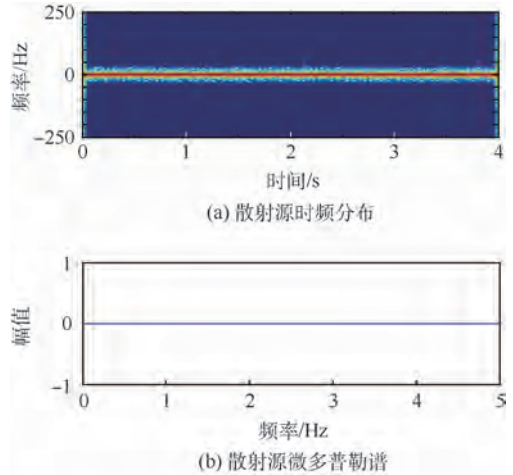


图5 自旋目标散射源微多普勒脊线及其微多普勒谱  
Fig.5 Micro-Doppler ridge and micro-Doppler spectrum of scattering sources of spinning target

普勒谱的峰值位于0.5、1.3、 $1.3 \pm 0.5$ 、 $1.3 \times 2$  Hz附近处,峰值非等距分布,从图3(c)中发现章动目标锥底滑动型散射源微多普勒谱的峰值位于0.5、1.3、 $1.3 \pm 0.5$ 、 $1.3 + 0.5 \times 2$ 、 $1.3 \times 2$ 、 $1.3 + 0.5 \times 3$  Hz附近处,峰值非等距分布;从图4(b)中发现进动目标锥顶散射源微多普勒谱的谱线峰值位于0.5 Hz附近处,峰值等距分布,从图4(c)中发现进动目标锥底滑动型散射源微多普勒谱的谱线峰值位于0.5、 $0.5 \times 2$  Hz附近处,峰值等距分布;从图5(b)中发现自旋目标散射源微多普勒谱的谱线峰值位于0 Hz处,不难发现不同微动形式下散射源微多普勒谱谱线分布与表1中归纳的结果一致,同时也与2.2节中的微动分类准则一致。

下面继续验证本文提取微多普勒方法的可行性。以本节仿真中的3种情况为例,图6给出了提取的控制点以及拟合后的微多普勒脊线,图6(a)和图6(b)中的三角形及圆形分别表示手动提取的锥顶及锥底滑动型散射源多普勒脊线的控制点,相应的实线及虚线表示3次样条插值后的曲线;由于自旋目标的锥顶锥底散射源重叠在一起,图6(c)中以圆形表示手动提取的控制点,相应的实线表示3次样条插值后的曲线。此外还可以发现,在曲率较大处以及平缓段的中点和两端放置适当的控制点可以有效获取目标强散射源微多普勒脊线。

综上所述,不难发现本文方法提取的散射源微多普勒脊线与时频分布图中散射源吻合的较好,这说明了本文微动分类特征提取方法是可行的。

下面继续分析本文所提分类方法的有效性,设定微动分类所用的微多普勒阈值为10 Hz,由于

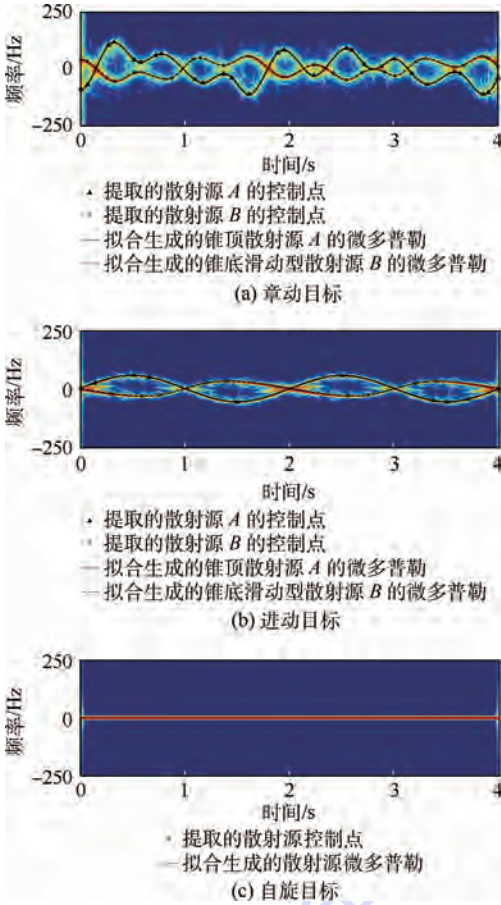


图6 章动目标、进动目标及自旋目标微多普勒脊线提取  
Fig. 6 Micro-Doppler ridge extraction of nutation target, precession target and spinning target

锥体目标旋转对称,自旋运动对其电磁散射没有影响,可忽略自旋运动。分别改变其他微动参数,相应的参数设置范围如表2所示(对自旋及进动目标而言,表中 $\theta_0$ 的表示进动角)。

考虑在上述参数设置下的3类目标微动识别率随信噪比变化的情况,从表2中每种微动下的参数范围中随机生成50组微动参数,信噪比(SNR)设置范围为 $[0, 5, 10, 15, 20, 25]$  dB,将其在不同信噪比下的识别结果绘于图7中。

可以看出自旋目标的识别率最高,这是由于自旋锥体目标散射源散射位置及强度恒定,只要总的散射强度未被噪声淹没即可提取出散射源微多普勒脊线,即可对自旋做出判定,而且自旋目

表2 微动仿真参数设置范围

Table 2 Micro-motion simulation parameter setting range

微动形式	$f_c/\text{Hz}$	$\varphi/(\circ)$	$f_\theta/\text{Hz}$	$\theta_0/(\circ)$	$\theta_1/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	$\alpha/(\circ)$
自旋	0 ~ 360			5 ~ 20			0 ~ 180
进动	0.3 ~ 1.5	0 ~ 360		5 ~ 20			0 ~ 180
章动	0.3 ~ 1.5	0 ~ 360	0.4 ~ 1.2	5 ~ 20	0 ~ 360	0 ~ 180	0 ~ 180

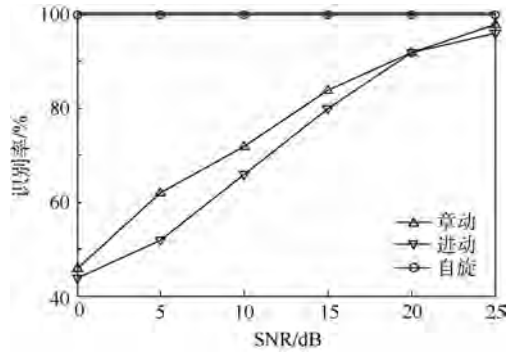


图7 各类微动锥体目标的识别率随信噪比的变化  
Fig. 7 Variation of recognition rate of different micro-motion cone targets with SNR

标在时频分布上强散射源脊线处的能量分布是整个锥体目标散射能量的总和(章动及进动锥体目标在时频分布上散射源脊线处的能量是锥顶或锥底单独的贡献),因此自旋目标识别抗噪性较好,经仿真发现在信噪比低至0 dB时,几乎所有仿真参数下的时频分布中目标总的散射强度仍较突出;章动及进动目标的辨识仅需一个散射源的微多普勒谱,但部分微动参数下可能存在遮挡及散射强度变小引起的散射源消隐,且随着信噪比的降低,微动周期内部分时段散射源可能被噪声淹没,从而无法提取出微多普勒,进而降低了识别率。

总的说来,当信噪比大于20 dB时各类目标的微动识别都在90%以上,说明本文所提分类方法是有一定效果的。

### 4 结论

空间锥体目标微动识别是对其进行微动及结构参数估计的前提,对弹道目标防御具有重要意义。本文提出了一种空间锥体目标的微动分类方法,主要结论如下:

1) 本文建立了不同微动形式下锥顶及锥底滑动型散射源微多普勒的数学模型,归纳了不同微动形式下锥体目标散射源微多普勒谱的峰值分布形式,指出利用微多普勒阈值识别自旋、利用微多普勒谱峰值是否等间距分布识别章动及进动的微动分类方法。

2) 利用电磁仿真对本文算法进行验证,发现在信噪比大于20 dB时各类目标的微动识别效果都在90%以上。

### 参考文献 (References)

[1] 韩勋, 杜兰, 刘宏伟, 等. 窄带雷达观测下的锥体目标参数估

- 计方法[J].西安电子科技大学学报,2015,42(6):43-48.
- HAN X,DU L,LIU H W,et al. Parameter estimation method for the cone-shaped target under narrow-band radar observation [J]. Journal of Xidian University,2015,42(6):43-48(in Chinese).
- [2] 杨有春,童宁宁,冯存前,等.利用最强散射点信息的平动补偿与微多普勒提取[J].西安电子科技大学学报,2012,39(6):147-153.
- YANG Y C,TONG N N,FENG C Q,et al. Translation compensation and micro-Doppler extraction by using the information on the strongest scatter[J]. Journal of Xidian University,2012,39(6):147-153(in Chinese).
- [3] 宁超,黄璟,黄培康.基于HRRP的进动锥体目标特征参数求解方法[J].系统工程与电子技术,2014,36(4):650-655.
- NING C,HUANG J,HUANG P K. Solution for characteristic parameters of precession cone-shaped target using HRRP[J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(4):650-655(in Chinese).
- [4] 黄璟,宁超,朱勇.基于最优路径的弹道目标径向长度提取方法[J].系统工程与电子技术,2015,37(7):1499-1503.
- HUANG J,NING C,ZHU Y. Estimation method for ballistic target range profile length based on the optimal route algorithm [J]. Systems Engineering and Electronics,2015,37(7):1499-1503(in Chinese).
- [5] 邵长宇,杜兰,韩勋,等.基于双视角距离像序列的空间锥体目标参数估计方法[J].电子与信息学报,2015,37(11):2735-2741.
- SHAO C Y,DU L,HAN X,et al. Estimation method for space coning target parameters based on two-aspect range profile sequences [J]. Journal of Electronics & Information Technology,2015,37(11):2735-2741(in Chinese).
- [6] 洪灵,戴奉周,刘宏伟.基于三维重构的空间目标进动参数估计方法[J].电波科学学报,2015,30(2):237-243.
- HONG L,DAI F Z,LIU H W. Precession parameters estimation for space target based on 3D reconstruction[J]. Chinese Journal of Radio Science,2015,30(2):237-243(in Chinese).
- [7] WANG Z L,YAN F X,HE F,et al. Missile target automatic recognition from its decoys based on image time-series[J]. Pattern Recognition,2010,43(6):2157-2164.
- [8] 金光虎,高勋章,黎湘,等.基于ISAR像序列的弹道目标进动特征提取[J].电子学报,2010,6(6):1-6.
- JIN G H,GAO X Z,LI X,et al. Precession feature extraction of ballistic targets based on dynamic image sequence [J]. Acta Electronica Sinica,2010,6(6):1-6(in Chinese).
- [9] 高红卫,谢良贵,文树梁,等.弹道导弹目标微动特性的微多普勒分析与仿真研究[J].系统仿真学报,2009,21(4):954-961.
- GAO H W,XIE L G,WEN S L,et al. Micro-Doppler analysis and simulation study of micro-motion performance of ballistic missile targets[J]. Journal of System Simulation,2009,21(4):954-961(in Chinese).
- [10] 高红卫,谢良贵,文树梁,等.基于微多普勒特征的真假目标雷达识别研究[J].电波科学学报,2008,23(4):775-780.
- GAO H W,XIE L G,WEN S L,et al. Research on radar target identification of warhead and decoys based on micro-Doppler signature [J]. Chinese Journal of Radio Science,2008,23(4):775-780(in Chinese).
- [11] 韩勋,杜兰,刘宏伟,等.基于时频分布的空间锥体目标微动形式分类[J].系统工程与电子技术,2013,35(4):684-691.
- HAN X,DU L,LIU H W,et al. Classification of micro-motion form of space cone-shaped objects based on time-frequency distribution [J]. Systems Engineering and Electronics,2013,35(4):684-691(in Chinese).
- [12] 关永胜,左群声,刘宏伟,等.空间锥体目标微动特性分析与识别方法[J].西安电子科技大学学报,2011,38(2):105-111.
- GUAN Y S,ZUO Q S,LIU H W,et al. Micro-motion characteristic analysis and recognition of cone-shaped targets [J]. Journal of Xidian University,2011,38(2):105-111(in Chinese).
- [13] 关永胜,左群声,刘宏伟.基于微多普勒特征的空间锥体目标识别[J].电波科学学报,2011,26(2):209-215.
- GUAN Y S,ZUO Q S,LIU H W. Micro-Doppler signature based cone-shaped target recognition [J]. Chinese Journal of Radio Science,2011,26(2):209-215(in Chinese).
- [14] 关永胜,左群声.基于特征谱的空间锥体目标识别方法[J].中国电子科学研究院学报,2014,9(2):161-168.
- GUAN Y S,ZUO Q S. Eigenvalue spectrum signature based cone-shaped target recognition [J]. Journal of CAEIT,2014,9(2):161-168(in Chinese).
- [15] 王竹溪,郭敦仁.特殊函数概论[M].北京:北京大学出版社,2012:260-264.
- WANG Z X,GUO D R. Introduction to special function [M]. Beijing:Peking University Press,2012:260-264(in Chinese).

#### 作者简介:

束长勇 男,博士研究生。主要研究方向:雷达信号处理及目标识别。

张生俊 男,博士,研究员。主要研究方向:新型光电材料与器件、等离子体技术研究、隐身预研研究。

黄沛霖 男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器隐身设计、飞行器总体设计。

姬金祖 男,博士,讲师。主要研究方向:飞行器隐身设计、电磁计算和测试。

# Micro-motion classification of spatial cone target based on micro-Doppler

SHU Changyong<sup>1</sup>, ZHANG Shengjun<sup>2</sup>, HUANG Peilin<sup>1</sup>, JI Jinzu<sup>1,\*</sup>

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

2. National Key Laboratory on Test Physics & Numerical Mathematics, Beijing 100076, China)

**Abstract:** There are many kinds of micro-motion in the spatial cone target in flight, which can be divided into nutation, precession and spinning. Accurate acquisition of the target's micro-motion form is the premise for the estimation of the micro-motion and the structural parameters of the ballistic target. First, the micro-Doppler distribution characteristics and the spectrum distribution characteristics of the cone target's cone node and cone bottom slip-type scattering source under the three micro-motions are analyzed, and it is found out that the micro-Doppler of spinning cone target's scattering source is 0 Hz, the micro-Doppler spectrum's peak value of nutation cone target's arbitrary scattering source is non-equidistantly distributed, and the micro-Doppler spectrum's peak value of precession cone target's arbitrary scattering source is equidistantly distributed. Base on this, the paper proposes the classification method, which recognizes the spinning cone target by the threshold of micro-Doppler and recognizes the nutation or precession cone target by judging whether micro-Doppler spectrum's peak value is equidistantly distributed or non-equidistantly distributed. Finally, the validity of the classification method is illustrated by simulation, which can provide reference for the micro-motion classification of spatial cone target.

**Keywords:** spatial cone target; micro-motion classification; micro-Doppler spectrum; strong scattering sources; feature extraction

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0525



# 基于自由胀形的弯曲管材变形行为

孔德帅<sup>1</sup>, 郎利辉<sup>1,2,\*</sup>, 阮尚文<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

**摘 要:** 随着制造业轻量化的发展趋势, 复杂弯曲异形充液成形管件的应用日益广泛。为了更好地研究弯曲异形复杂管件在充液成形过程中的变形规律, 进行可靠的工艺设计。本文通过结合薄膜理论和塑性变形理论对弯曲管件在自由胀形状态下的应力应变进行了理论解析, 并通过有限元(FE)分析对理论计算模型进行了验证。FE分析结果与理论模型基本吻合。同时分析了管材在绕弯过程的硬化行为, 并探索了在不同的弯曲硬化状态下弯曲管材在自由胀形过程下的破裂位置的规律, 并且用实验进行了验证, 实验结果与FE分析结果吻合。

**关键词:** 充液成形; 弯曲; 变形行为; 硬化; 破裂

**中图分类号:** TG394

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1395-08

薄壁弯曲类管材在航空航天、汽车、石油管道和电力系统等领域有着广泛的应用<sup>[1]</sup>。随着近年来环境日益恶化和资源的枯竭, 节能减排的需求为制造业的发展提出了更高的要求, 也是未来发展的主要趋势。管材充液成形技术是在节能减排的背景下发展起来的一项新技术。与传统冲压成形相比具有减轻零件质量、材料利用率高、提高强度刚度与疲劳性能、降低生产成本、减少焊接数量等优势<sup>[2]</sup>。

航空、航天、汽车等工业中的复杂充液成形管件的成形通常包括管坯的制备、弯曲、预成形、充液成形, 端面切割等工序。管材弯曲过程中, 管材弯曲内侧通常受压增厚, 弯曲外侧则受拉而减薄。而在充液成形过程中, 由于侧推力的作用和管材贴模顺序的不可控导致变形过程更无规律可循。在管材贴模之前对管材的应力分析通常不考虑厚向应力, 认为管材处于平面应力状态, 而当管材贴模后管材的厚向应力等于内压力, 由于内压力、侧

推力和摩擦力等的综合作用, 使管材的变形行为更为复杂。相比板材的成形过程, 复杂的变形历史和变形路径使管材的成形性能与失效分析更为困难。

金属板料成形中通常采用成形极限图(Forming Limit Diagram, FLD)来评估材料的成形性能。FLD是由Keeler、Backofen<sup>[3]</sup>和Goodwin<sup>[4]</sup>在实验的基础上提出的, 并确立了完整的实验方法。之后, 随着管材充液成形技术的广泛应用, 很多学者便开展了管材成形极限的研究。Muammer和Taylan<sup>[5]</sup>结合塑性理论、薄膜理论和薄-厚壁管理论提出了管材胀形过程中的塑性屈曲、起皱和破裂预测的理论模型, 并通过实验对模型进行了验证。Kim等<sup>[6]</sup>认为管材充液成形过程中的破裂不同于屈曲和起皱, 它是一种不可复原的失效形式, 并基于塑性失稳理论和韧性断裂理论提出了一种预测破裂的模型, 并用试验进行了验证。Hwang<sup>[7]</sup>和Chen<sup>[8]</sup>等利用管材胀形实验获得了完整的FLD, 通过理论计算和数值模拟保证了实验过程的线性

收稿日期: 2016-06-20; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-10-11 17:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161011.1733.002.html

基金项目: 国家科技重大专项(2014ZX04002041); 国家自然科学基金(51175024)

\* 通讯作者: E-mail: lang@buaa.edu.cn

**引用格式:** 孔德帅, 郎利辉, 阮尚文. 基于自由胀形的弯曲管材变形行为[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1395-1402.  
KONG D S, LANG L H, RUAN S W. Deformation behavior of a bent tube based on free expansion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1395-1402 (in Chinese).

加载。理论研究方面 Swift 和 Hill 首先结合分散性失稳理论和集中性失稳理论得到了完整的成形极限图,但是由于连续性假设,材料在双拉状态下无法预测成形极限,因而适于范围局限。而基于沟槽的 M-K 理论更为被学者广泛认可并得到修正和发展。郎利辉等<sup>[9]</sup>在研究铝合金的成形极限考虑了厚向应力的作用对 M-K 模型进行了修正。崔晓磊等<sup>[10]</sup>建立了以厚向应力为第 3 轴的三维成形极限。杨希英等<sup>[11]</sup>将韧性断裂准则嵌入到 M-K 模型进行修正。

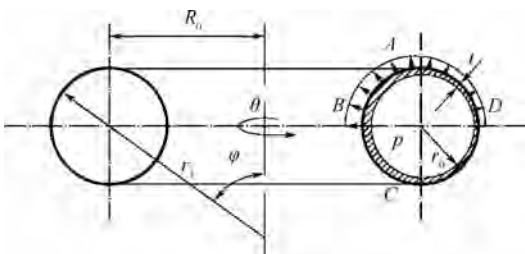
但是对于管材的充液成形往往需要多次成形,其加载路径呈现出明显的非线性。理论和实验表明用应变表示的 FLD 的形状是与加载路径相关的<sup>[12-13]</sup>。Stoughton<sup>[14]</sup>提出一种基于应力的成形极限图(SFLD),并且证明应力成形极限图是路径无关的。因此 SFLD 吸引了众多学者的广泛关注。Yoshida 和 Kuwabara<sup>[15]</sup>利用两步线性应力加载的管材胀形试验获得了 SFLD,并且发现 SFLD 不是完全路径无关的,并且受到给定路径的硬化行为的影响。当加载较大的预应变或者应变路径的突变都会导致 SFLD 的路径相关。由于变形过程中的应力变化很难检测,因此 SFLD 并未得到广泛的应用。

随着航空航天和汽车工业的轻量化发展趋势,弯曲异性截面充液成形管件的需求日益广泛。因此研究弯管胀形过程的变形行为和失效方式对充液成形的工艺设计具有重要意义。当管材经过弯曲变形后,由于几何形状的变化导致管材胀形过程中的应力分布及变形方式也会相应地发生变化。同时管材的弯曲也会使其材料产生不同程度的硬化,从而影响其胀形过程的失效形式。

## 1 管材弯胀理论模型

### 1.1 内压作用下环壳的应力应变表达

为了便于分析,将管材的弯曲段等效成薄壁圆环的一部分如图1所示。假设圆环的材料是



A、B、C、D—管材截面在水平和垂直方向上的顶点。

图1 环壳胀形理论模型

Fig.1 Theoretical model of an internally pressurized torus

连续的、一致的和各向同性的。根据薄膜理论可得

$$\sigma_{\theta} = \frac{N_{\theta}}{t} = \frac{pr_2}{2t} \quad (1)$$

$$\sigma_{\varphi} = \frac{N_{\varphi}}{t} = \frac{pr_2}{2t} \left( 2 - \frac{r_2}{r_1} \right) \quad (2)$$

式中: $\sigma_{\theta}$ 和 $\sigma_{\varphi}$ 分别为管材的轴向应力和环向应力; $N_{\theta}$ 和 $N_{\varphi}$ 分别为管材所受的轴向力和环向力; $p$ 为内压力; $t$ 为环壳的厚度; $r_0$ 、 $r_1$ 和 $r_2$ 分别为截面圆半径、壳体经线上任一点的曲率半径、经线上任一点垂直于经线的平面与中面相割形成的曲线在这一点上的曲率半径,对于环壳有 $r_1 = \frac{r}{\sin \varphi} =$

$r_0 + \frac{R_0}{\sin \varphi}$ , $r_2 = r_0$ , $R_0$ 为弯曲半径, $\varphi$ 为旋转轴与截面圆法线的夹角, $\theta$ 为截面圆环向旋转的角度。则式(1)和式(2)可以写为

$$\sigma_{\theta} = \frac{pr_0}{2t} \quad (3)$$

$$\sigma_{\varphi} = \frac{pr_2}{2t} \left( 2 - \frac{\sin \varphi}{2\zeta + \sin \varphi} \right) \quad (4)$$

式中: $\zeta = R_0/(2r_0)$ 为相对弯曲半径。忽略环壳胀形过程中的厚向应力,认为环壳在胀形过程中处于平面应力状态,则等效应力可表达为

$$\sigma_i = \frac{pr_2}{2t} \sqrt{\left( \frac{3}{2} - \frac{\sin \varphi}{2\zeta + \sin \varphi} \right)^2 + \frac{3}{4}} \quad (5)$$

根据增量理论可得

$$d\varepsilon_{\varphi} = \frac{pr_0}{2t} \left( \frac{3}{2} - \frac{\sin \varphi}{2\zeta + \sin \varphi} \right) \frac{d\varepsilon_i}{\sigma_i} \quad (6)$$

$$d\varepsilon_{\theta} = \frac{pr_0}{2t} \left( \frac{\sin \varphi}{4\zeta + 2\sin \varphi} \right) \frac{d\varepsilon_i}{\sigma_i} \quad (7)$$

$$d\varepsilon_r = -\frac{pr_0}{4t} \left( 3 - \frac{\sin \varphi}{2\zeta + \sin \varphi} \right) \frac{d\varepsilon_i}{\sigma_i} \quad (8)$$

式中: $\varepsilon_{\varphi}$ 、 $\varepsilon_{\theta}$ 、 $\varepsilon_r$ 和 $\varepsilon_i$ 分别为环向应变、轴向应变、厚向应变和等效应变。

### 1.2 内压作用下环壳的应力应变的变化规律

由式(3)可知,在给定规格的环壳和内压力的情况下,轴向应力是与环向角度 $\varphi$ 无关的函数,环向应力则是轴向应力的函数,因此定义应力比 $k = \sigma_{\varphi}/\sigma_{\theta}$ ,应力比 $k$ 的变化也能够反应环向应力的变化规律, $k_{out}$ 、 $k_{in}$ 和 $k_{top}$ 分别为管材弯曲外侧、中性面及内侧的应力比。

图2中可以看出,在内压力 $p$ 的作用下管材弯曲内侧的环向应力最大,中性面上其次,弯曲外

侧最小。相对弯曲半径对中性面的应力大小没有影响。弯曲外侧,环向应力随着相对弯曲半径的增加而增加,但是增加幅度平缓,数值上的变化量小于  $0.5\sigma_\theta$ ;而对于弯曲内侧,环向应力随着相对弯曲半径的增加呈减小趋势,尤其当  $\zeta < 2.5$  时,相对弯曲半径越小环向应力增加越急剧,当  $\zeta > 2.5$  时弯曲内侧环向应力变化趋于平坦。

图3中可以看出对于弯曲外侧相对弯曲半径对应力比的影响较小 ( $k_{\max} - k_{\min} < 0.5$ ,  $k_{\max}$  和  $k_{\min}$  分别为  $k$  的最大值和最小值),并且呈递减分布。而对于弯曲内侧 ( $-90^\circ \sim 0^\circ$ ),相对弯曲半径越小弯曲内侧的应力比越大,且在最内侧达到极值点。当  $\zeta > 1.25$  变化趋于平缓。可以看出相对弯曲半径对弯曲内侧应力分布的影响更为严重。

对于环壳必有关系式  $\zeta > 0.5$  成立,图4中可以看出在胀形过程中环壳在截面圆环向是拉长的变形,在弯曲内侧的伸长量达到最大;厚向是缩短的变形,即全局减薄,而在弯曲内侧的减薄量最大;圆环的轴向在弯曲内侧是缩短的变形而弯曲外侧是伸长的变形。同时也可以看出相对弯曲

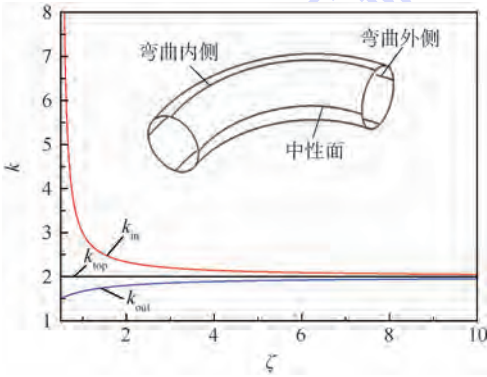


图2 参数  $k$  随相对弯曲半径的变化规律  
Fig.2 Parameter  $k$ 's variation pattern with relative bending radius

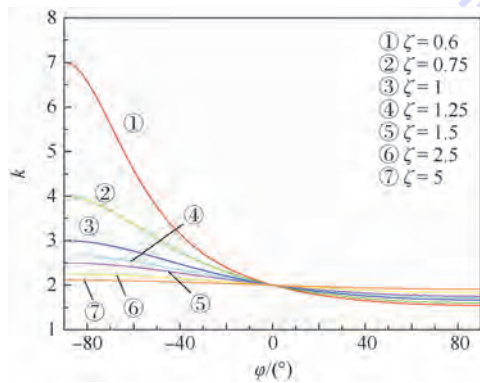


图3 参数  $k$  沿截面圆环向的变化规律  
Fig.3 Parameter  $k$ 's variation pattern in circumferential direction

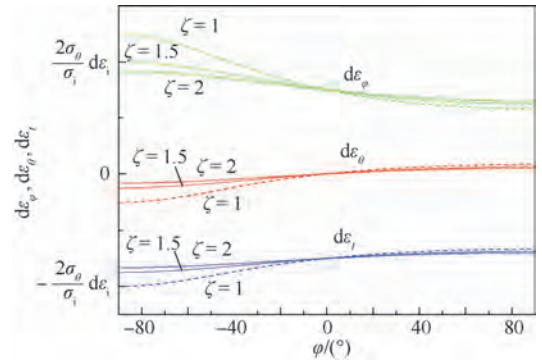


图4 应变增量沿截面圆环向的变化规律  
Fig.4 Strain increment variation pattern in circumferential direction

半径越小,则胀形过程中弯曲内侧的变形越大,而弯曲外侧的变形量越小。从而也表明相对弯曲半径对弯曲内侧的应变分布影响较大,而弯曲外侧的变形对相对弯曲半径的变化不敏感。

## 2 理论模型的有限元分析验证

为了验证上述理论模型的适用性,分别对理想等壁厚的圆环和两端直段约束的弯管进行自由胀形过程的有限元分析。由于薄膜理论是基于小挠度假设的基础上得出的,对于金属大的塑性变形是否适用尚不明确,因此本次研究把胀形过程中弹性变形和塑性变形典型阶段的应力分布分别讨论。

应力分布的理论有限元分析模型对比,如图5所示。环壳和弯管在胀形过程环向应力的有限元分析和理论结果较为吻合,尤其在弹性变形阶段,其应力沿剖面圆的环向从弯曲内侧到弯曲外侧依次减小。在塑性变形阶段,环向应力分布的趋势与理论模型相同,但数值上有偏差,弯曲内侧的理论值偏大而弯曲外侧的理论值偏小,但其最大偏差都不超过15%。而轴向应力与理论值的结果偏差较大,除了环壳弹性变形阶段。一方面是由于薄膜理论的小挠度基本假设对大变形的塑性阶段适用性较差,另一方面在弯管的自由胀形初期,由于内压力较小弯管两端的直段有模具之间的摩擦力较小,管材没有完全处于平衡状态,导致弯管弹性变形阶段的偏差较大。尽管如此,等效应力分布的模拟结果与理论结果的一致性较好。因此理论解析的结果能够较好地表征弯管在自由胀形状态下的内力分布情况。变形各阶段有限元分析具体的应力分布结果如图6所示。

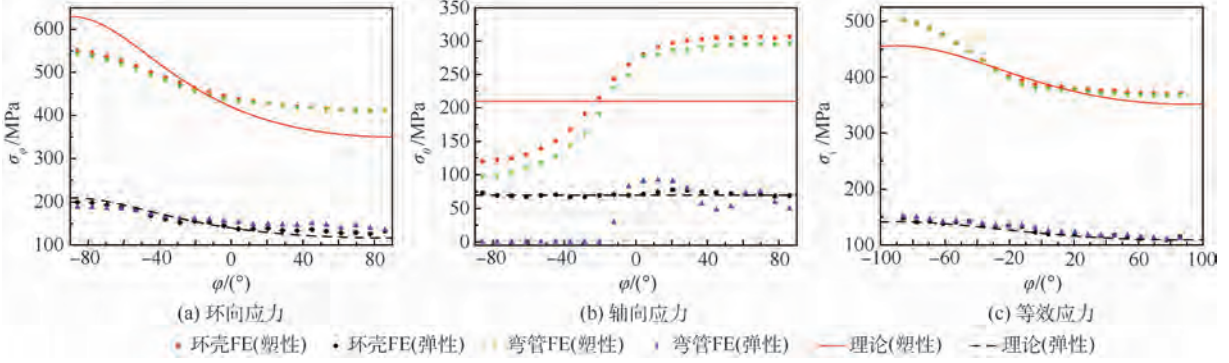


图5 应力分布的理论分析与有限元结果对比

Fig. 5 Comparison of stress distribution between theoretical analysis and FE results

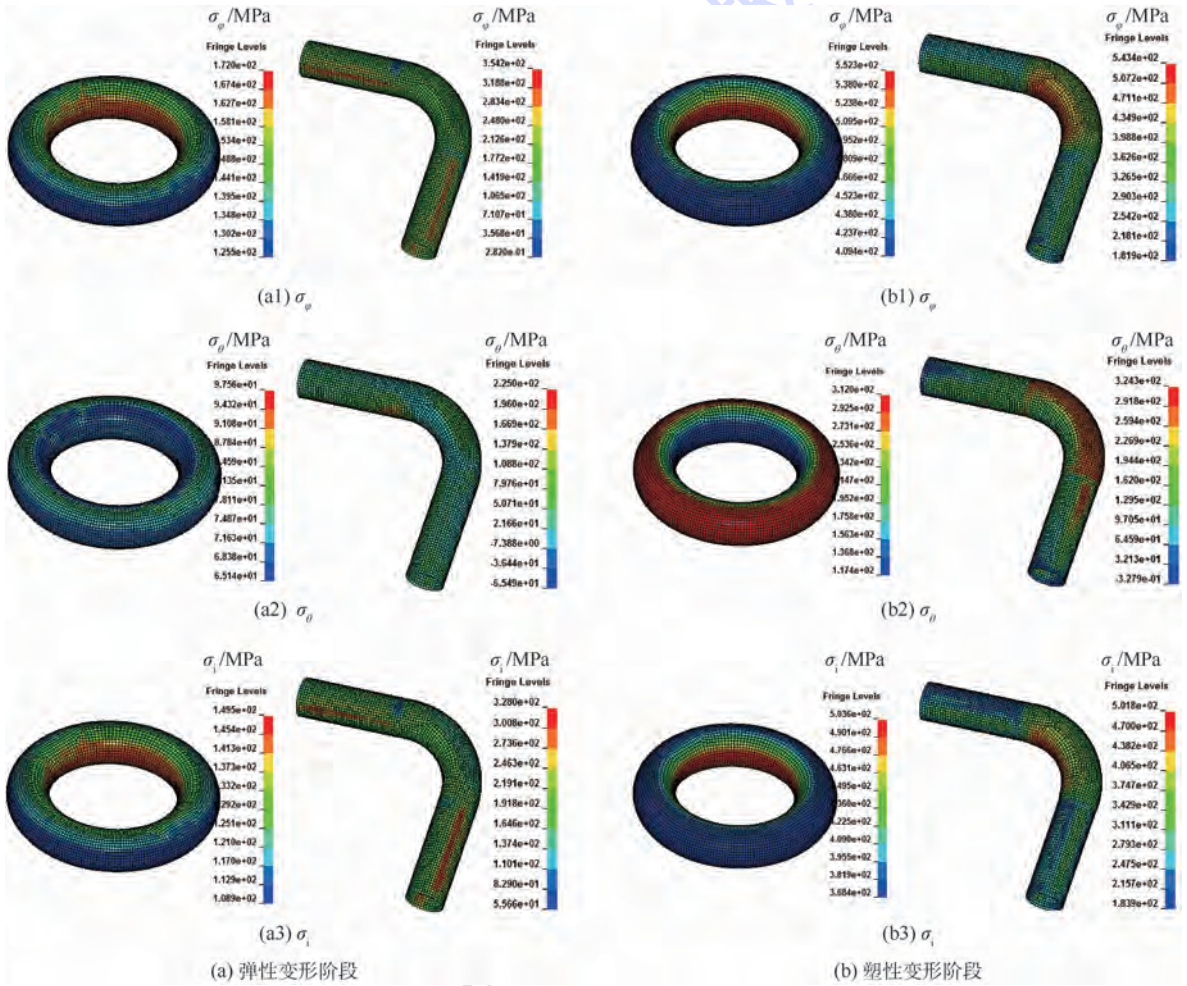


图6 环壳与弯管自由胀形状态下的应力分布

Fig. 6 Stress distribution of torus and bent tube in free-expansion state

### 3 考虑弯曲影响的管材自由胀形失效分析

#### 3.1 管材弯曲过程的变形特点

在典型的充液成形低碳钢管材零件中,其塑性5% ~ 15% 消耗在管材制备过程中,20% ~ 30% 消耗在管材弯曲过程中,5% ~ 15% 消耗在充液成形过程中<sup>[16]</sup>。可以看出,管材弯曲过程变形

消耗的管材的塑性最多,因此研究管材弯曲过程的变形特点是十分必要的。管材弯曲的方法包括:压弯、滚弯、推弯、绕弯等,其中绕弯是这些弯曲工艺中最简单、高效、高精度的成形方法。

典型的弯曲模具结构,如图7所示。在管件绕弯过程中,夹模夹紧力是弯曲的主动动力,同时还起到增大管件的周向压应力、提高材料塑性的作用,但由于施力位置远离变形区域,故对成形质量影响有限;压模压力既可看作是夹紧力的被动力,

对抗管件的回弹力防止其翘曲,又可看作是主动力,使管件紧贴模具,限制材料流动的空间,其作用机理与夹紧力类似;弯曲模和防皱模支撑力是被动力,其大小由相应的模具主动力和管件回弹力决定,主要作用是与其他模具一起将管件限制在狭小空间内,防止其起皱;助推力是辅助力,以静摩擦力的形式由压力模施加到管件外侧,通过形成与管件外侧内力矩方向相反的力矩来减小其所受拉应力,在限制壁厚减薄、伸长、回弹等方面有一定作用。

在绕弯的过程中由于摩擦力的作用而使得管材沿轴向全局伸长。管材壁厚的变化只是第3向主应变,无法体现板料的全局变形,材料的全局变形通常用等效应变表示。典型位置的全局变形如图8所示。对于弯曲外侧,弯曲中间截面等效应变值达到最大。而由于管材与弯曲模之间的摩

擦力作用,使得管材弯曲内侧和中性层的主应变的压缩变形聚集在弯曲的后半程,从而使其等效应变沿 $\theta$ 方向呈现依次减小的趋势。此外,从图8(a)中也可以看出左侧( $\theta = 0^\circ \sim 45^\circ$ )的变形量要大于右侧( $\theta = 45^\circ \sim 90^\circ$ )。即弯曲过程后半阶段的变形整体上要大于前半阶段的变形。

### 3.2 弯曲管材胀形过程失效形式分析

假设管材弯曲过程按照幂函数规律硬化  

$$\sigma_i = K \varepsilon_i^n \quad (9)$$
 式中: $K$ 为应变硬化系数; $n$ 为应变硬化指数。

从图8和式(9)中也可以看出,在管材弯曲过程的前半阶段(靠近夹模处的弯曲段)的硬化程度要小于管材弯曲的后半阶段(靠近压模的弯曲段)。当弯曲后的管材加载内压力后,靠近夹模处的弯曲段强度较低,首先发生屈服,因此此段材料也容易最先发生破裂。在沿截面圆的方向上,如图9所示,在弯曲段的中性层上所需的胀形压力最小,且发生的塑性变形量最大。同时结合式(5)也可以看出,弯曲内所需的胀形压力小于弯曲内侧,但两侧的变形量基本相似。综上所述,弯管胀形过程的破裂位置分布于位于管材的边缘靠近夹模的中性层处。

尽管成形极限图对于多道次成形和非线性加载路径的成形过程的判断存在较大误差,但是成形极限图的操作简单,易于判断,在实际的板料成形工程中仍然得到广泛的应用。从FLD中可以直观地看出,当成形过程的应变路径与纵轴重合,即材料的变形处于平面应变状态时,板料的成形性能最差。变形路径的倾斜度越大,则成形性能越好。管材弯曲胀形的有限元分析如图10所示,分别选取弯曲边缘破裂危险段中弯曲内侧,弯曲中性层和弯曲外侧的单元观察其应变路径,可以看出弯曲中性层处的应变路径趋近FLD中的纵

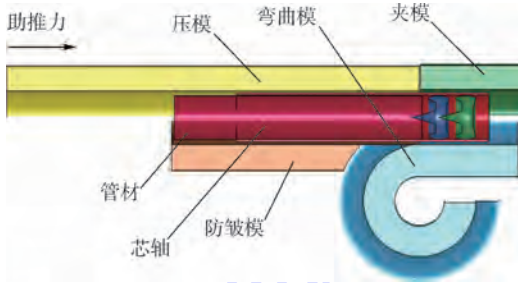


图7 典型的弯曲模具结构  
 Fig.7 Typical bending mold structure

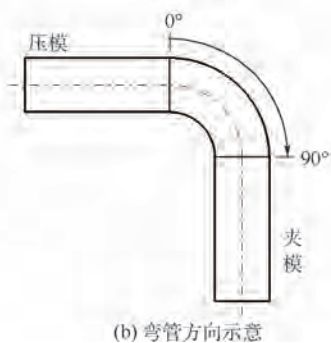
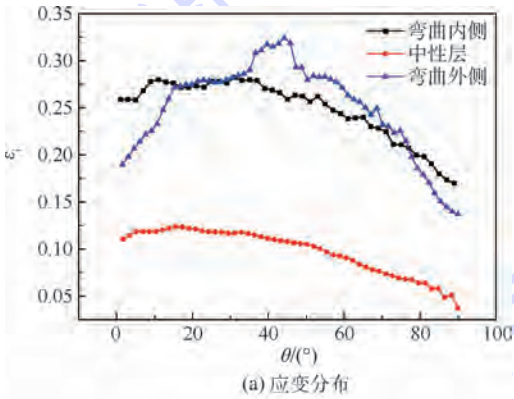


图8 典型位置沿轴向等效应变分布规律  
 Fig.8 Equivalent strain distribution rule in axial direction at typical location

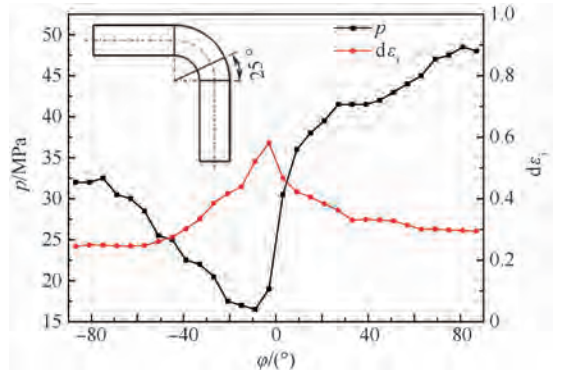


图9 管材弯胀过程中所需内压力及各截面应变增量分布  
 Fig.9 Internal pressure needed during tube bending and expansion process and strain increment distribution at cross-sections of a bent tube

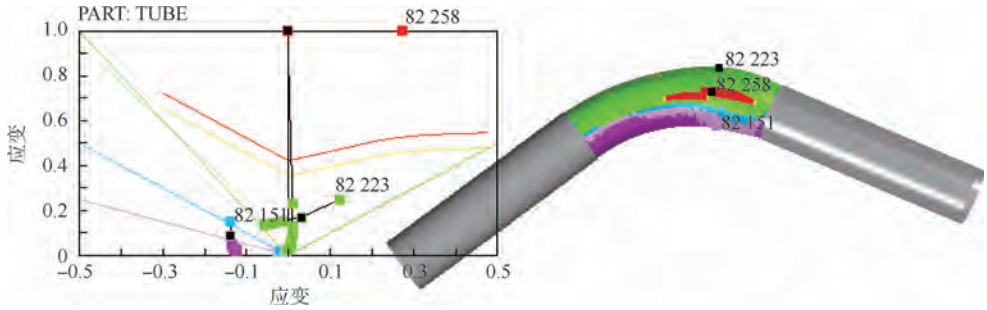


图 10 弯管胀形典型单元的应变路径

Fig. 10 Strain paths at different typical points of a pressurized bent tube

轴即平面应变状态。因此也从另一方面说明中性层最容易发生开裂。通过对相对弯曲半径为 2.5, 弯曲角度为 60° 的低碳钢进行胀形实验 (如图 11 所示), 其结果与数值模拟吻合。

发生塑性变形, 因此其胀形期间的变形量也最大。此情况的胀形实验样件如图 14 所示。

如果管材过度弯曲使得弯曲外侧受拉消耗了过多的塑性, 则结果会与上述的讨论结果有所不同。过度弯曲的管材弯曲外侧的塑性变形最为严重, 接近破裂极限 (如图 12 所示), 胀形后一旦发生塑性变形就可能发生破裂 (如图 13 所示)。胀形过程中典型截面上应力和应变增量分布如图 13 所示, 弯曲外侧由于过度减薄使其自由胀形过程中等效应力最大, 使管材早于其他区域



图 11 弯管的自由胀形实验

Fig. 11 Free-expansion experiment of bent tubes

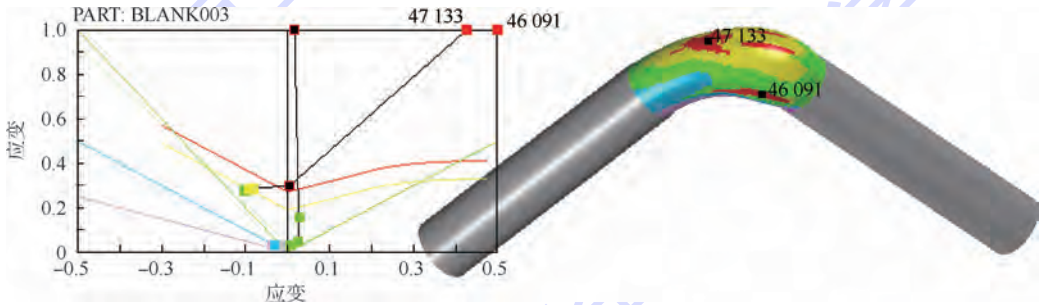


图 12 过度弯曲的管材自由胀形过程中的应变路径

Fig. 12 Strain paths of a bent tube losing most of formability during free expansion process

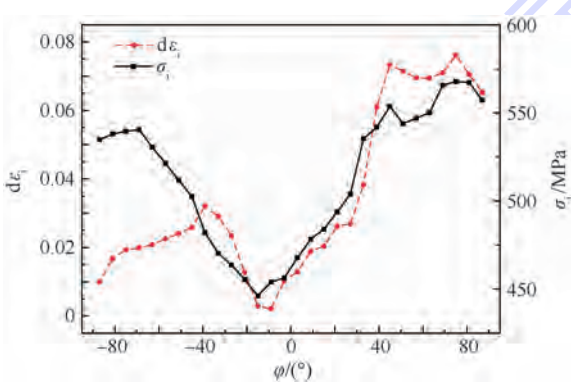


图 13 过度弯曲的管材自由胀形过程典型截面上的等效应力和应变增量分布

Fig. 13 Equivalent stress and strain increment distribution of a bent tube losing most of formability at typical cross-section during free expansion process



图 14 过度弯曲的管材自由胀形过程实验样件

Fig. 14 Experimental sample of a bent tube losing most of formability during free expansion process

### 4 结 论

1) 对于等壁厚理想的弯管在自由胀形过程中, 其环向应力沿截面圆从弯曲最内侧至弯曲最

外侧呈递减分布,且弯曲内侧的变化率大于弯曲外侧。而轴向应力则在截面圆上的分布一致。

2) 理想等壁厚弯管自由胀形过程中弯曲内侧的环向应力分布随着弯曲半径的增大而减小,而弯曲外侧随着相对弯曲半径的增加而增加。当 $\zeta < 2.5$ 时弯曲内侧的应力分布对相对弯曲半径的敏感程度比弯曲外侧高。

3) 理想等壁厚弯管的自由胀形过程中,弯曲外侧是环向和轴向双向受拉减薄的变形。而弯曲内侧则是环向受拉轴向受压壁厚减薄的变形。

4) 在管材绕弯工艺过程中,弯曲外侧的最大变形区域位于弯曲的中间段,而对于弯曲内侧和中性层上最大变形则发生在弯曲端部靠近压模处。

5) 考虑弯曲影响的管材自由胀形的破裂位置通常位于弯曲的端部靠近夹模的中性层处,而过度弯曲时管材胀形的破裂位置则位于弯曲的外侧。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] ZENG Y S, LI Z Q. Experimental research on the tube push-bending process [ J ]. Journal of Material Processing Technology, 2002, 122(2-3): 237-240.
- [ 2 ] 苑世剑. 现代液压成形技术 [ M ]. 北京: 国防工业出版社, 2009: 8-9.
- YUAN S J. Modern hydroforming technology [ M ]. Beijing: National Defence Industry Press, 2009: 8-9 (in Chinese).
- [ 3 ] KEELER S P, BACKOFEN W A. Plastic instability and fracture in sheets stretched over rigid punches [ J ]. ASM Transactions Quarterly, 1963, 56: 25-48.
- [ 4 ] GOODWIN G M. Application of strain analysis to sheet metal forming in the press shop: 680093 [ R ]. Warrendale, PA: SAE, 1968.
- [ 5 ] MUAMMER K, TAYLAN A. Prediction of forming limits and parameters in the tube hydroforming process [ J ]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2002, 42(1): 123-138.
- [ 6 ] KIM S W, SONG W J, KANG B S, et al. Analytical and number approach to prediction of forming limit in tube hydroforming [ J ]. International Journal of Mechanical Sciences, 2005, 47(7): 1023-1037.
- [ 7 ] HWANG Y M, LIN Y K, CHUANG H C. Forming limit diagrams of tubular materials by bulge test [ J ]. Journal of Material Processing Technology, 2009, 209(11): 5024-5034.
- [ 8 ] CHEN X F, LI S H, YU Z Q, et al. Study on experimental approaches of forming limit curve for tube hydroforming [ J ]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 61(1): 87-100.
- [ 9 ] LANG L H, CAI G S, LIU K N, et al. Investigation on the effect of through thickness normal stress on forming limit at elevated temperature by using modified M-K model [ J ]. International Journal of Material Forming, 2015, 8(2): 211-228.
- [ 10 ] 崔晓磊, 王小松, 林艳丽, 等. 管材流体压力成形三维成形极限图 [ J ]. 塑性工程学报, 2014, 21(5): 1-5.
- CUI X L, WANG X S, LIN Y L, et al. Three-dimension forming limit diagram for fluid pressure forming of tubes [ J ]. Journal of Plasticity Engineering, 2014, 21(5): 1-5 (in Chinese).
- [ 11 ] 杨希英, 郎利辉, 刘康宁, 等. 基于修正 M-K 模型的铝合金板材成形极限图预测 [ J ]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 675-679.
- YANG X Y, LANG L H, LIU K N, et al. Prediction of forming limit diagram of AA7075-O aluminum alloy sheet based on modified M-K model [ J ]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4): 675-679 (in Chinese).
- [ 12 ] GRAF A, HOSFORD W. Calculations of forming limit diagrams for changing strain paths [ J ]. Metallurgical Transactions A, 1993, 24: 2503-2512.
- [ 13 ] KLEEMOLA H J, PELKKIKANGAS M T. Effect of predeformation and strain path on the forming limits of steel copper and brass [ J ]. Sheet Metal Industries, 1977, 63: 591-599.
- [ 14 ] STOUGHTON T B. A general forming limit criterion for sheet metal forming [ J ]. International Journal of Mechanical Sciences, 1999, 42(1): 1-27.
- [ 15 ] YOSHIDA K, KUWABARA T. Effect of strain hardening behavior on forming limit stresses of steel tube subjected to nonproportional loading paths [ J ]. International Journal of Plasticity, 2007, 23(7): 1260-1284.
- [ 16 ] SINGH H. Computer simulation of tubular hydroforming [ J ]. Tube & Pipe Journal, 2000, 11: 8-13.

### 作者简介:

孔德帅 男, 博士研究生。主要研究方向: 充液成形技术。

郎利辉 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 液压柔性成形技术与装备。

## Deformation behavior of a bent tube based on free expansion

KONG Deshuai<sup>1</sup>, LANG Lihui<sup>1,2,\*</sup>, RUAN Shangwen<sup>1</sup>

- (1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;  
2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** As the development of lightweight design in manufacture industry, the application of thin-walled bent hollow tubes with various sections is expanding widely. In order to study the deformation behavior of bent tubes during hydroforming process and have a reliable process design, a theoretical model of free-expansion bent tubes based on membrane theory and plastic theory was put forward, and the model was verified by finite element (FE) analysis. The FE analysis results show good agreement with the theoretical model. The stresses distribution and deformation behavior were revealed. Finally, the work-hardening behavior during rotary draw bending was analyzed, and meanwhile, the fracture site of pre-bent tubes with different work-hardening states during free-expansion process was explored. The experimental results show good agreement with the FE analysis results.

**Keywords:** hydroforming; bending; deformation behavior; work-hardening; fracture

**Received:** 2016-06-20; **Accepted:** 2016-09-21; **Published online:** 2016-10-11 17:33

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161011.1733.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161011.1733.002.html)

**Foundation items:** National Science and Technology Major Project (2014ZX04002041); National Natural Science Foundation of China (51175024)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0905

# 重点区域入侵安防设备系统可靠性建模方法



查国清<sup>1</sup>, 徐亚妮<sup>2,\*</sup>, 康锐<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 为了评估重点区域入侵安防系统设备可靠度, 首先给出了重点区域安防系统可靠度的定义, 以收集到的安防设备故障信息为基础, 对这些数据进行指数分布检验与估计, 得出安防设备的故障分布。然后对重点区域中各子区域以及安防系统中各类设备的具体功能进行分析, 描述了区域及设备功能间的备份关系以及区域间、区域与设备间的可靠性关系, 建立重点区域安防系统、子区域与设备的可靠性框图模型, 运用混联可靠性框图计算方法得出重点区域安防系统可靠度。最后进行了实例验证, 表明该模型可方便计算重点区域入侵安防系统的可靠度, 验证了模型的有效性。

**关键词:** 安防系统; 入侵报警; 可靠性分析; 可靠性框图; 串并混联

**中图分类号:** N945.17

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1403-07

当前安防系统应用广泛, 正在形成完整的产业价值链。在经历了模拟监控、数字监控、网络监控以及智能监控4个发展阶段后<sup>[1]</sup>, 安防系统的复杂度越来越高, 与此同时也带来了故障率升高的问题, 最终影响系统的防范效果。随着用户对安防效果要求的提高, 许多学者针对防范效果进行研究, 逐渐将可靠性分析和计算应用于各种安防系统效能分析。Pollet与Cummins<sup>[2]</sup>综合考虑系统内部与外部因素, 概括出了安防系统风险评估框架。丁小峰<sup>[3]</sup>分析了博物馆安防系统的组成、设计与应用要求。邢更力与宋京生<sup>[4]</sup>重点介绍了博物馆安防系统维修与保养措施。这些文献都是对安防系统进行定性分析, 没有针对具体安防系统进行定量评估。Kobza与Jacobson<sup>[5]</sup>分别从单设备、两设备以及多设备3种情况建立了访问安防系统概率模型。Chen<sup>[6]</sup>对学生公寓内的火警设备进行了可靠性分析。刘燕平<sup>[7]</sup>分别从安防设备串联、并联系统模型介绍可靠性计算方

法。芦杉和朱彦伟<sup>[8]</sup>采用层次分析法分析了安防监控系统的可靠性, 他们考虑了监控摄像机、入侵探测设备、门禁识别设备等9种安防设备, 以故障频率、故障时间和修复时间为标准, 分析各设备对整体安防系统可靠性的影响权值。以上文献研究的是安防系统设备可靠性, 没有考虑设备安装在不同位置对区域安防效果的影响, 没有在安防监控区域层面去考虑系统的可靠性。Lv和Hu<sup>[9]</sup>将安防设备功能抽象为安防节点, 进而将安防系统描述为网络结构, 应用风险熵与奈曼-皮尔森准则, 构建基于最脆弱路径的安防系统风险评估模型。目标区域抽象为一个点, 没有考虑区域与区域间的关系。彭喜东<sup>[10]</sup>提出从设备选择、并联设计与备份设计、可维修设计以及人机工程设计4个方面提高安防系统可靠性, 也是从设备角度分析如何提高安防系统可靠性, 并没有给出如何计算评估区域安防系统可靠性的方法。Sendi等<sup>[11]</sup>提出一种模糊专家模型, 通过模糊理论评估

收稿日期: 2016-11-30; 录用日期: 2017-01-06; 网络出版时间: 2017-03-24 16:04

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.006.html)

基金项目: 国家自然科学基金(61573041)

\* 通讯作者: E-mail: xuyani@buaa.edu.cn

**引用格式:** 查国清, 徐亚妮, 康锐. 重点区域入侵安防设备系统可靠性建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1403-1409. ZHA G Q, XU Y N, KANG R. Reliability modeling method for security & protection system of a key area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1403-1409 (in Chinese).

安防系统效能。郭熹<sup>[12]</sup>应用风险熵模型对校园安防系统进行效能评估,但没有得到准确的区域可靠度。为了评估区域内安防系统可靠性,本文在区域功能分析的基础上,采用可靠性框图建模方法对重点区域内入侵安防系统的可靠性进行了评估。

## 1 建模分析

### 1.1 重点区域安防系统概述

重点区域入侵安防系统是指能够防范外来不明人员入侵规定空间的人员和设备的集合。重点区域入侵安防系统可靠性指在规定条件下,规定的安防设备在规定区域内能成功进行安全防范的能力,其概率度量称为重点区域入侵安防系统的安全防范可靠度。以下将重点区域入侵安防系统简称为安防系统。重点区域安防系统通常分为2个层次来分析:第1层为构成重点区域的子区域层;第2层为子区域中的设备层。需要评估安防系统可靠性的某一重点区域,区域的功能通常有储存和连通功能之分,在空间上根据不同的功能可以将重点区域分为两类:通道区域和房间区域,这些区域又被划分为若干个子区域,必须经过通道子区域才能进入房间子区域。每一个通道子区域都是进入房间子区域的一条路径。每一个房间子区域都具备储存功能,是整个安防的重点。所有子区域中的安防设备在数量和种类上都比较复杂,本文将子区域中的安防设备按照型号类别分析,根据各类设备间的防范功能关系,运用系统可靠性功能框图模型,描述区域及设备的防范逻辑关系,计算重点区域安防系统的防范可靠性。

### 1.2 安防系统子区域分析

房间子区域根据重点区域的建筑空间来划分,比如重点区域为一栋楼,则每一层中的房间即为一个房间子区域。通道子区域指的是连接各房间子区域间的外围通道,比如楼梯间通道,不包括房间区域中的通道。不通过房间区域直接连通的通道被划分在一个通道子区域内,即不同通道子区域在空间上是不连通的。当重点区域被入侵且造成损失时定义为重点区域安防系统失效,通道区域无储存功能,只有通道区域被入侵时不会造成损失。只有房间区域被入侵成功时才会造成人员或财产损失。在此基础上分析各子区域的功能以及失效关系:

1) 若入侵经过通道区域到达房间区域时称通道区域失效。每一个通道子区域都连通房间区域,因此任一通道子区域失效都会导致通道区域

失效,故这些通道子区域间是逻辑“与”的关系,即所有通道子区域必须同时可靠,通道区域才可靠。

2) 每一个房间子区域都具有储存功能,是一个独立的安防子区域,任一房间子区域失效都会导致房间区域失效,故这些子区域之间是逻辑“与”的关系,即房间子区域必须同时可靠,房间区域才可靠。

3) 必须通过通道区域才能进入房间区域,并且只有房间区域被入侵才会造成损失,因此通道区域与房间区域同时失效才会导致重点区域防范任务失败,故这2种区域之间是逻辑“或”的关系,即这2种区域其中任一区域可靠,重点区域安防系统即是可靠的。

### 1.3 安防系统设备分类与分析

#### 1.3.1 设备分类

本文中定义的安防系统约定层次到设备层,不再对设备以下级别进行分析。根据不同的安防水平,区域选择的安防设备也有所不同。安防设备包括:报警类设备、视频监控类设备以及门禁巡更类设备,每类安防设备中又包含多种型号,一些常见安防设备分类及功能如下。

1) 报警类:被动红外探测器、微波防盗报警器、手动报警装置等。这类设备能够在其防范区域内发生入侵行为时发出警报,若在防范区域内发生入侵不能报警即认为设备失效。

2) 视频监控类:监控摄像机、半球形摄像机等。这类设备能够对现场进行实时监控,显示并记录入侵行为但不能自动报警。当在监控范围内发生入侵时,视频监控设备能够实时显示,同时工作人员及时发现才能有效阻止入侵,即防范成功。这里认为人是完全可靠的,因此只要视频监控设备能够实时显示并记录入侵行为,就表示该类设备能够正常工作。

3) 门禁巡更类:该类设备是人在环的系统,包括门禁等设备及人员,同样认为人是完全可靠的,仅对人操控的设备进行分析。在有非法入侵的情况下门禁设备会禁止通过并发出警报,否则视为设备故障。

#### 1.3.2 设备分析

安防设备的防范区域是指安防设备的作用范围,不是单指设备的安装位置。比如门禁设备只在房间子区域的入口处,但其作用范围是整个房间子区域。安防设备可靠即对应的防范区域可靠,安防设备失效即对应的防范区域失效。每一个子区域无论是通道子区域还是房间子区域,其

可靠性都由该子区域中安防设备可靠性决定。在每个子区域中的安防设备类型与数量各不相同,通常报警类、视频监控类以及门禁巡更类这3种设备都会安装。设重点区域中共有 $J$ 种类型安防设备,每一个子区域 $D^i(i=1,2,\dots,n,n+1,n+2,\dots,n+m)$ 中每型设备有 $M_j^i$ 个, $M_j^i \geq 0$ 。当 $M_j^i=0$ 时,表示子区域 $D^i$ 中没有安装 $j$ 型安防设备。将第 $j$ 型第 $k$ 个设备的防范区域看作一个集合 $\Omega_{jk}^i$ ,子区域作为全集 $\Omega^i$ ,按照设备类型对子区域中的全部安防设备进行功能分析。

1) 同型设备:每种类型设备的防范区域 $\{\Omega_{jk}^i | k=1,2,\dots,M_j^i\}$ 都是子区域 $\Omega^i$ 的一种最小路集,即所有 $\Omega_{jk}^i$ 可靠时,房间子区域 $\Omega^i$ 才可靠。因为在安防设备构建时,对于同型设备一般都要要求在功能上是不重不漏的,即同型设备中每个设备的防范区域不同(只有当防范区域完全重合或存在包含关系时才认为防范区域相同),即同型设备中不存在备份关系。此外,还要求该类型中所有设备全部可靠时能够保证房间子区域的安全。同型设备中任一设备失效,该类型设备对子区域的安全防范功能就存在漏洞,故这些设备之间是逻辑“与”的关系,即这些设备必须同时可靠,该子区域此种类型设备才可靠。

2) 不同型设备:同一房间子区域中的每一种类型设备都是保护该子区域的一种措施,只有当所有类型设备失效时该子区域才失效,故这些设备之间是逻辑“或”的关系,即不同型设备只要有一种类型设备可靠,该子区域安防系统可靠。

## 1.4 安防设备故障数据处理

### 1.4.1 分布假设检验

通过1.1~1.3节的分析可知,通过将重点区域划分为不同子区域及安防设备,把重点区域安防系统的可靠性与安防设备的可靠性建立了关系。要评估重点区域安防系统的可靠性就要先计算安防设备的可靠度,因此对安防设备故障数据的处理是基础,首先通过对安防设备故障数据的统计分析,计算出安防设备的可靠度。

安防设备一般为电子产品,其寿命通常服从指数分布。在实际处理中可以通过抽样试验对分布进行拟合优度检验<sup>[13-14]</sup>。由于服从指数分布产品的失效率 $\lambda(t)$ 是一个常数,因此检验产品的寿命是否服从指数分布,只要检验 $\lambda(t)$ 是不是常数即可。原假设为 $H_0: \lambda(t) = \text{常数}$ ;备择假设 $H_1: \lambda(t) \neq \text{常数}$ ,或为非降函数,或为非增函数。随机抽取 $n$ 件产品,同时投入进行定数截尾试验,若有 $r$ 次失效,其失效时间依次为 $t_{(1)} \leq t_{(2)} \leq \dots \leq$

$t_{(r)}$ ,记

$$Y_i = \begin{cases} (n-i+1)(t_{(i)} - t_{(i-1)}) & \text{无替换} \\ n(t_{(i)} - t_{(i-1)}) & \text{有替换} \end{cases}$$

采用 $\chi^2$ 检验法,令

$$T(t_{(i)}) = \sum_{j=1}^i Y_j = \begin{cases} \sum_{j=1}^{i-1} t_{(j)} + (n-i+1)t_{(i)} & \text{无替换} \\ nt_{(i)} & \text{有替换} \end{cases} \quad (1)$$

$T(t_{(i)})$ 指在 $t_{(i)}$ 失效时间前的累积试验总时间,检验函数为

$$Q = -2 \sum_{i=1}^{r-1} \ln \left( \frac{T(t_{(i)})}{T(t_{(r)})} \right) \sim \chi^2(2r-2) \quad (2)$$

显著性水平为 $\alpha$ ,则

$$Q \geq \chi_{1-\alpha}^2(2r-2) \quad (3)$$

此时拒绝 $H_0$ ,即寿命分布不是指数类型;否则,接受 $H_0$ 。对于寿命不服从指数分布的安防设备需要另外分析其寿命分布,本文重点研究指数分布。

### 1.4.2 定时截尾数据

$n$ 个样品, $t_0$ 时试验截止,有 $r$ 个样品失效,其顺序统计量观测值为 $t_{(1)} \leq t_{(2)} \leq \dots \leq t_{(r)} \leq t_0$ 。

对于无替换定时截尾数据其似然函数为

$$L(\theta) = \frac{n!}{(n-1)!} \left( \prod_{i=1}^r \frac{1}{\theta} e^{-\frac{t_{(i)}}{\theta}} \right) \left( e^{-\frac{t_0}{\theta}} \right)^{n-r} \quad (4)$$

式中: $\theta$ 为平均故障间隔时间似然估计函数变量。

取对数并求导,解得

$$\begin{cases} \hat{\theta} = \frac{1}{r} \left[ \sum_{i=1}^r t_{(i)} + (n-r)t_0 \right] \\ \hat{\lambda} = \frac{1}{\hat{\theta}} = \frac{r}{\sum_{i=1}^r t_{(i)} + (n-r)t_0} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\hat{\theta}$ 为平均故障间隔时间最大似然估计值; $\hat{\lambda}$ 为故障率最大似然估计值。

对于有替换定时截尾数据

$$\begin{cases} \hat{\theta} = \frac{nt_0}{r} \\ \hat{\lambda} = \frac{r}{nt_0} \end{cases} \quad (6)$$

经过对统计数据的处理,就可以得到每类安防设备的故障率,进而通过模型计算得到整个重点区域安防系统的可靠度。

## 2 安防系统可靠性建模

### 2.1 模型假设

建立模型前,本文作了如下假设:

1) 重点区域安防系统包括安防区域与安防设备。

2) 安防设备分为3类:报警设备、视频监控设备、门禁巡更设备。每类设备中都包含有不同型号号的安防设备。设安防设备共有  $J$  种型号,用符号  $X_1, X_2, \dots, X_J$  表示,任一设备  $X, X \in \{X_1, X_2, \dots, X_J\}$ 。

3) 安防区域或安防设备正常工作是指能够及时发现入侵行为,对所防范区域防范成功。

4) 任一个通道子区域或房间子区域都是一个独立的子区域,在子区域中每个安防设备有各自的防范区域,不同类型的安防设备防范区域有重合即认为备份关系,同类设备间防范区域无重合即无备份关系。

5) 所有安防设备都是电子设备,认为寿命服从指数分布,同型设备故障率相同。

6) 一年按 365 d 计算,每天 24 h 工作时间。

7) 在安防系统中,人的可靠度为 1。

### 2.2 设备层可靠性建模

重点区域内共有安防设备  $J$  种类型,每个子区域中每种类型的安防设备安装个数为  $M_j^i$  个,  $M_j^i \geq 0$ 。当  $M_j^i = 0$  时,表示子区域  $D^i$  中没有安装型安防设备。根据 1.3.2 节对子区域设备的分析可知,同型安防设备防范区域不同,是逻辑“与”的关系,即所有安防设备必须全部可靠,该类型设备才可靠,是串联关系。同一子区域中的每种类型安防设备都具有独立的防范功能,因此不同类型设备间是逻辑“或”的关系,即只有当所有类型设备都失效时,子区域才失效,是并联关系。综上分析,子区域安防设备可靠性框图<sup>[15]</sup>如图 1 所示。

安防设备均为电子产品,寿命服从指数分布且同型设备故障率相同,则第  $j$  型安防设备的可靠度公式为

$$R_j(t) = e^{-\lambda_j t} \tag{7}$$

式中:  $\lambda_j$  为第  $j$  型设备的故障率。

第  $i$  个子区域安防可靠度计算公式为

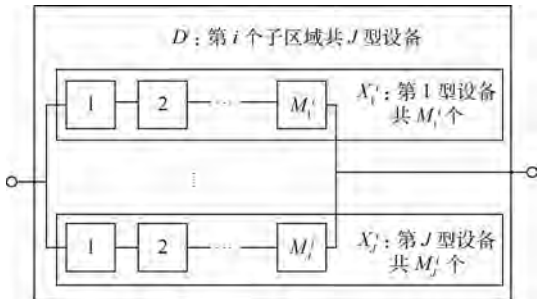


图 1 第  $i$  个子区域可靠性框图

Fig. 1 Reliability block diagram in the  $i$ th subarea

$$R^i(t) = 1 - \prod_{j=1}^J (1 - R_j^i(t)) = 1 - \prod_{j=1}^J [1 - (R_j(t))^{M_j^i}] = 1 - \prod_{j=1}^J (1 - e^{-\lambda_j t M_j^i}) \quad M_j^i \neq 0 \tag{8}$$

### 2.3 区域层可靠性建模

重点区域被入侵且造成人员或财产损失时认为重点区域安防系统失效。只有具有储存功能的房间区域被入侵时才会导致损失,而且必须通过通道区域才能进入房间区域,因此通道区域与房间区域是并联关系。当非法入侵能够通过通道区域到达房间区域时,则通道区域失效。每一个通道子区域都连通房间区域,任一通道子区域失效,整个通道区域失效,因此通道子区域之间是串联关系。每一个房间子区域都具有储存功能,任一房间子区域失效都会造成损失即房间区域失效,因此房间子区域之间也是串联关系。重点区域安防系统可靠性框图如图 2 所示。

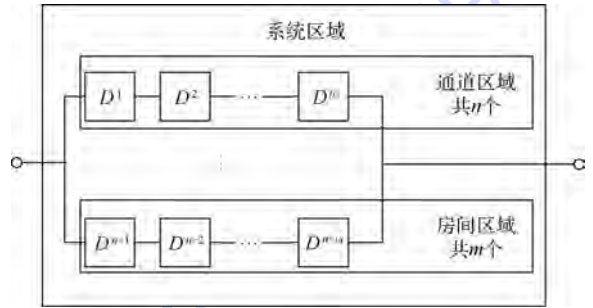


图 2 重点区域安防系统可靠性框图

Fig. 2 Reliability block diagram of security system in key area

重点区域安防系统可靠度计算公式为

$$R(t) = 1 - \left( 1 - \prod_{i=1}^n R^i(t) \right) \left( 1 - \prod_{i=n+1}^{n+m} R^i(t) \right) \tag{9}$$

将式(8)代入式(9),得到

$$R(t) = 1 - \left\{ 1 - \prod_{i=1}^n \left[ 1 - \prod_{j=1}^J (1 - e^{-\lambda_j t M_j^i}) \right] \right\} \cdot \left\{ 1 - \prod_{i=n+1}^{n+m} \left[ 1 - \prod_{j=1}^J (1 - e^{-\lambda_j t M_j^i}) \right] \right\} \quad M_j^i \neq 0 \tag{10}$$

## 3 案例

### 3.1 问题描述

运用本文模型计算某重点区域安防系统的可靠度。该重点区域是一座两层楼房,楼中有通往一层与二层房间区域的唯一通道,用  $D^1$  表示,每

层为一个房间子区域,用 $D^2$ 、 $D^3$ 表示。整个重点区域中共包含6种安防设备:入侵报警类有被动红外、10 m微波、玻璃破碎、手动报警( $X_1 \sim X_4$ ),视频监控类有室内摄像机( $X_5$ ),门禁巡更类有门禁( $X_6$ )。各个区安装的设备类型、数量( $x_i$ )以及统计的设备故障次数( $r_i$ )信息如表1所示,根据提供的信息计算该重点区域安防系统可靠度。

表1 子区域设备汇总表

Table 1 Device summary sheet in a subarea

设备	$X_1$	$X_2$	$X_3$	$X_4$	$X_5$	$X_6$
$D^1$	0	0	0	0	9	0
$D^2$	19	5	8	6	20	47
$D^3$	50	6	0	4	25	74
$x_i$	69	11	8	10	54	121
$r_i$	4	7	2	5	2	1

### 3.2 分析与建模

该重点区域分为1个通道子区域与2个房间子区域。根据第2节内容对设备及区域建模,该重点区域的可靠性框图如图3所示。

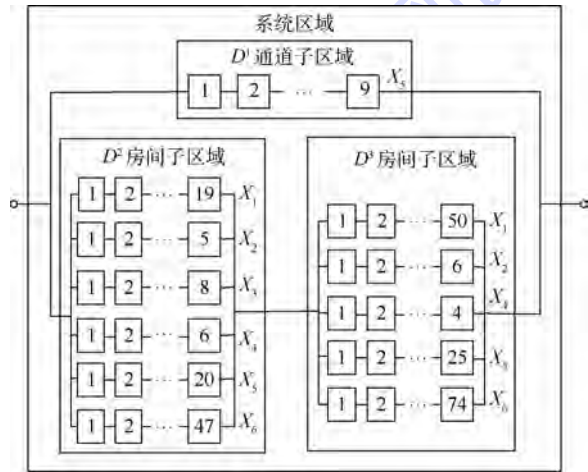


图3 重点区域可靠性框图

Fig. 3 Reliability block diagram of key area

### 3.3 计算及结果

#### 1) 设备可靠度

对每种类型安防设备进行假设检验,验证设备寿命服从指数分布。每台设备每天工作24 h,统计的工作时间都是2015年1月1日—2015年12月31日(换算成小时为8760 h,忽略维修时间)。得到的统计数据属于有替换定时截尾数据,根据1.4.2节中对于数据分析可知,统计的时间 $t_0 = 8760$  h,第 $i$ 型安防设备的样本数为 $n_i$ ,故障次数为 $t_i$ ,根据式(6)可得第 $i$ 类安防设备的故障率最大似然估计值,并在此基础上计算可靠度,计算结果如表2所示。

#### 2) 系统可靠度

利用式(10)及表2的计算结果,可得各房间子区域及系统可靠度,如表3所示。

从计算结果看,通道区域中只有一种视频监控设备,可增加一种类型的安防设备提升其可靠度。结合经济因素考虑,选择增加手动报警安防设备,增加数量为2个。房间区域中10 m微波的故障率略高,可更换质量更好的设备使其故障率减小到 $10^{-5}$ 数量级,得到调整前后子区域以与系统区域可靠度对比如表4所示。

区域 $D^1$ 可靠度提升了15%,区域 $D^2$ 可靠度提升了6.1%,区域 $D^3$ 可靠度提升了16%,整个区域的可靠度提升4.7%。

表2 设备可靠度的计算结果

Table 2 Calculated results of reliability probability of devices

设备	$\lambda_i / 10^{-5}$	$R_i(t_0)$
$X_1$	0.6617	0.9437
$X_2$	7.2644	0.5292
$X_3$	2.8538	0.7788
$X_4$	5.7077	0.6065
$X_5$	0.4227	0.9636
$X_6$	0.0943	0.9918

表3 安防系统中计算的可靠度

Table 3 Reliability of probability calculated in security & protection system

子区域	$R^i(t_0)$	$R(t_0)$
$D^1$	0.716260698	
$D^2$	0.911672797	0.917952193
$D^3$	0.779702799	

表4 调整设备前后可靠度对比

Table 4 Comparison of reliability before and after device adjustment

对比项	优化前	优化后	提升率/%
$R^1(t_0)$	0.716260698	0.820632001	15
$R^2(t_0)$	0.911672797	0.967307231	6.1
$R^3(t_0)$	0.779702799	0.907896377	16
$R(t_0)$	0.934434569	0.978155619	4.7

## 4 结论

1) 根据设备层和区域层可靠性关系建立了2层重点区域入侵安防系统串并混联模型,并给出了子区域以及系统区域可靠度计算公式,可以方便计算某重点区域入侵安防系统的可靠度。

2) 通过计算结果可以有效分析系统各区域的可靠性,对重点区域安防系统的优化布局设计有显著改善。

3) 将本文提出模型应用于某重点区域的可靠性评估实践,在对统计数据进行分析处理后,利用本文提出方法得到了该重点区域安防系统可靠度,根据计算结果给出了构建安防系统的相关建议,验证了模型的有效性。

未来会进一步考虑按照监控交叠范围对安防设备间功能的备份关系以及设备间的切换进行建模,并考虑人因可靠性,进一步完善重点区域入侵安防系统可靠性模型。

### 参考文献 (References)

- [1] 周跃峰,郭杰荣. 安防监控系统技术的发展综述[J]. 湖南文理学院学报(自然科学版),2014,26(2):81-85.  
ZHOU Y F, GUO J R. Summary of safety surveillance system [J]. Journal of Hunan University of Arts and Science (Natural Science Edition), 2014, 26(2): 81-85 (in Chinese).
- [2] POLLET J, CUMMINS J. All hazards approach for assessing readiness of critical infrastructure [C] // IEEE Conference on Technologies for Homeland Security, 2009. HST'09. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 366-372.
- [3] 丁小峰. 博物馆安防系统基本组成、设计及应用[J]. 安防科技, 2009(2): 15-18.  
DING X F. Basic composition, design and application of museum security system [J]. Security Science & Technology, 2009 (2): 15-18 (in Chinese).
- [4] 邢更力,宋京生. 博物馆安防系统维保需求产生和现状研究[J]. 中国安防, 2011(4): 91-94.  
XING G L, SONG J S. A research on maintenance requirements and status quo of museum security system [J]. China Security & Protection, 2011(4): 91-94 (in Chinese).
- [5] KOBZA J E, JACOBSON S H. Probability models for access security system architectures [J]. Journal of the Operational Research Society, 1997, 48(3): 255-263.
- [6] CHEN Y. Reliability analysis of a fire alarm system [J]. Procedia Engineering, 2011, 24: 731-736.
- [7] 刘燕平. 安防系统的可靠性分析计算[J]. 中国安防, 2008 (Z1): 32-37.  
LIU Y P. Reliability analysis and calculation of security system [J]. China Security & Protection, 2008 (Z1): 32-37 (in Chinese).
- [8] 芦杉,朱彦伟. 基于层次分析法的安防监控系统可靠性分析[J]. 智能建筑与城市信息, 2015(5): 62-65.  
LU B, ZHU Y W. Reliability analysis of security monitoring system based on analytic hierarchy process [J]. Intelligent Building & City Information, 2015(5): 62-65 (in Chinese).
- [9] LV H, HU R. Risk assessment of security systems based on entropy theory and Neyman-Pearson criterion [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 142: 68-77.
- [10] 彭喜东. 浅谈安防系统的可靠性设计[J]. 中国安防, 2008 (2): 25-28.  
PENG X D. Introduction to the reliability design of the security system [J]. China Security & Protection, 2008 (2): 25-28 (in Chinese).
- [11] SENDI A S, JABBARIFAR M, SHAJARI M, et al. FEMRA: Fuzzy expert model for risk assessment [C] // 5th International Conference on Internet Monitoring and Protection. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 48-53.
- [12] 郭熹. 基于风险熵模型的安防系统风险与效能评估技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2011.  
GUO X. Research on risk and effectiveness evaluation technology on crime prevention system based on risk entropy model [D]. Wuhan: Wuhan University, 2011 (in Chinese).
- [13] LEEMIS L M. Reliability: Probabilistic models and statistical methods [J]. Technometrics, 1995, 54(1): 287-288.
- [14] 赵宇, 杨军, 马小兵. 可靠性数据分析教程 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 71-73, 131-134.  
ZHAO Y, YANG J, MA X B. Course of reliability data analysis [M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 71-73, 131-134 (in Chinese).
- [15] 陈志成, 齐欢, 魏军, 等. 基于可靠性框图的可靠性建模研究 [J]. 工程设计学报, 2011, 18(6): 407-411.  
CHEN Z C, QI H, WEI J, et al. A research on reliability modeling based on reliability block diagram [J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2011, 18(6): 407-411 (in Chinese).

### 作者简介:

查国清 男, 博士研究生。主要研究方向: 可靠性系统工程、安全工程。

徐亚妮 女, 硕士, 讲师。主要研究方向: 可靠性系统工程、高校管理。

康锐 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 可靠性系统工程。

# Reliability modeling method for security & protection system of a key area

ZHA Guoqing<sup>1</sup>, XU Yani<sup>2,\*</sup>, KANG Rui<sup>1</sup>

(1. School of Reliability and System Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** In order to evaluate the reliability of a security system in the key area, security system reliability of a key area is defined in this paper firstly. Failure distributions of security devices are acquired after the test and estimation of security devices' failure information by exponential distribution. Besides, the functions of subareas and devices are analyzed, and backup relations and reliability relations among areas, subareas and devices are described. Then reliability block diagram model of security systems, subareas and devices is built and the reliability of security systems in key area is calculated by series-parallel reliability block diagram method. Finally, a practical example is presented to indicate the computational simplicity and verify the efficiency of the model to acquire security system reliability of a key area.

**Keywords:** security system; intruder alarm; reliability analysis; reliability block diagram; series and parallel

**Received:** 2016-11-30; **Accepted:** 2017-01-06; **Published online:** 2017-03-24 16:04

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.006.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (61573041)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0912

# 大攻角状态压气机分离流及叶片动力响应特性

倪奇峰<sup>1</sup>, 侯安平<sup>1,2,\*</sup>, 刘若阳<sup>1</sup>, 周拜豪<sup>3</sup>, 张明明<sup>4</sup>

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100083;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083; 3. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500;

4. 北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院, 北京 100074)



**摘 要:** 为研究大攻角状态压气机转子内部分离区的脱落和传播过程及转子叶片对其动力响应问题,对某跨声速压气机级进行了非定常数值模拟和双向迭代流固耦合数值模拟。研究表明,在近失速状态,转子叶片通道内会周期性地发生2次叶背分离区的脱落和传播现象。第1个分离区主要表现出轴向传播特性,其会对下游流场产生影响;第2个分离区主要表现出周向传播特性,其会作用于周向相邻的转子叶片,对转子叶排自身产生激励作用,进而影响叶片表面压力分布,引起叶片较强的动力响应,对叶片结构强度的影响不可忽略。非定常/流固耦合计算手段能够较全面地预测流场中激励源的频率、幅值与位置等,在压气机设计阶段应对此类预测工作予以重视,以期更准确地预测叶片共振及动力响应等问题。

**关键词:** 分离区脱落和传播; 非定常/流固耦合; 数值模拟; 叶片振动; 动力响应

**中图分类号:** V231.3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1410-09

随着现代航空对于航空发动机性能需求不断苛刻,要求压气机不仅要具有良好的设计点性能,也要有良好的低转速性能<sup>[1]</sup>。在某些无进口导叶的压气机进口级,转子攻角对于转速变化比较敏感,低转速运行会使转子处于较大正攻角的流动状态,易形成严重的叶背分离。当工作状态向失速边界靠近时,就容易发生叶背分离区的脱落与传播现象,流场强烈脉动,进而引起叶片结构的不良振动响应,对压气机气动和结构都产生不利影响。

为了揭示此类分离流动的非定常特性及其对于气动、结构的影响,国内外学者进行了许多研究工作。Valkov和Tan<sup>[2]</sup>通过数值模拟捕捉到了压气机叶片叶背流向旋涡的结构,并研究了其对于流场性能的影响。Gbadebo等<sup>[3]</sup>进行了有关三维

分离区的实验和数值研究,对分离流的结构做了分类与展示,指出基于三维时均 Navier-Stokes 方程的定常 CFD 计算可以较好地模拟转子附近的分离区流动。Mailach等<sup>[4]</sup>利用非定常 CFD 对转子通道内叶尖泄漏涡和分离流的传播过程进行了数值计算,并探讨了上游尾迹对其影响。Hah等<sup>[5]</sup>对转子叶片排近失速状态进行了全周非定常计算,证明了近失速流场受叶尖附近分离流动的影响很大,并进一步采取了大涡模拟技术,更加细致地捕捉到了旋涡的非定常结构与特性。Kielb等<sup>[6]</sup>研究了叶轮机在周向流动不稳定状态下的叶片非同步振动响应问题,指出叶背分离的脱落是造成非同步振动的重要原因之一。Mailach和Vogeler<sup>[7]</sup>通过实验对旋转失速过程中压气机叶片表面气动力对于分离流的瞬态响应进

收稿日期: 2016-12-02; 录用日期: 2017-01-13; 网络出版时间: 2017-03-09 14:18

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170309.1418.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170309.1418.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金(11290140)

\* 通讯作者: E-mail: houap@buaa.edu.cn

**引用格式:** 倪奇峰, 侯安平, 刘若阳, 等. 大攻角状态压气机分离流及叶片动力响应特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1410-1418. NI Q F, HOU A P, LIU R Y, et al. Separation flow and blade dynamic response characteristic of compressor at high attack angle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1410-1418 (in Chinese).

行了研究。Holzinger 等<sup>[8]</sup>通过实验研究了跨声速压气机转子上发生的2类自激振动现象,旋转不稳定诱导自激振动和颤振,并通过非轴对称处理机匣成功地抑制了颤振的发生,全面总结了发生在跨声速压气机转子上的不同类型的叶片振动,通过研究振动现象的内在机理,对理解流动诱发叶片振动做出了贡献。

随着计算机及计算技术的快速发展,利用数值求解流固耦合的方法来研究流动诱发振动问题逐渐成为可能<sup>[9-11]</sup>。笔者在前期工作中<sup>[12]</sup>通过数值和实验方法研究了低速轴流压气机旋转失速对叶片振动响应的影响,证明了这种双向迭代流固耦合计算方法在研究压气机旋转失速诱发叶片振动响应方面的可行性与辨识能力。

本文以某无进口导叶的高压压气机首级为研究对象,针对低转速大攻角流动条件,对近失速状态和近最高效率点状态进行非定常数值模拟,详细分析了叶背分离流在近失速状态下的非定常特性和演化过程。针对转子叶片对于叶背分离流的瞬态动力响应问题,利用流固耦合求解技术,探究叶背分离流对叶片气弹特性的影响,加深对流动诱发叶片振动机理的理解。

## 1 数值方法和计算模型

### 1.1 数值方法

本文使用商用软件 CFX 进行非定常流场求解,使用 CFX/ANSYS 迭代模式,实现流体域与固体域的迭代耦合数值计算。采用非定常时间推进方法对全周流场的演化进行非定常数值研究。控制方程为非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用  $k-\varepsilon$  模型,综合考虑了计算准确性<sup>[13]</sup>及计算时间等因素的影响。空间离散采用迎风格式,时间上采用带双时间步的二阶后差格式。

利用双向迭代流固耦合方法研究脱落的叶背分离流对叶片振动的影响。流体域求解采用了与非定常数值计算相同的求解方法,微分形式的非定常流动质量守恒方程、动量守恒方程及能量守恒方程可写为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \times \mathbf{U}) = \nabla \cdot [-p \delta + \mu(\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T)] + \mathbf{S}_M \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho H)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} H) =$$

$$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mu \nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{U} \delta \mathbf{U}) + \mathbf{S}_E \quad (3)$$

式中: $\mathbf{U}$ 为速度矢量; $H$ 为总焓; $\rho$ 为密度; $p$ 为压力; $\delta$ 为克罗内克符号; $T$ 为温度; $\mu$ 为动力黏性系数; $\lambda$ 为导热系数; $\mathbf{S}_M$ 和 $\mathbf{S}_E$ 分别为动量源项和能量源项。

状态方程为

$$\rho = \rho(p, T) \quad (4)$$

标准  $k-\varepsilon$  湍流模型包括湍动能  $k$  和耗散率  $\varepsilon$  的输运方程,即

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G - \rho \varepsilon \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \varepsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{\varepsilon 1} G \frac{\varepsilon}{k} - \rho C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (6)$$

式中: $G = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$ 为黏性力; $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$ 为湍流黏度; $C_\mu$ 、 $\sigma_k$ 、 $\sigma_\varepsilon$ 、 $C_{\varepsilon 1}$ 和 $C_{\varepsilon 2}$ 为常数。

固体域叶片的瞬态响应通过求解结构动力学方程获得。假设转子各个叶片的力学特性相同,其有限元形式的固体模型结构控制方程为

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C} \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K} \mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为位移向量; $\mathbf{M}$ 为质量矩阵; $\mathbf{C}$ 为阻尼矩阵; $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵; $\mathbf{F}$ 为气动载荷向量。

流固耦合计算中,采用守恒插值法将气动载荷、网格变形等信息在两域之间传递,在流固耦合交界面上,两域分别满足运动学及动力学条件,即法向速度及法向压力保持一致。

$$\begin{cases} \mathbf{v}_{fi} = \mathbf{v}_{si} \\ f_{fi} = \sigma_{si} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{v}_{fi}$ 为流体侧法向速度; $\mathbf{v}_{si}$ 为固体侧法向速度; $f_{fi}$ 为流体侧法向压力; $\sigma_{si}$ 为固体侧法向压力。

同时,在流固交界面上满足载荷的一致性和能量的守恒性。有限单元面上的节点力合力等于流体域对应面上压力的积分;有限单元面上的节点力对节点位移所做功等于流体域对应面上的压力对位移所做的功。

$$\sum \mathbf{F}_i = \int \mathbf{p}_j \, ds \quad \sum \mathbf{F}_i \mathbf{l}_i = \iint \mathbf{p}_j \, ds dl \quad (9)$$

式中: $\mathbf{F}_i$ 为有限单元面上的节点力; $\mathbf{p}_j$ 为流体域对应面上压力; $\mathbf{l}_i$ 为节点位移。

在耦合迭代过程中,流体域和固体域分别进

行各域控制方程求解,在耦合交界面上,将位移及压力依据协调条件进行转换,相互交换、反馈信息并反复求解,直至结果趋于稳定,从而达到求解整体耦合场的目的。

## 1.2 计算模型与边界条件

本文的研究对象为某跨声速压气机级。该模型转子16片,静子56片。转子为宽弦叶片,叶尖弦长为50 mm,进口轮毂比为0.58,出口轮毂比为0.71,叶尖尖部直径为102 mm,叶尖稠度为2.6,设计叶尖间隙为0.2 mm。

在进行非定常流场计算时,采用转-静全周模型,如图1(a)所示,出口边界条件在静子出口给定。在进行流固耦合模拟时,基于计算时间的考虑,简化模型由2个转子流道与对应7个静子流道组成,如图1(b)所示。其中,简化模型转-静交界面两侧的面积,每个通道网格与全周模型的单通道网格保持一致。在有限元结构模型中,固体域为2片转子叶片,固体网格采用全六面体网格,单片叶片的节点总数为4500左右。

本文针对地面低转速状态(80%设计转速)进行计算,计算使用的转速为29250 r/min。在低转速状态下,转子叶尖处于明显的大攻角流动状态。进口给定总温为288.15 K,总压为101325 Pa,轴向进气。出口给定平均半径处的静压,按径向平衡方程计算出压力沿叶高的分布。流固耦合计算中,流体域进出口边界条件与非定常计算的情形相同。固体域2片转子叶片作为弹性体进行计算,材料为某合金钢,物性参数如表1所示。叶片叶背、叶盆和叶顶设置为流固耦合交界面,叶片底面设置为固支边界条件。

采用图1(c)中叶片结构网格,计算转子叶片在给定转速下的固有频率。计算所得的前4阶固有频率和对应的振型如表2所示。

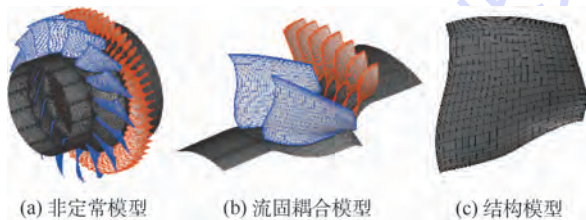


图1 压气机计算模型与计算网格

Fig.1 Computational model and mesh of compressor

表1 转子叶片材料属性

Table 1 Material property of rotor blades

参数	弹性模量/GPa	泊松比	密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )
数值	120	0.32	4370

表2 叶片固有频率与振型

Table 2 Natural frequency and vibration mode of blade

阶数	固有频率/Hz	振型
1	1840	
2	3011	
3	4865	
4	5341	

## 2 大攻角状态下分离流特性

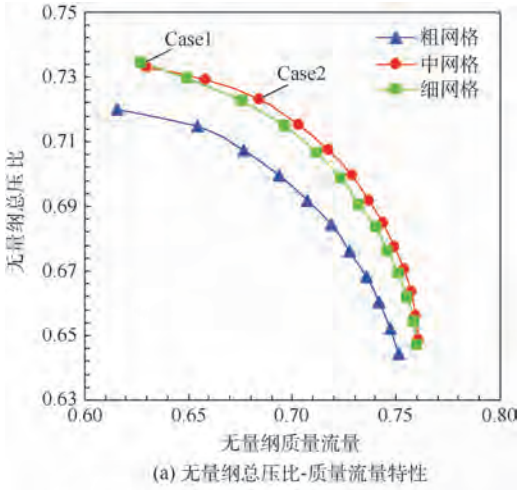
本文首先对非定常计算和流固耦合计算的流体网格进行网格无关性验证,并对非定常时间步长也进行了无关性验证,确保数值计算的精度与准确性。之后针对不同工作状态进行非定常和流固耦合分析。Case1为非定常近失速状态,Case2为接近最高效率点的一个流动状态。本文将着重对比这2个状态下的叶背分离流演化情况,并探讨其中的物理机制。通过流固耦合模拟技术研究叶背分离流对于自身转子叶排的激励作用。

### 2.1 流体网格无关性与时间步长无关性验证

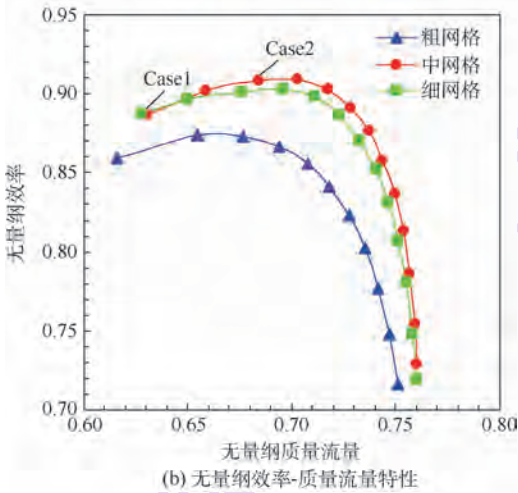
为了避免网格疏密对计算结果的影响,首先进行流体网格无关性验证。为了节省计算量,本文针对图1(b)中的简化模型进行网格无关性验证。全周模型与简化模型的区别仅为计算通道数不同,而每个通道的计算网格完全相同,所以简化模型的网格无关性也适用于全周模型。本文设计了粗、中、细3套网格,网格量分别为30万、75万和120万。针对每套网格进行定常计算,通过对比3套网格计算的特性线来分析网格数量对计算结果的影响,如图2所示。

从图2可以看出,基于粗网格的压气机性能计算值普遍低于中、细网格的计算结果。而中、细网格对于性能的预估较为接近,因此可认为采用中网格计算即可满足精度要求。本文所有的计算模型均基于中网格的网格密度做出。

为了减小时间步长对于非定常结果的影响,



(a) 无量纲总压比-质量流量特性



(b) 无量纲效率-质量流量特性

图2 流体网格无关性分析

Fig.2 Fluid mesh independence analysis

本节选取了3个不同的时间步长进行非定常计算,来考察时间步长对计算结果的影响程度。图3给出了利用3个不同的时间步长得到的出口质量流量随时间的变化。结果显示,3个结果基本一致,说明在取定的范围内,时间步长对计算结果影响不大。考虑到节约计算成本,故本文中的非定常计算和流固耦合计算的时间步长都取为  $1.3 \times 10^{-5}$  s。

## 2.2 压气机非定常分离流场特性分析

为了展现不同工况下叶片通道内的流动状况,图4给出了2个分析状态下全周模型90%叶高截面的相对马赫数分布。可以看出,Case2状态转子叶片叶背有较大的分离区,且周向每个流道内的分离区大小、位置、强度都较为一致。Bohne和Niehuis<sup>[14]</sup>在针对低转速压气机的试验中曾捕捉到这类分离,并认为低转速下的大攻角是产生此类分离的原因。与Case2状态相比,Case1状态流道内虽然有明显的分离区存在,但流动情况与相邻流道完全不同,却与相隔流道的

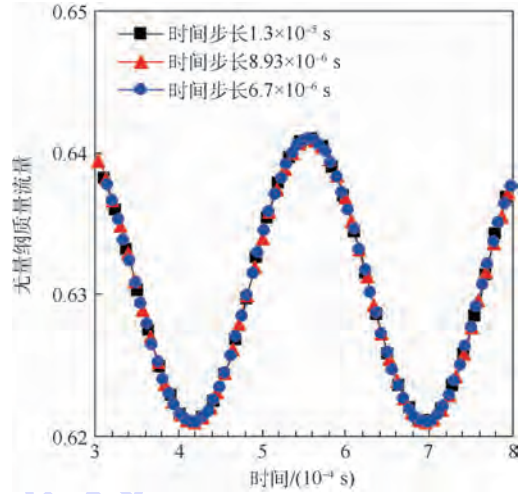


图3 时间步长无关性分析

Fig.3 Time step independence analysis

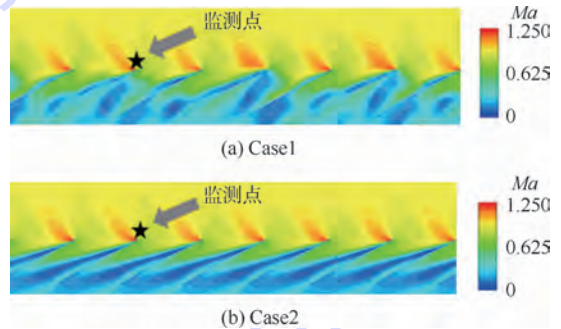


图4 90%叶高位置的相对马赫数分布云图

Fig.4 Relative Mach number distribution contour at 90% spanwise location

流动情况比较相似。这说明随着压气机状态向喘点逼近,转子叶尖流场结构发生了根本性变化。

选取图4中标注的叶尖前缘监测点,分析相对马赫数的时域变化,并对Case1状态的相对马赫数时域曲线进行频谱分析,如图5所示。

从图5可以看出,Case2状态的流场细节气动参数(相对马赫数)随时间的脉动很小,说明虽然叶背区域存在较大分离(见图4(b)),但是此分离区基本不随时间而变化,表现出了定常特征。而Case1状态的参数则脉动很大,非定常性显著,且存在明显的时间周期性。从频谱分析中可以看出,相对马赫数的最占优的频率为1875 Hz。

为了揭示Case1状态下叶尖流场叶背分离区的非定常演化过程,取频谱分析中占优频率(1875 Hz)所对应的周期作为一个研究周期,并将这一周期细分成9个时刻进行细致研究,研究不同的流场参数在这一时间周期内的演化过程。

按照时刻1~9先后取转子域90%叶高流面的相对马赫数分布,如图6所示。叶尖马赫数非

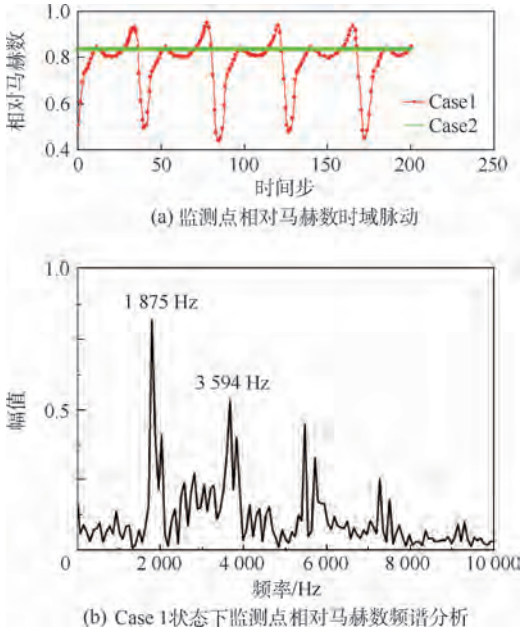


图5 监测点相对马赫数时域脉动与频谱分析

Fig.5 Relative Mach number time domain fluctuation and frequency spectrum analysis at monitoring point

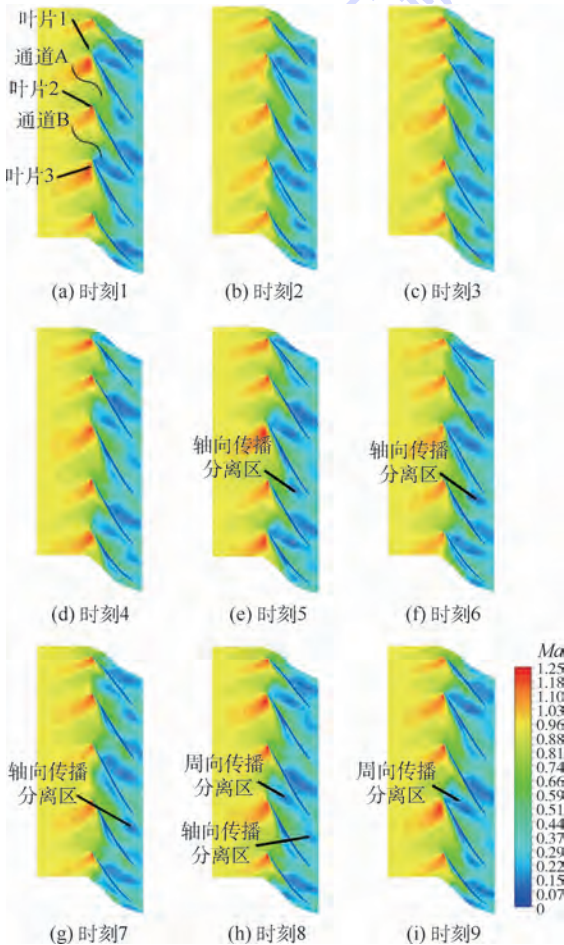


图6 不同非定常时刻的相对马赫数分布云图

Fig.6 Relative Mach number distribution contours at different unsteady time points

定常演化特征明显,叶背分离区的结构也不再稳定,而是呈现出明显的周期性脱落和传播特征。从时刻1至时刻4,2号叶片吸力面前缘存在明显分离区,并且其分离区的强度和范围都随时间的推进不断增大。直至时刻5,一团低速分离区从2号叶片叶背表面脱落,并在流道内大致沿轴向传播,称其为“轴向传播分离区”。值得注意的是,在这一时间段内,2号叶片叶背只有一部分分离区产生了脱落现象,此时仍然有一团狭长的低速分离区紧贴叶背,没有脱落。但从时刻7开始,先前没有脱落的分离区也开始从叶背脱落下来,而在这一时间段内脱落的低速分离区却表现出了周向的传播特征,称其为“周向传播分离区”。该“周向传播分离区”呈现出的特性与旋转不稳定<sup>[15]</sup>中“叶顶泄漏涡每隔一个通道重复一次”的特性很相似,该流动现象很可能与旋转不稳定流动存在关联。

Case1 状态下叶尖流场的演化过程比较复杂,在一个周期(对应频率1875 Hz)内,有2次叶背分离区的脱落过程。从叶片的进口气流角变化来看,在时刻3~时刻5,1号叶片吸力面脱落的“周向传播分离区”到达2号叶片前缘,导致叶片前缘进口气流角急剧增大(见图7),攻角相应增大,使得激波强度增大。大攻角状态结合激波/泄漏涡、激波/附面层的相互作用,促使原本紧贴叶背的分离区发生脱落,并沿叶背向叶片尾缘传播,即“轴向传播分离区”脱落。这与 Lee 等<sup>[16]</sup>的工作中所描述的现象相似,这类分离区在大攻角的情况下产生,并向下游脱落,对下游流场产生影响。与此同时,“周向传播分离区”在到达2号叶片前缘之后会逐渐贴向叶片压力面,并沿着压力面向叶片尾缘移动。从图6(f)的时刻6可知,沿2号叶片吸力面传播的“轴向传播分离区”与沿

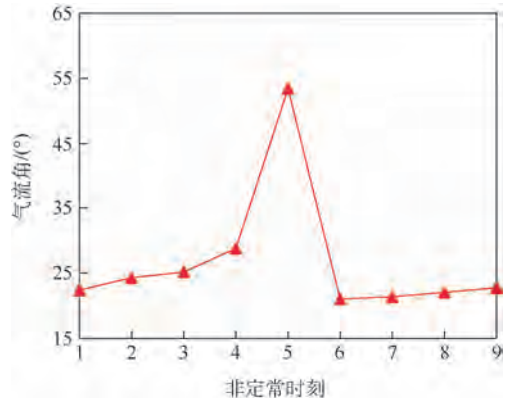


图7 不同非定常时刻的气流角变化

Fig.7 Variation of flow angle at different unsteady time points

3号叶片压力面传播的“周向传播分离区”同时到达各自叶片尾缘,对叶片流道造成了堵塞,使流道通流能力下降,迫使附着在2号叶片吸力面的低速分离区再次发生脱落并向周向传播,即为“周向传播分离区”,如时刻7~时刻9所示,形成周期性脱落和传播特性。

由于相隔叶片附近的流场情况相似,流场有近似2个相邻通道为一组的周期性流动存在,所以在Case1状态下,周向可以认为存在8个低速分离区。在取定的一个研究周期内,一个转子转过的距离为 $d_{rotor} = 0.26$ 圈;而周向分离区经历一个周期,相当于转过了2个通道,即转过的距离为 $d_{stall} = 2/B = 0.125$ 圈, $B = 16$ ,为转子叶片数。故周向分离区的转速 $v_{stall} = 0.48 v_{rotor}$ , $v_{rotor}$ 为转子的转速,即周向分离区以0.48倍的转子转速进行周向旋转。

“轴向传播分离区”在流道内进行轴向传播,对相邻转子叶片影响很小。而“周向传播分离区”会作用在逆转速方向的相邻转子叶片的压力面,这是造成叶尖前缘马赫数脉动的主要原因。每当“周向传播分离区”到达相邻叶片前缘时,位于该叶片吸力面靠近前缘处的激波会明显增强,即该叶片前缘马赫数同步增大。可见,“周向传播分离区”的脱落频率与马赫数脉动的占优频率1875 Hz一致。“周向传播分离区”在转子叶背产生、发展、脱落,并与相邻转子相互影响,可能会对转子叶片表面压力分布产生不良影响。

图8给出了不同非定常时刻2号叶片的叶盆面压力分布。可以看出,低速分离区使叶盆面叶尖前缘附近的压力脉动明显。在时刻3,叶尖前缘附近的压力开始快速下降。在时刻4,叶尖前缘角区形成了明显的低压区域,且在较小的角区内压力梯度很大。随后低压区域向后传播,且在叶片表面的强度有所减弱。至时刻9,基本完成一个非定常周期。在时刻2~时刻6之间,叶尖前缘的角区附近完成了由相对高压—低压—高压的变化过程,变化幅值大,作用区域小,压力梯度大,考虑到叶尖前缘很薄且带有一定的前掠型,这样剧烈的压力变化可能会对叶片的结构强度产生不利影响。

图9给出了2号叶片在时刻1、4、6、9的90%叶高表面压力分布。分析可知,叶片的叶背压力变化相对不明显,而叶盆前缘角区是压力脉动最显著的区域。时刻4时,叶尖前缘的负荷明显降低。

由以上一系列分析可知,Case1状态下叶尖流场非定常脉动十分明显,并发生了叶背分离区

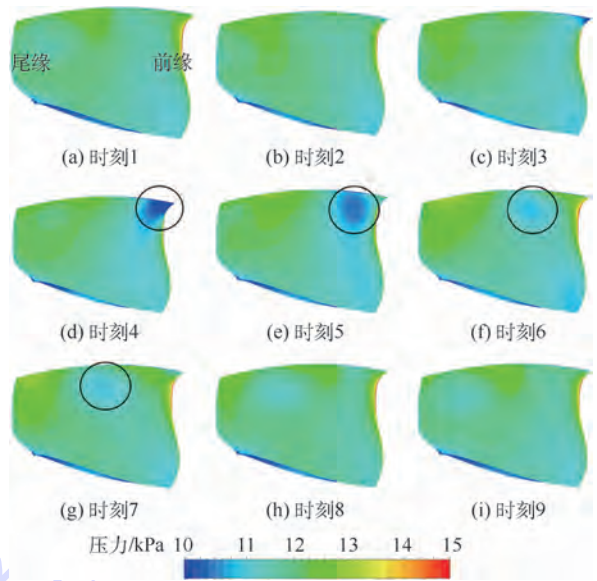


图8 不同非定常时刻叶片叶盆面的压力云图  
Fig.8 Pressure contour of pressure side of blade at different unsteady time points

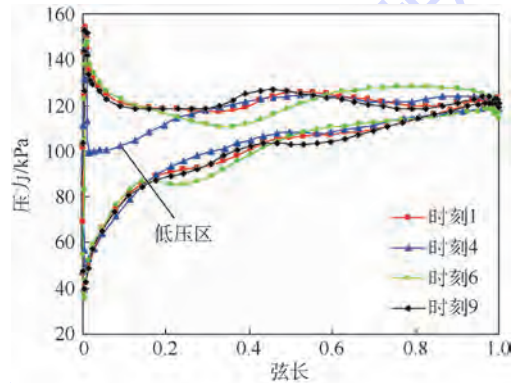


图9 90%叶高位置的叶片表面压力分布  
Fig.9 Blade surface pressure distribution at 90% spanwise location

的脱落和传播现象。借鉴文献[15]对低速轴流压气机中旋转不稳定流动现象起始原因的描述,本文在跨声速轴流压气机内部发现的上述非定常流动现象的起始原因可能是:随着运行工况向近失速边界靠近,压气机转子叶片叶尖泄漏流的强度逐渐增大,流场受到某个小扰动的影响后,激波与泄漏涡发生了周期性的相互干涉,泄漏涡在传播过程中再次与相邻叶片发生了周期性相互作用。

压气机转子叶背分离区的周期性脱落和传播,尤其“周向传播分离区”的周期性脱落和传播,会对相邻转子叶片表面的压力分布产生显著影响,特别是叶尖前缘附近的压力脉动十分剧烈,有可能对叶片振动产生不利影响。

### 3 大攻角状态下叶片动力响应特性

为了进一步揭示“周向传播分离区”对转子叶片振动的影响,本节采用流固耦合迭代计算技术分析叶片的结构瞬态响应。从2.2节的结果可以看出,在空间上,Case2状态每个通道内的流场情况相似,有良好的重复性,理论上可以简化为单转子模型进行计算;Case1状态叶尖周向非均匀性虽然较强,但仍然大致存在2个通道为一组的周向流场周期性。故为了节省计算时间,在进行流固耦合计算时,对计算模型进行合理简化,选取2个转子叶片通道,静子数量进行相应约化,组成转-静双通道简化计算模型。模型保证转-静界面两侧面积相等,满足非定常转-静交界面的算法要求。

从不同状态下转子叶片气动力的时域变化来看(见图10),Case1叶片表面的气动力脉动幅值要明显高于Case2状态,说明2.2节展示的叶背分离区脱落、传播现象使叶片表面气动力脉动更加剧烈。Case2状态下相邻叶片的气动力基本同步脉动;而Case1状态下相邻叶片的气动力脉动相位相反,周向传播的分离区在其中起到了明显作用。

图11给出了不同状态下转子叶尖前缘点位移的时域变化曲线。结果显示,虽然在不同状态下转子叶片叶尖前缘均围绕平衡位置做等幅的类简谐运动,并且振动平衡位置基本相同,但Case1状态下叶片振动的脉动幅值要显著增大,叶片振动更加剧烈。

从振动相位来看,Case2相邻叶片振动是基本同步的,而Case1状态下相邻叶片的振动相位存在明显的相位差。对一个叶片振动周期进行时刻划分,进一步描述相邻叶片在振动周期内的动态响应行为,如图12所示。结果显示,在Case1状态下,从时刻a至时刻e相邻2个转子叶片在

各自的叶尖前缘处交替成为振动位移最大的区域。

从频域角度看,Case1状态下叶片振动存在明显的占优频率1875 Hz,如图13所示,这与2.2节中的“周向传播分离区”的脱落频率一致。

综合以上结果,“周向传播分离区”的脱落和叶片振动频率一致,且叶片振动基本呈等幅振动,故可以判断,在Case1状态下,叶片振动形式主要是由“周向传播分离区”的脱落和传播激起的强迫响应,非定常激励源是周向传播的非定常分离区,叶片的响应频率与激励源的激励频率一致。

从Case1转子叶片变形云图可以看出,虽然叶片各点变形量时刻在变化,但变形的基本形

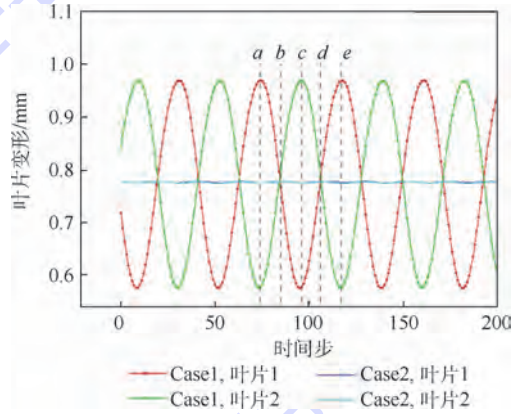


图11 叶片振动时域曲线

Fig. 11 Blade vibration time domain curves

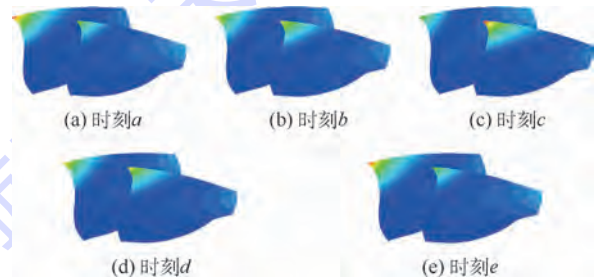


图12 叶片振动位移云图

Fig. 12 Blade vibration displacement contours

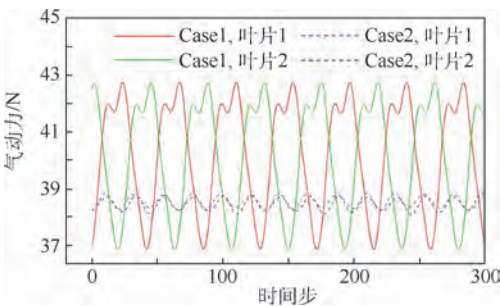


图10 转子叶片气动力随时间的变化

Fig. 10 Variation of aerodynamic force of rotor blade with time

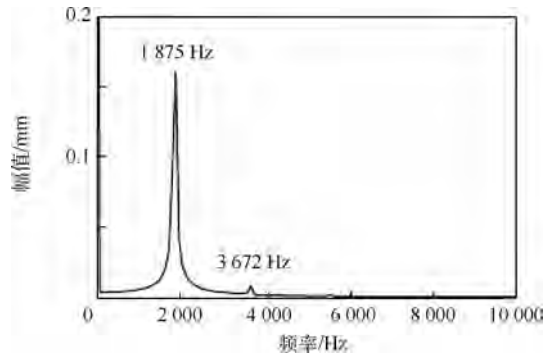


图13 叶片振动频谱图

Fig. 13 Frequency spectrum analysis of blade vibration

式不变,呈现叶片一阶弯曲振型。一方面,“周向传播分离区”的周期性脱落和传播使叶片前缘角区承受较大的动载荷,加大了叶片振动幅度,也改变了相邻叶片的振动相位。并且叶片的大变形区集中在前缘角区附近,叶片变形的梯度也较大,可能会存在叶片叶尖前缘疲劳甚至断裂的风险。另一方面,叶片的振动频率(1875 Hz)与表2所示的叶片一阶固有频率(1840 Hz)非常接近。基于以上2点考虑,叶片在这一状态下有发生共振的危险。

工程中常常使用 Campbell 图对共振现象进行预测,有助于在叶片的动力特性设计中高效地分析并规避潜在的低阶共振风险,但由于流场中气流激励源的多频性和复杂性,仅依靠分析频率避开全部叶片固有振型的气动激励源是很困难的。本文中 Case1 状态展现的此共振激励源是转子自身的非定常流动激励,流场结构的变化是激励源产生的原因。所以非定常激励能否产生,何时产生,强度多大,频率多少,位置如何,这些都和具体的流场状态有关,很难通过理论分析事先得知。这说明在设计阶段仅仅利用 Campbell 图进行共振分析是不全面的。虽然开展非定常/流固耦合计算会耗费计算资源,增加时间成本,但是这对研究复杂流动引发的共振问题具有明显的意义。利用非定常/流固耦合手段可以较为全面地预测复杂气动环境中激励源的大小、频率和位置,从而为设计者进行叶片调频等工作提供理论支持,最大可能地避免共振、颤振等振动问题的发生。从另一角度来看,即便共振现象不会发生,周向脱落的叶背分离区造成转子叶片振动响应十分明显,叶片的振动幅值明显增大。这种强烈的强迫响应同样会对叶片疲劳强度造成威胁,在工程中也应引起重视。

## 4 结 论

本文对低转速大攻角状态转子通道内分离区的传播过程及其对转子叶片气弹特性的影响进行了全三维数值研究。

1) 在近失速状态,叶尖流场表现出了很强的非定常特征。转子叶尖同一流道中会脱落2个低速分离区。第1个分离区主要呈现轴向传播的特性,其会对下游流场产生影响;第2个分离区主要呈现周向传播的特性,其作用于周向相邻转子的叶盆,造成了叶尖表面压力分布的剧烈脉动。

2) 在近失速状态,转子叶片呈现出剧烈的振动,其振动频率与“周向传播的分离区”的脱落频

率一致。转子叶片的振动体现为“周向传播的分离区”作用下的非定常强迫响应。转子振动频率与叶片一阶固有频率接近,转子叶片有发生共振的可能。“周向传播的分离区”的脱落和传播扮演着周期性作用力的角色,对转子叶片的气弹特性产生了重要的影响。

3) 对于复杂非定常流引发的共振问题, Campbell 图难以进行全面的预测。利用非定常/流固耦合计算手段可以有效捕捉由于复杂非定常流形成的非定常激励源,从而预测叶片共振和结构响应问题。当压力、马赫数(速度)和其他气动信号被用来建立压气机转子内部非定常分离流和叶片气弹特性的关系时,这对于深入认识非定常流动诱发叶片振动问题具有积极的意义,值得开展进一步的研究工作,也应在设计阶段对这类预测工作予以重视。

## 参考文献 (References)

- [1] 夏联,崔健,顾扬.可调静叶对压气机低速性能影响的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2005,18(1):31-34.  
XIA L, CUI J, GU Y. An experimental investigation on the effect of variable stator vane angle on compressor performance at low speed[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1):31-34 (in Chinese).
- [2] VALKOV T V, TAN C S. Effect of upstream rotor vortical disturbances on the time-averaged performance of axial compressor stator. Part 2: Rotor tip vortex/streamwise vortex-stator blade interactions[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3):387-397.
- [3] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2):331-339.
- [4] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Periodical unsteady flow within a rotor blade row of an axial compressor. Part 2: Wake-tip clearance vortex interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4):041005.
- [5] HAH C, BERGNER J, SCHIFFER H P. Tip clearance vortex oscillation, vortex shedding and rotating instabilities in an axial transonic compressor rotor[C]//ASME Turbo Expo 2008. New York: ASME, 2008:57-65.
- [6] KIELB R E, BARTWE J W, THOMAS J P, et al. Blade excitation by aerodynamic instabilities—A compressor blade study [C]//ASME Turbo Expo 2003. New York: ASME, 2003:399-406.
- [7] MAILACH R, VOGELER K. Unsteady aerodynamic blade excitation at the stability limit and during rotating stall in an axial compressor[C]//ASME Turbo Expo 2006. New York: ASME, 2006:1701-1711.
- [8] HOLZINGER F, WARTZEK F, JUNGST M, et al. Self-excited blade vibration experimentally investigated in transonic compressors: Rotating instabilities and flutter[J]. Journal of Turbo-

machinery, 2015, 138(4):041006-1-041006-9.

- [9] 张章. 风扇/压气机气动弹性动力响应的机理与应用研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2013.

ZHANG Z. Investigation on the mechanism and application of aeroelastic dynamic responses in fan/compressor[D]. Beijing: Beihang University, 2013 (in Chinese).

- [10] 张明明. 轴流压气机气动弹性失稳机理研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2012.

ZHANG M M. Investigation on the mechanism of aeroelasticity instability in axial compressor[D]. Beijing: Beihang University, 2012 (in Chinese).

- [11] YANG X D. Flow field and vibration behavior of the rotor due to mistuning IGV in a transonic compressor[C] // Proceeding of ASME 2012 International Mechanical Engineering Congress & Exposition. New York: ASME, 2012; 267-274.

- [12] ZHANG M M, HOU A P, LI J X, et al. Analysis of blade vibration response induced by rotating stall in axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2269-2277.

- [13] 杜鹃. 跨音压气机/风扇转子叶顶泄漏流动的非正常机制研究[D]. 北京:中国科学院工程热物理研究所, 2010.

DU J. Investigation on the unsteady mechanism of tip leakage flow in transonic compressor/fan rotors[D]. Beijing: Institute of

Engineering Thermalphysics, Chinese Academy of Sciences, 2010 (in Chinese).

- [14] BOHNE A, NIEHUIS R. Experimental off-design investigation of unsteady secondary flow phenomena in a three stage axial compressor at 68% nominal speed[C] // ASME Turbo Expo 2004. New York: ASME, 2004; 857-866.

- [15] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Rotating instabilities in an axial compressor originating from the fluctuating blade tip vortex[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 123(3): 453-463.

- [16] LEE S, RENEHAL A K, KIM H J, et al. Large eddy simulation of unsteady flows in turbomachinery[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2006, 218(7): 463-475.

#### 作者简介:

倪奇峰 男, 博士研究生。主要研究方向: 叶轮机气动设计、非定常流动及气动弹性。

侯安平 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 叶轮机气动设计、空气轴承及高速电机设计、非定常流动及气动弹性。

## Separation flow and blade dynamic response characteristic of compressor at high attack angle

NI Qifeng<sup>1</sup>, HOU Anping<sup>1,2,\*</sup>, LIU Ruoyang<sup>1</sup>, ZHOU Baihao<sup>3</sup>, ZHANG Mingming<sup>4</sup>

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

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

3. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;

4. College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In order to study the shedding and propagation of compressor rotors at high angle of attack, as well as the dynamic response under this transient process, a model with a stage of transonic compressor was simulated with unsteady numerical method and double direction iteration fluid-structure coupled numerical method. The results show that under near-stall condition, the separation regions at suction side move and shed periodically along axial and circumferential directions. The axial separation may influence the flow field and vibration performance of downstream blade rows, while the circumferential separation can impact the adjacent rotor blade, with an excitation brought on rotor row itself and an influence on the pressure distribution of rotor blades. Furthermore, the circumferential separation may cause violent dynamic response which could threaten the structural strength of rotor blades. Unsteady/FSI simulation technology has the ability to forecast frequencies, amplitudes and locations of the excitation sources in flow field. This kind of work should be emphasized during design procedure to assess the resonance and dynamic response of compressor blades.

**Keywords:** separation shedding and propagation; unsteady/FSI; numerical simulation; blade vibration; dynamic response

Received: 2016-12-02; Accepted: 2017-01-13; Published online: 2017-03-09 14:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170309.1418.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11290140)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0553

# 免疫支持向量机用于航空发动机磨损故障诊断

张建, 李艳军\*, 曹愈远, 张丽娜

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)



**摘 要:** 航空发动机在使用寿命周期内会不断磨损最终出现故障,通过对发动机油液监测铁谱分析数据的挖掘可实现磨损故障的诊断。本文研究免疫算法优化的支持向量机(SVM)在航空发动机磨损故障诊断中的运用。首先,总结了支持向量机和免疫算法的运行流程和关键算法。然后,用改进的免疫算法优化支持向量机惩罚因子、松弛变量及核函数参数。某型航空发动机的油液铁谱分析数据和加入噪声数据验证结果表明,该方法可有效实现航空发动机磨损故障诊断且具有较好的鲁棒性。最后,研究了核函数、多分类决策方法、初始种群大小、亲和力计算公式、支持向量机优化方法和归一化方法对磨损故障诊断准确率的影响,得到了最佳诊断方法。

**关键词:** 航空发动机; 磨损故障诊断; 铁谱分析; 免疫算法; 支持向量机(SVM)

**中图分类号:** V263.6; TK418

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1419-07

航空发动机的安全性是保证民航安全的关键,对其运行状态的健康监测和故障诊断是航空技术研究热点。油液监测技术是针对故障诊断发展起来的一门学科<sup>[1]</sup>,其原理是通过对发动机油液中颗粒、元素等的监测实现对发动机状态的监测,目前主要研究手段有铁谱分析<sup>[2]</sup>、光谱分析<sup>[3]</sup>和磁塞监测技术<sup>[4]</sup>等。铁谱分析原理是把铁质磨粒用磁性方法从油样中分离出来,在显微镜下或用肉眼直接观察,以进行定性及定量分析。这种方法不仅可以提供磨粒的类别和数量的信息,而且还可进一步提供其形态、颜色和尺寸等直观特征。但是,传统的铁谱分析主要实现宏观判断和定性分析,并且决策主要依据专家经验,因此误差较大、效率低下。

针对以上不足,人工智能方法被引入处理铁谱分析方法得到的数据<sup>[5]</sup>。目前研究和运用较多的方法主要是神经网络和专家系统。但是随着

研究和运用的逐步深入,这些方法都呈现出一些不足,如神经网络需要大量的正常和故障样本进行训练,并且神经网络建立的模型只利于解决低维问题,对高维问题处理复杂,并且容易陷入局部极值,使得其在故障诊断中的运用效果达不到预期<sup>[6]</sup>。专家系统存在获取知识困难、知识不完整、适应性差等问题。而支持向量机(SVM)是依据统计学理论建立的,可以通过少量样本解决非线性高维空间问题,具有很高的推广性。在故障诊断领域得到了广泛应用,如孙铁轩等<sup>[7]</sup>将支持向量机与信息粒化结合进行交通事故时序预测,王旭辉等<sup>[8]</sup>用最小二乘向量机对航空发动机气路参数进行趋势预测,陈立波等<sup>[9]</sup>用支持向量机实现了航空发动机磨损趋势预测,张周锁等<sup>[10]</sup>用支持向量机进行机械故障诊断,Shin等<sup>[11]</sup>将支持向量机用于电机早期故障检测。而徐启华<sup>[12]</sup>和孙超英<sup>[13]</sup>等较早地将支持向量机运用于航空发

收稿日期: 2016-06-27; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-10-18 11:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161018.1148.003.html

基金项目: 航空科学基金(20153352040); 南京航空航天大学校开放基金(kfj20150701)

\* 通讯作者: E-mail: lyj@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 张建, 李艳军, 曹愈远, 等. 免疫支持向量机用于航空发动机磨损故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1419-1425. ZHANG J, LI Y J, CAO Y Y, et al. Immune SVM used in wear fault diagnosis of aircraft engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1419-1425 (in Chinese).

动机故障诊断,但是目前对支持向量机用于航空发动机磨损故障诊断的适应性和最佳参数选择的研究尚少,因此本文就此展开深入研究。

惩罚因子参数、松弛变量及核函数参数是影响支持向量机性能的主要参数,对这些参数进行参数寻优优化可以有效提高支持向量机的性能。受生物免疫系统启发发展而来的人工免疫算法具有良好的克隆选择、个体多样性、记忆、学习、分布式、并行性和自适应等特性<sup>[14]</sup>,已被广泛用于多种问题和模型的参数寻优,如 Endoh 等<sup>[15]</sup>将其用于旅行商问题(TSP)的研究,Sasaki 等<sup>[16]</sup>通过免疫算法优化神经网络,避免了神经网络在最小值附近的摆动同时提高了算法收敛的速度,蒋加伏等<sup>[17]</sup>将其与蚁群算法相结合提出了一种混合优化算法并成功运用于服务质量(Quality of Service, QoS)路由选择问题,颜瑞<sup>[18]</sup>和高文军<sup>[19]</sup>等将免疫算法用于支持向量机的优化并用于解决实际问题,取得了良好的效果。因此本文在研究人工免疫算法理论上进行适当优化后将其用于支持向量机关键参数的优化。

### 1 支持向量机

#### 1.1 支持向量机原理

支持向量机分类原理和计算方法已在文献[7-14]中进行了详细的叙述,本文不再赘述,总结支持向量机分类问题及解决思路如图1所示。

对于非线性分类问题,通过核函数把样本空间映射到高维空间进行线性化;对于多分类问题,将其分为多个二分类问题,然后通过多分类决策策略将二分类结果进行融合得到多分类结果;对于线性不可分离问题,引入松弛变量和惩罚因子参数使其转化为类似线性可分离问题。

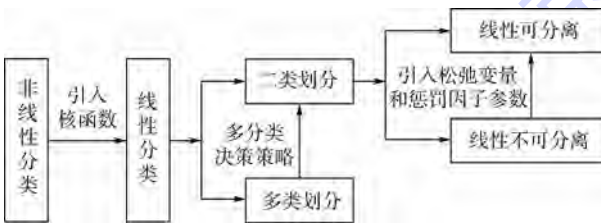


图1 支持向量机分类问题及解决思路

Fig. 1 Problem and solution of SVM classification

#### 1.2 核函数

核函数在1964年时已被引入机器学习领域,但直到1992年Vapnik等利用该技术成功将线性支持向量机推广到非线性支持向量机时才得以充分挖掘和发展。核函数的引入避免了“维数灾难”,减小了计算量,使其能够处理高维问题。

常用的核函数主要是内积核函数和平移不变核函数,如线性核函数、多项式核函数、径向基核函数和感知器核函数,本文选取高斯径向基核函数。

#### 1.3 多分类决策策略

常用的多值分类器有3种:一对多(one against all)、一对一(one against one)、DAGSSVM(Directed Acyclic Graph SVM)。本文采用一对一方法。

一对一方法的分类思想是每次从a类别中选出2个类别运用支持向量机进行二值分类,该方法共需构建 $a(a-1)/2$ 个分类器。分类决策采用“投票法”,得票最多的类别即作为待识别样本的类。该方法可能出现分类重叠,但是由于不可能所有的类别都得0票,所以不会出现不可分现象。

### 2 免疫优化算法

#### 2.1 免疫优化算法原理

免疫优化算法原理和计算方法在文献[15-18]中进行了具体的论述,不再赘述,总结免疫优化流程如图2所示。

本文采用免疫系统反面选择算法,其工作原理是首先进行种群初始化,计算每个抗体与抗体及抗原之间的亲和力,分析抗体促进或抑制,进行克隆、变异及选择策略,更新群体和记忆库,满足终止条件时输出结果,否则进行循环。



图2 免疫优化算法流程图

Fig. 2 Flowchart of immune optimization algorithm

#### 2.2 种群初始化

种群初始化包括选择编码方法,确定抗体、抗原及亲和力计算方法,产生初始种群。本文选用实数编码,将待优化参数的可能解作为抗体,分类决策函数作为抗原,分类准确率作为亲和力。

初始种群的大小会对算法造成很大影响,种群过小,则覆盖能力低,难以得到全局最优解;种

群过大则会增加计算量,降低运算速度。种群大小  $n$  与空间维数  $N$  和抗体相似度  $q$  有关,经分析总结出如下经验公式:

$$n = \left( \frac{q}{1-q} \right)^N \quad (1)$$

式中:空间维数  $N$  为待优化参数个数; $q$  为表征抗体之间相似度的阈值,通过约束亲和力小于该阈值可提高种群多样性。

### 2.3 亲和力计算方法

亲和力包括抗体和抗体以及抗体和抗原之间,两者计算方法分别如下:

1) 抗体和抗原之间亲和力用支持向量机在 K-CV(K-fold Cross Validation)方法下分类准确率的平均值表示。

2) 抗体  $v_i$  与抗体  $v_j$  之间亲和力计算如下:

$$h(v_i, v_j) = \frac{1}{1 + \|v_i - v_j\|} \quad (2)$$

式中:  $\|v_i - v_j\|$  表示欧氏距离,则距离越小,亲和力越大,且亲和力在  $[0, 1]$  之间。

## 3 发动机磨损故障检测实例

### 3.1 预处理

1) 构建样本空间。利用该方法对项目组通过铁谱仪获取的某型航空发动机的铁谱数据进行分析,同时验证文中提出分类算法的准确率。选取层状磨粒、疲劳剥块、严重滑动磨粒这3类磨粒的相对含量来构建特征向量空间。以该型发动机的正常状态、轴承疲劳磨损、齿轮过载疲劳、齿轮胶合或擦伤4种状态构建状态空间。

2) 归一化处理。铁谱分析中对各种类型磨粒通常以磨粒数量相对磨粒总数的百分比,即磨粒的相对含量作为衡量指标。因此需对铁谱分析采集的原始数据进行归一化处理,本文采用如下方法进行归一化:

$$x'_i = \frac{x_i - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}} \quad (3)$$

式中:  $x'_i$  为归一化处理后的数据;  $x_i$  为归一化处理前的数据;  $x_{\max}$ 、 $x_{\min}$  分别为特征向量  $\{x_i | i = 1, 2, \dots, n\}$  中的最大值和最小值。

3) K-CV 方法。用来验证分类器性能的一种统计分析方法,其基本思想是在将原始数据集分为  $K$  份,其中一份作为测试集,其余部分作为训练集,先用训练集对分类器进行训练,再利用验证集在测试训练得到的模型,以得到的分类准确率作为评价分类器的性能指标。

4) 评判指标。衡量支持向量机故障诊断有

效性的指标主要是诊断正确率,即诊断正确样本占样本总数的比例。

5) 选取样本。选取正常状态、轴承疲劳磨损、齿轮过载疲劳、齿轮胶合或擦伤4种状态下监测得到的层状磨粒、疲劳剥块、严重滑动磨粒数据各50组作为样本,部分样本如表1所示。通过 K-CV 方法均分为5组,分别以其中一组作为验证样本,其余作为训练样本。

表1 样本数据  
Table 1 Sample data

状态	编号	层状磨粒	疲劳剥块	严重滑动磨粒
正常 (I)	1	0.0298	0.0975	0.0741
	2	0.0021	0.1429	0.0941
	⋮	⋮	⋮	⋮
	49	0.0025	0.0539	0.0157
	50	0.0311	0.1375	0.1223
轴承疲劳 磨损(II)	1	0.5015	0.4725	0.0495
	2	0.4627	0.5026	0.0581
	⋮	⋮	⋮	⋮
	49	0.6005	0.5780	0.1854
	50	0.4219	0.4275	0.1721
齿轮过载 疲劳(III)	1	0.0067	0.7018	0.1182
	2	0.0132	0.6125	0.0094
	⋮	⋮	⋮	⋮
	49	0.0147	0.6251	0.2142
	50	0.0024	0.5276	0.0241
齿轮胶合或 擦伤(IV)	1	0.0072	0.0089	0.8053
	2	0.0261	0.1055	0.7218
	⋮	⋮	⋮	⋮
	49	0.0179	0.1403	0.6732
	50	0.0188	0.0852	0.7829

### 3.2 免疫优化算法的实例验证

对于支持向量机模型诊断性能影响较大的参数有惩罚因子参数  $C$ 、松弛变量  $\xi$  及高斯核函数参数  $\sigma$ 。为了使支持向量机获得较好的诊断效果,把这3个参数进行组合优化,令  $v = (C, \xi, \sigma)$ 。

选取相似阈值  $q = 0.9$ ,则初始种群大小在  $[0.9/(1-0.9)]^3 = 729$  附近,不妨取  $n = 700$ 。关键参数的取值范围分别为  $C \in [1, 50]$ ,  $\xi \in [0, 20]$ ,  $\sigma \in [0, 10]$ ,记忆库大小  $M = 50$ ,最大迭代次数  $T = 100$ 。

采用上述改进免疫算法优化支持向量机参数,得到的诊断准确率随迭代次数变化关系如图3所示,最优参数向量、迭代次数和诊断准确率统计如表2所示。

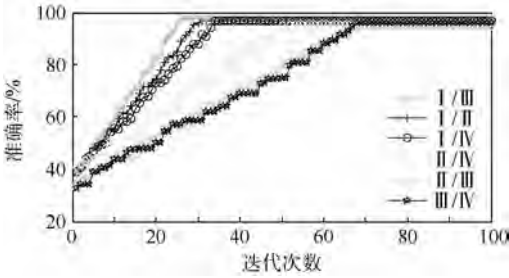


图3 准确率随迭代次数的变化

Fig.3 Variation of accuracy with iteration times

表2 支持向量机最优参数向量、迭代次数及准确率

Table 2 Optimal parameter vector, iteration times and accuracy of SVM

分类	最优参数向量 $v = (C, \xi, \sigma)$	迭代次数	准确率/%
I / II	(3.58, 0.41, 1.88)	30	98.3
I / III	(14.63, 5.01, 9.25)	27	99.5
I / IV	(7.47, 11.12, 1.84)	35	97.9
II / III	(35.48, 18.12, 4.96)	68	94.4
II / IV	(42.03, 7.15, 2.48)	54	93.9
III / IV	(27.50, 15.42, 4.83)	73	95.2

3.3 支持向量机分类

选取该型航空发动机铁谱分析4种状态各20组数据作为验证样本,分别利用未经优化的支持向量机(随机选取上述3个参数)和上述训练成熟的支持向量机诊断待测样本,得到诊断结果如图4所示,可以看出,未经优化的SVM有5组诊断错误,而经免疫算法优化后的诊断结果只有2组错误。

增大测试样本量,用优化后的SVM进行故障诊断,其统计结果如表3所示,从统计结果可看出,本文提出的算法对航空发动机磨损故障的诊断准确率在98%左右,验证了算法的有效性。

在上面实测样本数据中人为加入标准正态分布随机噪声,用3.2节中训练好的模型和最佳参数进行故障诊断的结果如图5所示。

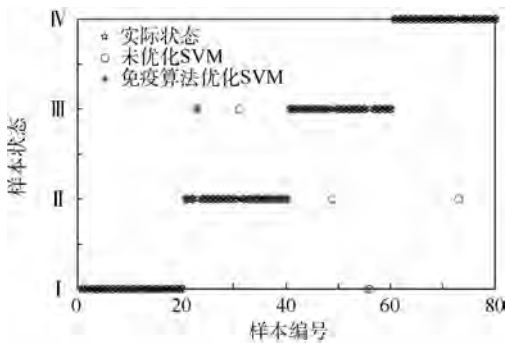


图4 诊断结果

Fig.4 Diagnosis results

表3 测试样本量及准确率

Table 3 Number and diagnostic accuracy of testing sample

样本量	100	200	300	400	500	600
准确率/%	98	98.5	98.3	98.25	97.8	98.1

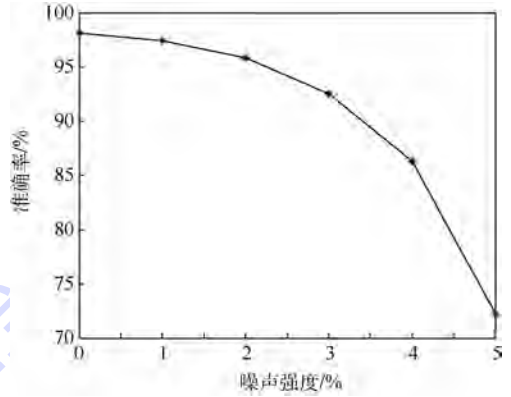


图5 含有噪声样本诊断准确率

Fig.5 Accuracy of samples corrupted by noise

从参数预测结果和故障诊断结果可知,噪声强度达到2%时,诊断准确率仍大于95%,噪声强度达到4%时,误差大于10%,无法保证诊断正确。可见支持向量机具有很好的鲁棒性。

4 关键问题分析

第3节中核函数、多分类决策方法、初始种群大小、亲和力计算公式、支持向量机优化算法以及归一化方法的选取都是在其他因素相同条件下经过试验比较后挑选的最优方法,其分析过程如下文所示。选取该型航空发动机4种状态数据各250组共1000组数据作为样本库,验证各种方法的性能。

4.1 核函数影响分析

1.2节中提及4种常用核函数,分别采用4种核函数的一种典型函数验证对于发动机磨损故障诊断最适应的核函数,统计结果如表4所示,可以看出,高斯核函数准确率明显高于其他核函数。

表4 不同核函数准确率

Table 4 Accuracy of different kernel functions

核函数	公式	准确率/%
线性核函数	$K(x, x_i) = x^T x_i$	94.8
多项式核函数	$K(x, x_i) = (x \cdot x_i + 1)^d$	95.5
感知器核函数	$K(x, x_i) = \tanh(\beta x_i + b)$	95.2
高斯径向基核函数	$K(x, x_i) = \exp(-\ x - x_i\ ^2 / 2\sigma^2)$	98.3

注: $d, \beta$ 和 $b$ 代表系数和常数。

4.2 多分类决策方法影响分析

不同多分类决策方法会对分类准确率造成很大影响,各种决策方法都存在自身的不足,如一对

多方法的推广误差无界,会出现无法分类或者分为多个类的情况,一对一方法也存在推广误差无界问题,并且需要构造  $k(k-1)$  个向量机,计算量相对庞大,DAGSSVM 方法由于一次处理所有数据,约束条件非常多,这使得计算相当复杂。文中分别利用每种方法进行试验,得到的结果如表 5 所示,由于故障种类较少,运算时间相差不大,所以以准确率为依据最终选择了一对一方法。

表 5 不同多分类决策方法准确率

Table 5 Accuracy of different multi-classification decision methods

多分类决策方法	向量机个数	运算时间/s	准确率/%
一对多	4	11.07	97.6
一对一	6	12.45	98.3
DAGSSVM	3	10.36	93.5

### 4.3 初始种群大小影响分析

初始种群大小会影响免疫算法成熟时间和准确率,选择不同初始种群大小,算法成熟时间和准确率如图 6 所示。可以看出随着初始种群个数增加成熟时间变长且诊断准确率提高,本文依据空间维数和抗体相似度优化后得到的初始种群大小兼顾了成熟时间和准确率。

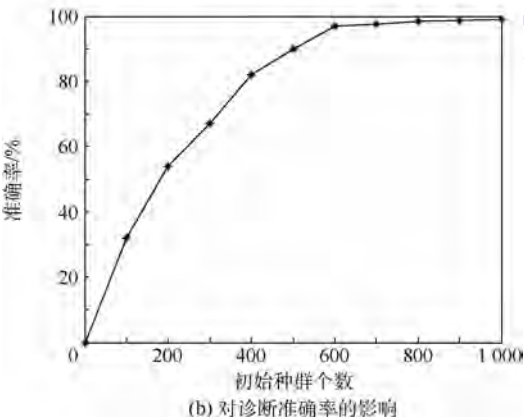
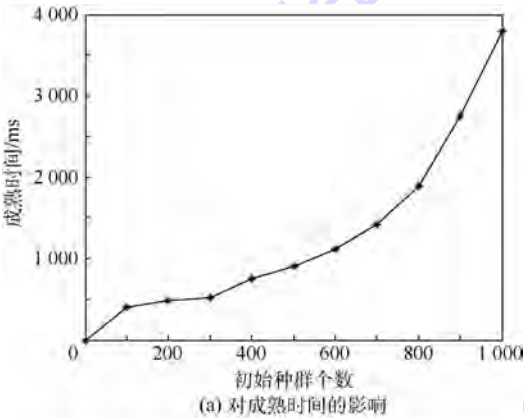


图 6 初始种群个数对检测器成熟时间和诊断准确率的影响

Fig.6 Impact of initial population number on detector maturation time and accuracy

### 4.4 亲和力计算公式影响分析

常用的亲和力计算方法有欧氏距离、曼哈顿距离、切比雪夫距离等,而本文中的算法是在欧氏距离基础上进行归一化得到的,各种算法的计算公式和作为亲和力计算方法的分类准确率如表 6 所示。从表中可以看出本文的方法具有最高准确率。

表 6 亲和力计算方法对诊断准确率的影响

Table 6 Impact of affinity calculation method on accuracy

计算方法	计算公式	准确率/%
欧氏距离	$D_1 = [(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2]^{1/2}$	95.7
曼哈顿距离	$D_2 =  x_1 - x_2  +  y_1 - y_2  +  z_1 - z_2 $	90.4
切比雪夫距离	$D_3 = \max( x_1 - x_2 ,  y_1 - y_2 ,  z_1 - z_2 )$	80.2
本文方法	$D_4 = 1/(1 + D_1)$	98.3

### 4.5 优化算法影响分析

目前对支持向量机的关键参数进行优化的方法主要有交叉验证、粒子群算法、遗传算法和文中采用的免疫算法,在选择优化算法之前比较了集中算法的优化性能,其统计结果如表 7 所示,可以看出遗传算法和免疫算法的准确率较高,但是免疫算法耗时较少,因此文中选用免疫算法进行优化。

表 7 不同算法优化性能

Table 7 Optimization performance of different algorithms

优化算法	优化时间/s	准确率/%
遗传算法	17.98	98.2
粒子群算法	11.58	96.4
交叉验证	9.83	92.9
免疫算法	12.45	98.3

### 4.6 归一化方法影响分析

文中对发动机磨损铁谱数据进行了归一化处理,但是不同归一化方法会对结果造成不同影响,作者比较了不归一化和几种不同归一化方法对磨损铁谱数据分类的影响,其统计结果如表 8 所示,可以看出本文选用的归一化方法效果最优。

表 8 不同归一化方法对诊断准确率的影响

Table 8 Impact of different normalization methods on accuracy

归一化区间	归一化方式	准确率/%
$(-\infty, +\infty)$	不归一化	80.9
$[-1, 1]$	$(x - x_{\text{mean}})/(x_{\text{max}} - x_{\text{min}})$	97.4
	$(x - x_{\text{mean}})/x_{\text{var}}$	94.1
$[0, 1]$	$x/x_{\text{max}}$	82.2
	$(x - x_{\text{min}})/(x_{\text{max}} - x_{\text{min}})$	98.3

## 5 结 论

1) 本文提出的用免疫算法优化的支持向量机分类算法能有效处理铁谱分析得到的磨粒信息,实现航空发动机磨损故障诊断。

2) 用免疫算法进行支持向量机惩罚因子参数、松弛变量及核函数参数的取值优化,提高了支持向量机磨损故障诊断的效率和准确性。

3) 经航空发动机磨损数据比较验证得到适用于磨损故障诊断的最佳核函数、多分类决策方法、初始种群大小、亲和力计算公式、支持向量机优化算法以及归一化方法。

4) 免疫算法优化支持向量机方法可用于航空发动机气路参数、诊断参数等进行诊断,但是本文选择的最佳算法未必适用于其他参数诊断,需根据具体参数特点进行分析实验以选取最优性能的算法。

### 参考文献 (References)

- [1] 李艳军,左洪福,吴振锋.基于磨粒分析方法的发动机磨损故障智能诊断技术[J].南京航空航天大学学报,2001,33(3):221-226.  
LI Y J, ZUO H F, WU Z F. Intelligent diagnostics for engine wear failure based on debris analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(3): 221-226 (in Chinese).
- [2] 王汉功,陈桂明.铁谱图像分析理论与技术[M].北京:科学出版社,2005:245.  
WANG H G, CHEN G M. Ferro graphic image analysis theory and technology[M]. Beijing: Science Press, 2005: 245 (in Chinese).
- [3] 李民赞.光谱分析技术及其应用[M].北京:科学出版社,2006:1.  
LI M Z. Spectral analysis technique and application[M]. Beijing: Science Press, 2006: 1 (in Chinese).
- [4] 吴振锋,左洪福,孙有朝.航空发动机磨损故障的常用监控手段及其对比[J].航空工程与维修,2000,60(5):25-26.  
WU Z F, ZUO H F, SUN Y C. The common monitoring techniques of aero engine and their comparison[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2000, 60(5): 25-26 (in Chinese).
- [5] 邓明,金业壮.航空发动机故障诊断[M].北京:北京航空航天大学出版社,2012:187-191.  
DENG M, JIN Y Z. The aircraft engine fault diagnosis[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012: 187-191 (in Chinese).
- [6] 杨云,朱家元,张恒喜.基于新型机器学习的电子装备系统智能故障诊断研究[J].计算机工程与应用,2003,39(22):210-213.  
YANG Y, ZHU J Y, ZHANG H X. Electronic equipment systems intelligent fault diagnosis based on new machine learning approach[J]. Computer Engineering and Applications, 2003, 39(22): 210-213 (in Chinese).
- [7] 孙铁轩,邵春福,计寻,等.基于ARIMA与信息化SVR组合模型的交通事事故时序预测[J].清华大学学报(自然科学版),2014,54(3):348-354.  
SUN T X, SHAO C F, JI X, et al. Urban traffic accident time series prediction model based on combination of ARIMA and information granulation SVR[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2014, 54(3): 348-354 (in Chinese).
- [8] 王旭辉,黄圣国,曹力,等.基于LS-SVM的航空发动机气路参数趋势在线预测[J].吉利大学学报(工学版),2008,38(1):239-244.  
WANG X H, HUANG S G, CAO L, et al. LS-SVM based online trend prediction of gas path parameters of aero engine [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38(1): 239-244 (in Chinese).
- [9] 陈立波,宋兰琪,宋科,等.基于支持向量机的航空发动机磨损趋势预测[J].润滑与密封,2008,33(5):84-87.  
CHEN L B, SONG L Q, SONG K, et al. Wear trend forecast of aviation engine based on support vector machine model[J]. Lubrication Engineering, 2008, 33(5): 84-87 (in Chinese).
- [10] 张周锁,李凌均,何正嘉.基于支持向量机的机械故障诊断方法研究[J].西安交通大学学报,2002,36(2):1303-1306.  
ZHANG Z S, LI L J, HE Z J. Research on diagnosis method of machinery fault based on support vector machine[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2002, 36(2): 1303-1306 (in Chinese).
- [11] SHIN H J, EOM D H, KIM S S. One-class support vector machines an application in machine fault detection and classification[J]. Computers & Industrial Engineering, 2005, 48(2): 395-408.
- [12] 徐启华,师军.基于支持向量机的航空发动机故障诊断[J].航空动力学报,2005,20(2):298-302.  
XU Q H, SHI J. Aero-engine fault diagnosis based on support vector machine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 298-302 (in Chinese).
- [13] 孙超英,刘鲁,刘传武,等.基于Boosting-SVM算法的航空发动机故障诊断[J].航空动力学报,2010,25(11):2584-2588.  
SUN C Y, LIU L, LIU C W, et al. Aero-engine fault diagnosis based on Boosting-SVM[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2584-2588 (in Chinese).
- [14] 莫宏伟.人工免疫系统原理与应用[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2003:48-57.  
MO H W. Principle and application of artificial immune system [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 48-57 (in Chinese).
- [15] ENDOH S, TOMA N, YAMADA K. Immune algorithm for n-TSP [C]//IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998, 4: 3844-3849.
- [16] SASAKI M, KAWAFUKU M, TAKAHASHI K. An immune feedback mechanism based adaptive learning of neural network controller[C]//ICONIP'99, 6th International Conference on Neural Information Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999, 2: 502-507.
- [17] 蒋加伏,陈荣元,唐贤瑛,等.基于免疫-蚂蚁算法的多约束

- QoS 路由选择[J]. 通信学报,2004,25(8):89-95.
- JIANG J F, CHEN R Y, TANG X Y, et al. A multiple constrained QoS routing based on immune-ant algorithm[J]. Journal of Communications,2004,25(8):89-95(in Chinese).
- [18] 颜瑞,张祥. 基于改进免疫算法优化支持向量机的钢材消费预测[J]. 工业工程,2013,16(5):90-95.
- YAN R, ZHANG X. Forecasting of steel demands by using support vector machine and immune algorithm[J]. Industrial Engineering,2013,16(5):90-95(in Chinese).
- [19] 高文军. 基于人工免疫算法优化支持向量机的电力变压器故障诊断研究[D]. 太原:太原理工大学,2012.
- GAO W J. Study on fault diagnosis for power transformer based on support vector machine of artificial immune algorithm[D]. Taiyuan:Taiyuan University of Technology,2012(in Chinese).

**作者简介:**

张建 男,硕士研究生。主要研究方向:故障诊断与健康监测、适航技术与管理。

李艳军 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:故障诊断与健康监测、适航技术与管理。

## Immune SVM used in wear fault diagnosis of aircraft engine

ZHANG Jian, LI Yanjun\*, CAO Yuyuan, ZHANG Lina

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** Aircraft engine is wearing during its service life and will finally break down. The wear fault can be diagnosed by analyzing the ferrography data of oil monitoring. The use of immune algorithm optimized support vector machine (SVM) in aircraft engine wear fault diagnosis was researched in this paper. First, the process and algorithm of SVM and immune algorithm were summarized. Then, the optimization of SVM's penalty factor, slack variable and kernel function parameters by immune algorithm was researched. The verification results of an engine's oil ferrography analysis data and adding noise data show that the method can effectively diagnose the aircraft engine wear fault and has good robustness. Finally, the impact of kernel function, multi-classification decision method, initial population size, affinity calculation formula, optimization algorithm and normalization method on diagnosis accuracy was analyzed, and the best algorithm was achieved.

**Keywords:** aircraft engine; wear fault diagnosis; ferrography analysis; immune algorithm; support vector machine (SVM)

**Received:** 2016-06-27; **Accepted:** 2016-09-21; **Published online:** 2016-10-18 11:48

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161018.1148.003.html

**Foundation items:** Aeronautical Science Foundation of China (20153352040); Open Foundation of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (kfj20150701)

\* **Corresponding author.** E-mail: lyj@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0557

# 一种基于非视距误差补偿的协同定位算法

张然, 宋来亮\*, 冉龙俊

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 非视距(NLOS)误差对超宽带(UWB)室内定位技术的定位精度有很大影响。针对此问题,根据NLOS环境下附加时延和由信道决定的均方根时延扩展的联合统计特性,估计NLOS误差的均值和方差,对定位算法测量值和系统测量误差协方差进行修正,并采用时变权重的粒子群算法与Chan算法相结合的协同定位算法进行定位计算,具有良好的全局搜索与局部搜索最优解的能力。仿真结果表明,在NLOS环境下,相比于单一算法,协同算法定位精度提高30%左右,在一定程度上抑制了NLOS误差的影响,满足室内定位的要求。

**关键词:** 超宽带室内定位; 非视距误差; Chan算法; 粒子群算法; 协同定位算法

**中图分类号:** TN929.5

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1426-07

近年来,随着人们需求的增加,室内定位技术越来越受到研究人员的关注<sup>[1-2]</sup>。超宽带(UWB)室内定位技术由于其穿透能力强、功耗低、抗多径能力强和传输速率高等特点,成为当今社会的研究热点<sup>[3]</sup>。在室内无线定位过程中,到达时间差(TDOA)<sup>[4]</sup>定位算法是理想的定位方法,其主要的误差来源主要是测量误差和非视距(NLOS)误差<sup>[5]</sup>。NLOS误差<sup>[6]</sup>是由于室内障碍物的阻隔,发生反射和折射等现象引起的,由NLOS误差引起的附加时延是定位误差的主要来源<sup>[7]</sup>。因此NLOS误差的抑制是研究UWB室内定位首要任务。

为了抑制NLOS误差的影响,国内外已提出多种解决方案,Wylie和Holtzman<sup>[8]</sup>提出了一种重构法,对NLOS误差进行校正,减小NLOS误差的影响,该方法需要利用视距(LOS)情况下的先验信息,在较差的环境中难以实现。Chen<sup>[9]</sup>提出了一种残差加权法,通过对定位结果进行加权平均以减小NLOS误差影响,该方法需要较多的基站参与定位。文献[10]通过引入校正因子代入

最小二乘算法,逐步迭代降低NLOS的影响,主要应用于室外环境,在室内环境中健壮性差、精度低。

本文通过对UWB信道模型IEEE 802.15.4a<sup>[11]</sup>的仿真,分析了非视距误差对UWB室内定位的影响,利用NLOS环境下信号的传播时延特性,由概率论知识估计附加时延的均值与方差<sup>[12]</sup>,修正测量值,根据修正后的数据,利用Chan算法与粒子群算法相结合的协同定位算法进行定位,该算法在抑制NLOS误差的同时,提高了室内定位精度,满足定位的要求,而且Chan算法与粒子群算法在无线传感器网络定位中都有着广泛的应用,因此协同定位算法适用于实际应用中。

## 1 定位算法

TDOA定位算法是通过测量2个基站到达目标位置的传播时间差来确定目标位置,由时间差可以得到1条以2个基站为焦点的双曲线,因此只需2组时间差值,得到2条双曲线,其交点就是待测目标位置<sup>[13]</sup>。

收稿日期: 2016-06-29; 录用日期: 2016-10-14; 网络出版时间: 2016-12-13 15:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161213.1525.001.html

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

**引用格式:** 张然, 宋来亮, 冉龙俊. 一种基于非视距误差补偿的协同定位算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1426-1432. ZHANG R, SONG L L, RAN L J. A collaborative localization algorithm based on non-line-of-sight error compensation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1426-1432 (in Chinese).

### 1.1 Chan 算法

Chan 算法<sup>[14]</sup>是一种具有解析表达式的典型 TDOA 算法,在测量误差较小的情况下可达到克拉美罗下界(CRLB)。设定目标位置坐标为  $(x, y)$ ,第  $i$  个基站坐标为  $(x_i, y_i)$ ,基站到目标位置的距离为  $d_i$ ,第 1 个基站与第  $i$  个基站到目标位置的距离差为  $d_{i,1}$ ,由此可以得到

$$\begin{cases} d_i^2 = (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 = \\ K_i - 2x_i x - 2y_i y + x^2 + y^2 \\ d_{i,1} = d_i - d_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $K_i = x_i^2 + y_i^2$ 。由于

$$d_i^2 = (d_{i,1} + d_1)^2 = d_{i,1}^2 + 2d_{i,1}d_1 + d_1^2 \quad (2)$$

$$d_{i,1}^2 + 2d_{i,1}d_1 = K_i - K_1 - 2x_{i,1}x - 2y_{i,1}y \quad (3)$$

$$-2x_{i,1}x - 2y_{i,1}y = d_{i,1}^2 + 2d_{i,1}d_1 - K_i + K_1 \quad (4)$$

式中:  $x_{i,1} = x_i - x_1$ ;  $y_{i,1} = y_i - y_1$ 。非线性方程组就变成了线性方程组,求出方程组中的  $x, y$  值就求得目标位置坐标。令  $\mathbf{z}_a = [\mathbf{z}_p^T, R_1]$ ,  $\mathbf{z}_p = [x, y]^T$ , 假设  $\mathbf{z}_a$  的元素间相互独立,则  $\mathbf{z}_a$  的最大似然估计为

$$\mathbf{z}_a = \arg \min \{ (\mathbf{h} - \mathbf{G}_a \mathbf{z}_a)^T \boldsymbol{\Psi} (\mathbf{h} - \mathbf{G}_a \mathbf{z}_a) \} = (\mathbf{G}_a^T \boldsymbol{\Psi}^{-1} \mathbf{G}_a)^{-1} \mathbf{G}_a^T \boldsymbol{\Psi}^{-1} \mathbf{h} \quad (5)$$

式中:  $\boldsymbol{\Psi} = E(\boldsymbol{\psi} \boldsymbol{\psi}^T) = c^2 \mathbf{B} \mathbf{Q} \mathbf{B}$ ,  $\mathbf{B} = \text{diag} \{ d_1^0, d_2^0, \dots, d_M^0 \}$ ,  $d_i^0$  为  $d_i (i = 1, 2, \dots, M)$  无噪声时的表达式,  $\mathbf{Q}$  为 TDOA 的协方差矩阵,  $c$  为电磁波在空气中的传播速度。当目标位置距离较远时,  $d_i^0$  与  $d^0$  很接近,故  $\mathbf{B} \approx d^0 \mathbf{I}$ , 式(5)近似为

$$\mathbf{z}_a \approx (\mathbf{G}_a^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{G}_a)^{-1} \mathbf{G}_a^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{h} \quad (6)$$

式中:

$$\mathbf{h} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} d_{2,1}^2 - K_2 + K_1 \\ d_{3,1}^2 - K_3 + K_1 \\ \vdots \\ d_{M,1}^2 - K_M + K_1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_a = \begin{bmatrix} x_{2,1} & y_{2,1} & d_{2,1} \\ x_{3,1} & y_{3,1} & d_{3,1} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{M,1} & y_{M,1} & d_{M,1} \end{bmatrix}$$

当目标位置距离较近时,可以利用式(6)得到一个初始值来计算矩阵  $\mathbf{B}$ ,代入式(5)即可获得第 1 次加权最小二乘估计值。

利用上面得到的第 1 次的估计值,再重新构造误差方程组进行第 2 次估计得

$$\mathbf{z}_a \approx (\mathbf{G}_a'^T \mathbf{B}'^{-1} \mathbf{G}_a' \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{G}_a' \mathbf{B}'^{-1} \mathbf{G}_a')^{-1} \cdot \mathbf{G}_a'^T \mathbf{B}'^{-1} \mathbf{G}_a' \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{G}_a' \mathbf{B}'^{-1} \mathbf{G}_a' \mathbf{h}' \quad (7)$$

式中:

$$\mathbf{h}' = \begin{bmatrix} (z_{a,1} - x_1)^2 \\ (z_{a,2} - y_1)^2 \\ z_{a,1}^2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}'_a = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{z}'_a = \begin{bmatrix} (x - x_1)^2 \\ (y - y_1)^2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} z_{a,1} - x_1 & 0 & 0 \\ 0 & z_{a,2} - y_1 & 0 \\ 0 & 0 & z_{a,3} \end{bmatrix}$$

式中:  $z_{a,1}$  和  $z_{a,2}$  分别为目标位置  $x$  坐标和  $y$  坐标;  $z_{a,3}$  为第 1 个基站到目标位置的距离。通过 2 次最小二乘法得到目标位置的最终坐标为

$$\mathbf{z} = \pm \sqrt{\mathbf{z}'_a} + \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

可以看出,以上 2 次最小二乘估计都是基于系统测量误差服从均值为 0 的前提下,系统测量误差包含在该算法的加权矩阵内,因此在一定程度上消除了系统误差的影响。

### 1.2 粒子群算法

粒子群算法<sup>[15]</sup>模仿鸟类的觅食行为,通过迭代寻优计算,能快速地找到近似解。该算法具有实现简单、精度高、收敛快等优点,在处理非线性优化问题和组合优化问题时有很好的效果<sup>[16]</sup>,因此适用于求解 TDOA 非线性方程组,将双曲线方程组作为粒子群算法待优化函数,求得的最优解即为目标位置坐标。算法流程如下:

1) 初始化种群和设置参数。设定参数的运动范围,学习因子  $c_1, c_2$ ,当前的进化代数  $k$ 。其中第  $i$  个粒子 ( $i = 1, 2, \dots, S$ ) 的位置表示为  $\mathbf{X}_i$ 、速度表示为  $\mathbf{V}_i$ ,取粒子群当前最优解为  $\mathbf{B}$ 。

2) 个体适应度评价。

3) 由式(9)和式(10)更新粒子的速度和位置。

$$\mathbf{V}_i^{k+1} = w \mathbf{V}_i^k + c_1 r_1 (\mathbf{p}_i^k - \mathbf{X}_i^k) + c_2 r_2 (\mathbf{B}_i^k - \mathbf{X}_i^k) \quad (9)$$

$$\mathbf{X}_i^{k+1} = \mathbf{X}_i^k + \mathbf{V}_i^{k+1} \quad (10)$$

式中:  $w$  为惯性权重;  $r_1$  和  $r_2$  为 0 到 1 的随机数;  $k = 1, 2, \dots, G$ ;  $i = 1, 2, \dots, S$ 。

4) 计算更新后的粒子的适应度值,比较当前适应值  $f(\mathbf{X}_i)$  与自身历史最优值  $\mathbf{p}_i$ ,如果  $f(\mathbf{X}_i)$  较好,则置  $\mathbf{p}_i$  为当前值  $f(\mathbf{X}_i)$ ,并更新粒子位置。

5) 比较粒子当前适应值  $f(\mathbf{X}_i)$  与种群最优值  $\mathbf{B}$ ,如果  $f(\mathbf{X}_i)$  优于  $\mathbf{B}$ ,则更新  $\mathbf{B}$  的值。

6) 检查终止条件,若满足预设条件,则结束寻优;否则  $k = k + 1$ ,转至 3)。

粒子群算法流程图如图 1 所示。

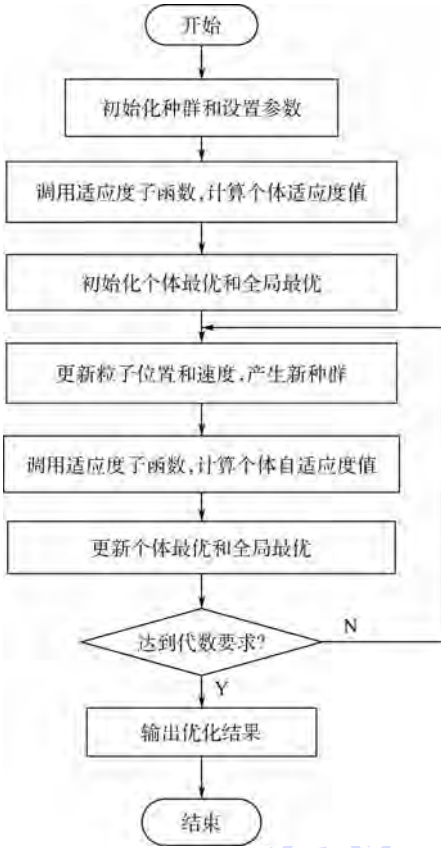


图1 粒子群算法流程图

Fig.1 Flowchart of particle swarm algorithm

## 2 超宽带传播信道模型

UWB 通信是一种使用非常宽的频带来收发数据的技术,因此其信道特征与传统的窄带通信系统有所不同<sup>[17]</sup>。IEEE 802.15.4a<sup>[11]</sup>工作小组基于诸多信道模型的建议和基于实测数据的归纳,提出了能普遍接受的信道模型,其中包括 2~10 GHz 的 UWB 信道模型,共分为 4 种环境:居住环境、室内办公环境、户外环境和工业环境,每种环境均分为 LOS 情况和 NLOS 情况<sup>[18]</sup>。本文主要研究室内居住环境 LOS 与 NLOS 情况下 UWB 信号的传输。图 2(a)和图 2(b)分别为室内 LOS (CM1) 和 NLOS 情况下 (CM2) 信道的冲激响应。

从图 2 可以看出 LOS 情况下,首径的幅度最

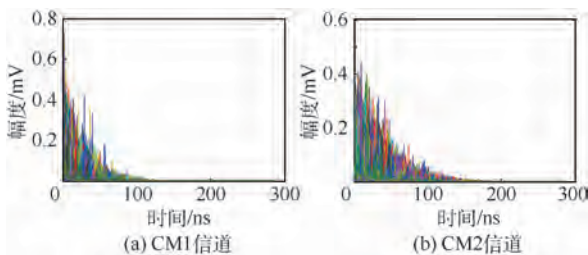


图2 CM1 信道和 CM2 信道冲激响应

Fig.2 Impulse response of CM1 channel and CM2 channel

大,传递的能量最高,而 NLOS 情况下,多径幅度衰减较慢,时间弥散性强,幅度最大的径也不是第一个到达,这是由于信号在传播过程遇到障碍物发生反射和折射现象引起的。在 CM1 和 CM2 信道下,采用基于脉冲序列最大能量的到达时间测距算法,发送信号为二阶微分高斯脉冲,直接序列编码调制,发射机与接收机的实际距离为 14.142 m,基于脉冲序列最大能量的到达时间测距算法能量块仿真结果如图 3 所示,通过 MATLAB 软件仿真,测得 LOS 和 NLOS 情况下,脉冲序列最大能量值对应的时延为  $t_1 = 47.35 \text{ ns}$ ,  $t_2 = 50.15 \text{ ns}$ ,测距误差为  $e_1 = 0.0629 \text{ m}$ ,  $e_2 = 0.9029 \text{ m}$ ,可见,NLOS 误差对于 UWB 信号室内传播产生了很大的影响。

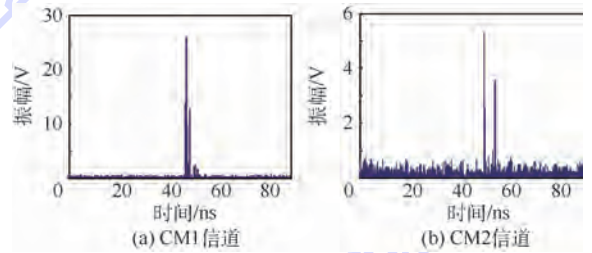


图3 CM1 信道和 CM2 信道基于脉冲序列最大能量到达时间测距算法的能量块图

Fig.3 Energy block diagram of maximum energy arrival time ranging algorithm based on pulse sequence of CM1 channel and CM2 channel

## 3 非视距误差补偿

NLOS 误差在不同信道下服从指数分布、均匀分布与 Delta 分布<sup>[19]</sup>。本文认为其近似服从指数分布进行分析,概率密度函数为

$$\tau_{\text{NLOS}i} = \begin{cases} \frac{1}{\tau_{i,\text{rms}}} \exp\left(-\frac{\tau_i}{\tau_{i,\text{rms}}}\right) & \tau_i \geq 0 \\ 0 & \tau_i < 0 \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\tau_{i,\text{rms}}$ 为信道决定的均方根时延扩展,表示为  $\tau_{i,\text{rms}} = T_1 d_i^\epsilon \xi$ ,  $T_1$  为  $\tau_{i,\text{rms}}$  在  $d_i = 1 \text{ km}$  时的中值,由 IEEE 802.15.4a<sup>[11]</sup>信道模型仿真可得,室内 NLOS 环境下均方根时延扩展  $T_1 \approx 19 \text{ ns}$ ,  $\epsilon$  为 0.5~1 之间的一个常数,  $\xi$  表示服从均值为 0、方差  $\sigma_\xi^2 = 4 \sim 6 \text{ dB}$  的对数正态分布的随机变量。可知,  $\ln \tau_{i,\text{rms}} \sim N(\ln(T_1 d_i^\epsilon), \sigma_\xi^2)$ ,可以得到  $\tau_{\text{NLOS}i}$  的概率密度函数为

$$f(\tau_{\text{NLOS}i}) = \int_{-\infty}^{\infty} f(\tau_{\text{NLOS}i}, \tau_{i,\text{rms}}) d\tau_{i,\text{rms}} =$$

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(\tau_{\text{NLOS}i} | \tau_{i,\text{rms}}) f(\tau_{i,\text{rms}}) d\tau_{i,\text{rms}} = \int_0^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{\xi}\tau_{i,\text{rms}}^2} \exp\left[-\left(\frac{\tau_{\text{NLOS}i}}{\tau_{i,\text{rms}}} + \frac{\ln \tau_{i,\text{rms}} - \ln T_1 d_i^e}{2\sigma_{\xi}^2}\right)\right] d\tau_{i,\text{rms}} \quad (12)$$

由此可计算 NLOS 误差的均值和方差<sup>[20]</sup>:

$$\mu_{\text{NLOS}i} = \exp\left(\ln(T_1 d_i^e) + \frac{\sigma_{\xi}^2}{2}\right) \quad (13)$$

$$\sigma_{\text{NLOS}i}^2 = 2\exp(2\ln(T_1 d_i^e) + 2\sigma_{\xi}^2) - \exp(2\ln(T_1 d_i^e) + \sigma_{\xi}^2) \quad (14)$$

在 TDOA 算法中,  $R_{i,1}$  表示第 1 个和第  $i$  个基站到目标位置的距离差,则有

$$R_{i,1} = c\tau_{i,1} = R_i - R_1 \quad i = 2, 3, \dots, M \quad (15)$$

式中:  $R_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}$ ,  $i = 1, 2, \dots, M$ ;  $\tau_{i,1}$  为基站 1 和基站  $i$  到目标位置的到达时间差<sup>[21]</sup>。在 NLOS 情况下

$$\tau_{i,1} = \tau_{i,1}^0 + n_{i,1} + \tau_{\text{NLOS}i,1} \quad (16)$$

式中:  $\tau_{i,1}^0$  为 LOS 环境下的 TDOA 值;  $n_{i,1}$  为系统的测量误差,服从  $N(0, \sigma_{ni,1}^2)$  的高斯分布;  $\tau_{\text{NLOS}i,1}$  为 NLOS 引起的附加时延误差,均值为  $\mu_{\text{NLOS}i,1}$ , 方差为  $\sigma_{\text{NLOS}i,1}^2$ 。

由式(13)和式(14)可得

$$\mu_{\text{NLOS}i,1} = [\exp(\ln(T_1 d_i^e)) - \exp(\ln(T_1 d_i^e))] \exp(\sigma_{\xi}^2/2) \quad (17)$$

$$\sigma_{\text{NLOS}i,1}^2 = [2\exp(2\sigma_{\xi}^2) - \exp(\sigma_{\xi}^2)] \cdot [\exp(2\ln(T_1 d_i^e)) + \exp(2\ln(T_1 d_i^e))] \quad (18)$$

可以看出  $\tau_{\text{NLOS}i,1}$  服从正均值的高斯分布,使得整体误差均值不为 0,这使得定位精度受到很大影响,因此,需要对 TDOA 测量值进行修正:

$$\tau'_{i,1} = \tau_{i,1} - \mu_{\text{NLOS}i,1} = \tau_{i,1}^0 + n'_{i,1} \quad (19)$$

其中  $n'_{i,1}$  服从  $N(0, \sigma_{ni,1}^2 + \sigma_{\text{NLOS}i,1}^2)$  正态分布,这样就符合 Chan 算法极大似然估计条件,然后将优化后的 TDOA 测量值代入 Chan 算法和粒子群算法中进行定位估计。

## 4 协同定位算法

在 LOS 环境下,Chan 算法的加权矩阵只考虑了均值为 0 的测量误差,2 次最小二乘估计在一定程度上抵消了系统测量误差带来的影响,而 NLOS 误差的存在会使总体误差为正均值,也就是说位置的估计是有偏的,会使得 Chan 算法的定位精度有所下降。而粒子群算法求解非线性方程经过多次迭代受到 NLOS 误差的影响较小,计算快速准确且鲁棒性好。因此,本文提出一种在

NLOS 环境下改进的定位算法,即利用 Chan 算法与粒子群算法相结合的协同定位算法进行定位。

由于在 NLOS 环境下,粒子群算法优于 Chan 算法,因此,首先利用粒子群算法获得一个初始位置,用此初始位置修正 TDOA 测量值  $\tau'_{i,1}$  和系统测量的协方差  $\mathbf{Q}'$ ,Chan 算法利用修正后的数据进行计算得到  $N$  组解,然后将这  $N$  组解作为粒子群算法的种群初始位置更新迭代,粒子群在更新速度和位置时,采用线性递减的时变权重<sup>[22]</sup>,这样粒子群算法在开始时具有良好的全局搜索能力,能快速定位到近似全局最优解的区域,随着权重递减,后期具有良好的局部搜索能力,能快速找到最优解,会得到更好的算法性能。算法具体步骤如下:

- 1) 假设在 NLOS 环境下,共测得  $M$  组 TDOA 数据,根据基站坐标,利用粒子群算法获得一个初始估计位置。
- 2) 由以上初始位置计算目标位置与各基站之间的距离  $d_i$ ,根据式(17)计算  $\mu_{\text{NLOS}i,1}$ ,由式(19)计算 TDOA 修正值  $\tau'_{i,1}$ 。
- 3) 根据式(18)计算  $\sigma_{\text{NLOS}i,1}^2$ ,重构系统测量误差的协方差  $\mathbf{Q}'$ 。
- 4) 根据重构后的  $\tau'_{i,1}$  和  $\mathbf{Q}'$ ,用 Chan 算法计算  $N$  组目标位置坐标 ( $N \geq 100$ )。
- 5) 根据修正后的  $\tau'_{i,1}$  作为 TDOA 测量值,用粒子群算法估计目标位置,将 Chan 算法得到的  $N$  组数据作为粒子群算法的初始种群位置。
- 6) 更新粒子的位置和速度,惯性权重采用从 0.90 线性递减到 0.10 的时变权重,计算更新后的粒子适应度值,寻找最优解。
- 7) 检查终止条件,若满足,则停止迭代,否则重复第 6) 步。

协同定位算法有两大优势:①Chan 算法结果作为粒子群算法的初值,缩小了粒子群的搜索范围,加快了收敛速度;②粒子群在更新速度和位置时,采用线性递减的时变权重,具有较好的全局搜索能力和局部搜索能力,能更快地找到最优解。因此,相比于单一算法,协同定位算法收敛速度快,定位精度高,具有更好的定位能力。

## 5 仿真实验与分析

### 5.1 仿真条件设置

本文用 MATLAB 仿真工具进行算法验证,仿真采用 IEEE802.15.4a<sup>[11]</sup> 信道模型 CM1 和 CM2,设定在一个 20 m × 20 m 的二维空间中,存在 4 个

基站(BS1 ~ BS4)和1个目标位置,目标位置真实坐标取(14.142,14.142),其位置信息如图4所示。

误差累积分布函数(CDF)表示随机变量小于等于某个数值的概率,在此用均方根误差(RMSE)来计算误差累积分布函数,来对定位的结果进行衡量。仿真结果由100次独立估计过程得到,均方根误差定义如下:

$$RMSE = \sqrt{E[(x - \hat{x})^2 + (y - \hat{y})^2]} \quad (20)$$

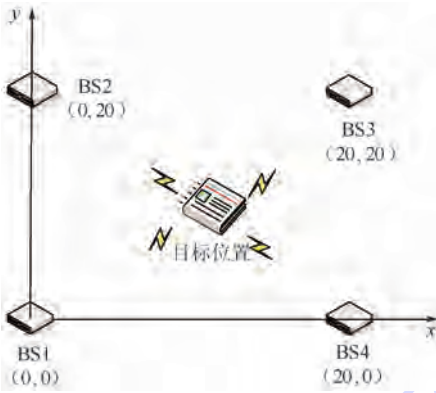


图4 基站位置信息

Fig.4 Location information of base station

### 5.2 仿真结果与分析

#### 5.2.1 定位精度

1) LOS环境下:图5(a)和图5(b)分别表示Chan算法和粒子群算法在LOS情况下的定位性能对比。TDOA测量值系统测量误差服从均值为0的高斯分布,在此标准差分别取0.15、0.25和0.35m进行定位估计。从图5中可以看出,Chan算法和粒子群算法定位精度均受到系统测量误差的影响,而且随着测量误差的增大定位误差也增大。通过图5(a)和图5(b)对比,可以得出,在LOS环境下,Chan算法和粒子群算法的定位结果曲线趋势大致相同,定位性能并没有很大差距。

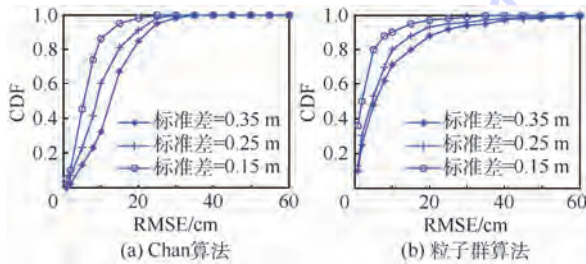


图5 Chan算法和粒子群算法在系统测量误差不同时的定位性能对比

Fig.5 Comparison of positioning performance between Chan algorithm and particle swarm algorithm with different system measurement errors

2) NLOS环境下:图6(a)和图6(b)分别表示Chan算法和粒子群算法在相同的系统测量误差标准差(0.35m)下,LOS环境与NLOS环境定位性能的对比,可以看出,NLOS误差均造成2种算法定位性能下降,且对Chan算法的影响大于粒子群算法,因此,在NLOS环境下,粒子群算法表现出更高的定位优势。

3) NLOS误差补偿后:NLOS误差的存在使得系统误差为正均值,位置的估计有偏,Chan算法的定位精度有所下降,因此协同定位算法适用于NLOS环境下。图7表示Chan算法和粒子群算法NLOS误差补偿后和协同定位算法之间的定位性能对比。可以看出,NLOS误差补偿后Chan算法定位性能有了很大提高,这是因为TDOA的修正值是无偏的,消除了NLOS附加时延带来的误差,而粒子群算法的定位精度没有得到明显的改善。协同定位算法的定位性能明显优于2种算法补偿后的定位性能,通过计算均方根误差平均值,定位精度提高30%左右,满足室内定位的要求。

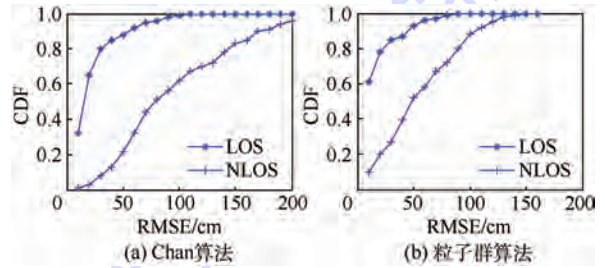


图6 Chan算法和粒子群算法在LOS环境与NLOS环境定位性能的对比

Fig.6 Comparison of positioning performance in LOS and NLOS environment between Chan algorithm and particle swarm algorithm

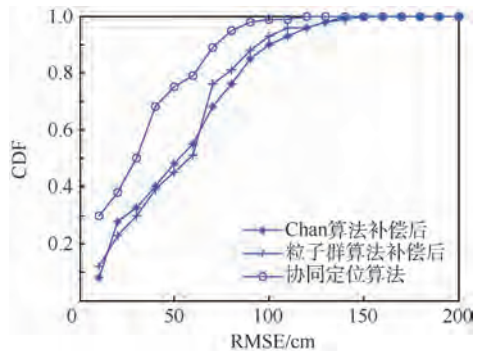


图7 Chan算法和粒子群算法NLOS误差补偿后和协同定位算法之间的定位性能对比

Fig.7 Comparison of positioning performance among Chan algorithm after NLOS error compensation, particle swarm algorithm after NLOS error compensation, and collaborative localization algorithm

### 5.2.2 收敛速度

图8表示在NLOS环境下,单一粒子群算法和协同定位算法的收敛曲线对比,可见,协同定位算法的收敛速度相比于单一粒子群算法较快,这是因为协同定位算法将NLOS误差补偿后的Chan算法结果作为粒子群算法的迭代初值,从而缩小了粒子群的搜索范围,加快了收敛速度,而且协同定位算法在更新速度和位置时,采用线性递减的时变权重,具有较好的全局搜索能力和局部搜索能力,能更快地找到最优解。

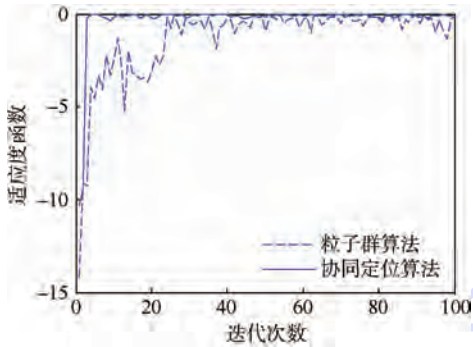


图8 粒子群算法和协同定位算法的收敛曲线对比

Fig.8 Comparison of convergence curves between particle swarm algorithm and collaborative localization algorithm

## 6 结论

1) 根据NLOS环境下附加时延和由信道决定的均方根时延扩展的联合统计特性,估计NLOS误差的均值和方差,并对TDOA测量值进行修正。在此基础上,提出了一种在室内NLOS环境下,采用时变权重的粒子群算法与Chan算法相结合的协同定位算法进行UWB室内定位。

2) 在理论分析和仿真的基础上进行了实验验证。实验结果表明:在NLOS环境下,TDOA测量值修正后,协同定位算法相比于单一算法有更好的定位性能,定位精度提高30%左右,满足室内定位要求。

### 参考文献 (References)

[1] TARZIA S P, DINDA P A, DICK R P, et al. Indoor localization without infrastructure using the acoustic background spectrum [C]//Proceedings of the 9th International Conference on Mobile Systems, Applications, and Services. New York: ACM, 2011:155-168.

[2] CIURANA M, BARCELO A F, MARTIN E I. Comparative performance evaluation of IEEE 802.11v for positioning with time of arrival[J]. Computer Standards & Interfaces, 2011, 33(3): 344-349.

[3] IMMOREEV I Y. Ultrawideband radars: Features and capabilities

[J]. Journal of Communications Technology and Electronics, 2009, 54(1):1-26.

[4] LI C, ZHUANG W H. Hybrid TDOA/AOA mobile user location for wideband CDMA cellular systems[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2002, 1(3):439-447.

[5] SILVENTOINEN M I, RANTALAINEN T. Mobile station emergency locating in GSM[C]//Proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Personal Wireless Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996:232-238.

[6] DAMIEN B, DAVIDE D. Position error bound for UWB location in dense cluttered environments[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 44(2):613-615.

[7] 张宴龙, 陈卫东, 陈畅. 基于非视距鉴别的室内移动节点跟踪算法[J]. 中国科学技术大学学报, 2014, 44(10):828-834.

ZHANG Y L, CHEN W D, CHEN C. Mobile location tracking based on NLOS identification in indoor environments[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2014, 44(10):828-834 (in Chinese).

[8] WYLIE M P, HOLTZMAN J. Non-line of sight problem in mobile location estimation [C] // 1996 5th IEEE International Conference on Universal Personal Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996, 2:827-831.

[9] CHEN P C. A non-line-of-sight error mitigation algorithm in location estimation [C] // 1999 IEEE Wireless Communications and Networking Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999, 1:316-320.

[10] 王洪雁, 兰云飞, 裴炳南, 等. 非视距环境下基于到达时间差的一种定位算法[J]. 计算机仿真, 2007, 24(9):116-119.

WANG H Y, LAN Y F, PEI B N, et al. A location algorithm based on time difference of arrival in the non-line-of-sight environment[J]. Journal of Computer Simulation, 2007, 24(9):116-119 (in Chinese).

[11] MOLISCH A F, BALAKRISHNAN K, CHONG C C, et al. IEEE 802.15.4a channel model-final report[J]. IEEE P802, 2004, 15(4):0662.

[12] 段凯宇, 张力军. 一种在NLOS环境下提高精度的TDOA定位方法[J]. 南京邮电学院学报, 2005, 25(5):15-19.

DUAN K Y, ZHANG L J. An accuracy improved location method based on TDOA in NLOS environment[J]. Journal of Nanjing College of Posts and Telecommunications, 2005, 25(5):15-19 (in Chinese).

[13] LIN L X, SO H C, CHAN F K W, et al. A new constrained weighted least squares algorithm for TDOA-based localization [J]. Signal Processing, 2013, 93(11):2872-2878.

[14] CHAN Y T, HO K C. A simple and efficient estimator for hyperbolic location [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1994, 42(8):1905-1915.

[15] POLI R, KENNEDY J, BLACKWELL T. Particle swarm optimization [J]. Swarm Intelligence, 2007, 1(1):33-57.

[16] KULKARNI R V, VENAYAGAMOORTHY G K. Particle swarm optimization in wireless-sensor networks: A brief survey [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews, 2011, 41(2):262-267.

[17] BATRA A, BALAKRISHNAN J, AIELLO G R, et al. Design of

- a multiband OFDM system for realistic UWB channel environments[J]. *IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques*, 2004, 52(9):2123-2138.
- [18] MOLISCH A F, FOERSTER J R, PENDERGRASS M. Channel models for ultrawideband personal area networks [J]. *IEEE Wireless Communications*, 2003, 10(6):14-21.
- [19] GREENSTEIN L J, ERCEG V, YEH Y S, et al. A new path-gain/delay-spread propagation model for digital cellular channels[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 1997, 46(2):477-485.
- [20] 杨北亚, 熊辉, 丁宏, 等. 应用 NLOS 鉴别补偿的无线传感器网络 TDOA 定位算法 [J]. *重庆理工大学学报*, 2015, 29(10):120-126.  
YANG B Y, XIONG H, DING H, et al. TDOA location algorithm based on NLOS error identification and compensation in wireless sensor network [J]. *Journal of Chongqing University of Technology*, 2015, 29(10):120-126 (in Chinese).
- [21] ALAVI B, PAHLAVAN K. Modeling of the TOA-based distance measurement error using UWB indoor radio measurements[J]. *IEEE Communications Letters*, 2006, 10(4):275-277.
- [22] 刘金琨, 沈晓蓉, 赵龙. 系统辨识理论及 MATLAB 仿真 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2014:215-227.  
LIU J K, SHEN X R, ZHAO L. System identification theory and MATLAB simulation [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2014:215-227 (in Chinese).

#### 作者简介:

张然 女, 硕士研究生。主要研究方向: 基于超宽带的室内导航定位技术。

宋来亮 男, 讲师。主要研究方向: 惯性导航与组合导航。

冉龙俊 男, 博士。主要研究方向: 光学捷联惯性导航系统。

## A collaborative localization algorithm based on non-line-of-sight error compensation

ZHANG Ran, SONG Lailiang\*, RAN Longjun

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

**Abstract:** The non-line-of-sight (NLOS) error has great influence on the positioning accuracy of the ultra-wideband (UWB) indoor positioning technology. Aimed at this problem, this paper estimates the mean and variance of NLOS according to the joint statistical properties of the additional time delay in NLOS and the root mean square delay spread decided by the channel, modifies the measurements of the localization algorithm and the covariance of the systematic measurement error, and uses a collaborative localization algorithm, which combines the particle swarm optimization algorithm with time-varying weight and Chan algorithm and has a favorable ability of global search and local search for optimal solutions. The simulation result shows that the collaborative algorithm improves the positioning accuracy by about 30%, compared to a single algorithm. It, to a certain extent, inhibits the effect of NLOS error, and meets the requirements of indoor location.

**Keywords:** ultra-wideband indoor positioning; non-line-of-sight error; Chan algorithm; particle swarm algorithm; collaborative localization algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0534

# 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测

谭翔飞<sup>1</sup>, 何宇廷<sup>1,\*</sup>, 侯波<sup>1,2</sup>, 崔荣洪<sup>1</sup>, 冯宇<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

**摘 要:** 铜薄膜传感器在飞机金属结构损伤监测过程中, 将长期面临大气腐蚀环境的影响。针对此背景, 研究了铜薄膜传感器在腐蚀环境下的耐蚀性能, 及腐蚀后的疲劳裂纹监测性能。首先, 采用脉冲偏压多弧离子镀技术在不同弧电流和基体负偏压水平下制备了一系列铜薄膜, 对其耐蚀性能进行了对比研究。结果表明, 在弧电流 60 A 和基体负偏压 250 V 时沉积的铜薄膜耐蚀性能最佳。然后, 结合耐蚀性能最佳的沉积工艺参数, 在 2A12-T4 铝合金中心孔板试件上制备了同心环状铜薄膜传感器阵列, 并开展了盐雾腐蚀试验。最后, 对腐蚀试验后的铜薄膜传感器进行了疲劳裂纹监测试验。结果表明: 铜薄膜传感器在腐蚀环境下具有良好的耐蚀性能, 耐蚀时间达 1000 h; 腐蚀试验后的铜薄膜传感器对裂纹变化敏感, 能实现对裂纹定量监测, 监测精度为 1 mm, 监测结果具有良好的可重复性。

**关键词:** 结构健康监测; 铜薄膜传感器; 耐蚀性能; 裂纹; 金属结构

**中图分类号:** V215.6; TP212.1

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1433-09

飞机在服役期间, 作为主承力构件的金属结构, 特别是在结构连接处, 具有应力水平高、磨损程度大、使用年限长等特点, 在疲劳载荷和腐蚀环境的耦合作用下极有可能产生裂纹, 对飞行安全构成严重的威胁。因此, 实现对疲劳裂纹的实时在线监测, 判断其损伤程度, 发出预警信息, 对确保飞机的飞行安全具有重要意义<sup>[1-2]</sup>。

目前, 国内外在飞机金属结构损伤监测领域取得了一定的进展, 应用效果较好的损伤监测传感器有光纤传感器<sup>[3]</sup>、涡流传感器<sup>[4]</sup>、声发射传感器<sup>[5]</sup>、真空传感器<sup>[6]</sup>等。但现有损伤监测传感器难以实现飞机金属结构的一体化集成, 在现有的检测范围和精度下难以有效评估裂纹的扩展状态, 难以承受大气腐蚀环境的严酷考验, 且在耐久性、经济性方面存在众多的不足<sup>[7]</sup>。因此, 发展一种高可靠性、高耐久性、能承受大气腐蚀环境的

裂纹监测技术十分必要。同时, 文献[8-11]提出的应用现代表面技术与电位法监测原理相结合的铜薄膜传感器, 在实验室环境下, 能对金属结构裂纹进行实时在线监测, 且能实现与金属结构的一体化集成, 监测原理简单, 对裂纹变化敏感, 监测结果精度高、范围广, 综合效费比低, 因此具有巨大的发展潜力。然而, 在飞机使用寿命期内, 与结构一体化集成的薄膜传感器在大气腐蚀环境中是否具有较好的耐蚀性能, 在腐蚀环境影响后是否具有较高损伤监测敏感性和监测精度, 是决定能否将其应用于现役飞机进行损伤监测的关键。

在铜薄膜传感器研制过程中, 铜薄膜作为导电传感层是薄膜传感器研究的核心。且铜薄膜的制备工艺、组织结构对其耐蚀性能具有重要的影响。近年来, 国内外学者对铜薄膜的耐蚀性能开展了大量的研究。Yeganeh 等<sup>[12-14]</sup>采用射频溅射

收稿日期: 2016-06-21; 录用日期: 2016-07-01; 网络出版时间: 2016-10-10 09:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0907.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(51201182)

\* 通讯作者: E-mail: heyut666@126.com

**引用格式:** 谭翔飞, 何宇廷, 侯波, 等. 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1433-1441. TAN X F, HE Y T, HOU B, et al. Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1433-1441 (in Chinese).

技术和电子束物理气相沉积技术制备了铜薄膜,通过动电位极化技术和电化学阻抗法,研究了铜薄膜的耐蚀性能;Gobi Saravanan 等<sup>[15]</sup>采用射频磁控溅射技术制备了 Cu-Ni 复合薄膜,研究了复合薄膜的微观结构和耐蚀性能;崔荣洪等<sup>[16-17]</sup>采用超声电沉积法制备了铜薄膜,通过金相显微镜观察和 X 射线衍射等方法,研究了铜薄膜的组织结构和耐蚀性能;邓乐乐等<sup>[18]</sup>采用脉冲偏压多弧离子镀技术制备了铜薄膜,分别研究了弧电流和基体负偏压对铜薄膜组织结构、耐蚀性能和结合性能的影响。但是,将铜薄膜作为薄膜传感器的一部分,考虑其在腐蚀环境中的耐蚀性能,以及在腐蚀影响后对金属结构疲劳裂纹监测性能方面的研究,至今仍少见报道。

为了考察铜薄膜传感器的耐蚀性能,以及在经历腐蚀环境影响后裂纹监测结果的可靠性,本文对比研究了不同弧电流、脉冲基体负偏压水平下多弧离子镀沉积铜薄膜的耐蚀性能,结合耐蚀性能最佳的沉积工艺参数,制备了耐蚀性能优良的薄膜传感器,开展了铜薄膜传感器的盐雾腐蚀试验,并对腐蚀试验后的薄膜传感器进行了疲劳裂纹监测试验。

## 1 铜薄膜传感器耐蚀性能及制备

### 1.1 铜薄膜的制备

铜薄膜的制备在真空电弧离子镀膜设备中进行。为了单独考察铜薄膜的耐蚀性能,基体材料选用耐蚀性能优良的 12Cr17Ni7 不锈钢,试件尺寸为 100 mm × 40 mm × 1.2 mm,镀膜面积为 50 mm × 40 mm,镀膜位置位于试件单侧中间表面。沉积材料选用纯度达 99.99% 的 Cu 靶,靶材直径为 60 mm,厚度为 3 mm。镀膜前,先对基体材料进行预磨、抛光处理,再使用蒸馏水、四氯化碳溶剂和离子水超声清洗,直至试件表面无油污并烘干;将清洗完成的试件置于真空镀膜室内,将真空室气压抽至  $4 \times 10^{-3} \sim 6 \times 10^{-3}$  Pa 之间,再通入氩气使真空室的气压保持在 2 Pa 左右,并施加幅值为 200 V 的脉冲负偏压;为了提高基体与膜层的结合力和膜层的沉积性能,试验前对试件进行氩气离子轰击清洗大约 10 min,氩气气压为 2.2 ~ 2.4 Pa。

为了研究不同沉积工艺参数组合下铜薄膜的耐蚀性能,将试件分为 3 组,分别沉积铜薄膜。第 1 组:基体负偏压保持 100 V,弧电流分别为 40、50、60、70 和 80 A,制备 5 件试样;第 2 组:弧电流保持 60 A,基体负偏压分别为 20、60、100、

140 和 180 V,制备 5 件试样;第 3 组:弧电流分别固定为 60、70 和 80 A,调整基体负偏压分别为 50、100、150、200 和 250 V,制备 15 件试样。具体沉积工艺参数如表 1 所示。

表 1 铜薄膜沉积工艺参数

Table 1 Copper film deposition process parameters

参数	数值
基体负偏压/V	依据设计参数
氩气气压/Pa	2.2 ~ 2.4
沉积时间/min	12 ~ 15
弧电流/A	依据设计参数

### 1.2 铜薄膜耐蚀性能对比

为了考察不同弧电流和基体负偏压水平对薄膜的耐蚀性能的影响,选择最佳沉积工艺参数组合,制备出具有良好耐蚀性的铜薄膜,对上述制备的铜薄膜试样分组开展盐雾腐蚀试验。盐雾腐蚀试验条件如表 2 所示,已经使用过的喷雾溶液不再使用。

试验过程中,每间隔 12 h 对铜薄膜的腐蚀缺陷面积和腐蚀外观分别进行评级,直至薄膜导电失效。评级依据国标 GB/T 6461—2002《金属基体上金属和其他无机覆盖层 经腐蚀试验后的试样和试件的评级》<sup>[19]</sup>所制定的标准进行。评级标准如表 3 和表 4 所示, A 为腐蚀率, %。

将第 1 组铜薄膜试样进行盐雾腐蚀试验,考察弧电流对薄膜耐蚀性能的影响。试验结束后薄膜的腐蚀形貌如图 1 所示,各分图中从左至右依次为弧电流为 40、50、60、70 和 80 A 时制备的铜

表 2 盐雾腐蚀试验条件

Table 2 Salt-spray corrosion test condition

参数	数值
盐雾沉积速度/( mL · h <sup>-1</sup> · 80 cm <sup>-2</sup> )	1 ~ 2
NaCl 溶液浓度/( g · L <sup>-1</sup> )	50 ± 5
喷雾气源压力/Pa	100 ~ 140
相对湿度/%	≥ 90
温度/℃	40 ± 2
pH	4 ± 0.2

表 3 腐蚀率与评定等级的关系<sup>[19]</sup>

Table 3 Relationship between corrosion rate and grade estimation<sup>[19]</sup>

腐蚀率范围	腐蚀评级	腐蚀率范围	腐蚀评级
无腐蚀	10	2.5 < A ≤ 5.0	4
0 < A ≤ 0.1	9	5.0 < A ≤ 10	3
0.1 < A ≤ 0.25	8	10 < A ≤ 25	2
0.25 < A ≤ 0.5	7	25 < A ≤ 50	1
0.5 < A ≤ 1.0	6	50 < A	0
1.0 < A ≤ 2.5	5		

薄膜试件。试验结果如表 5 所示。分析试验结果可知:在基体负偏压 100 V 保持不变时,弧电流为 70 和 80 A 时制备的铜薄膜耐蚀性能较好。

将第 2 组试样进行盐雾腐蚀试验,考察基体负

表 4 外观评级与外观变化对应关系<sup>[19]</sup>

Table 4 Relationship between appearance rating and appearance change<sup>[19]</sup>

外观评级	试样表面外观的变化
A	无变化
B	轻微到中度的变色
C	严重变色到极轻微的失光
D	轻微的失光或出现极轻微的腐蚀产物
E	严重的失光,或在试样局部表面上布有薄层的腐蚀产物或点蚀
F	有腐蚀物或点蚀,且其中之一集中斑布在整个试样表面上
G	整个表面上布有厚的腐蚀产物层或点蚀,并有深的点蚀
H	整个表面上布有非常厚的腐蚀产物或点蚀,并有深的点蚀

偏压对薄膜耐蚀性能的影响。试验结束后薄膜的腐蚀形貌如图 2 所示,各分图中从左至右依次为基体负偏压 20、60、100、140 和 180 V 时制备的铜薄膜试样。试验结果如表 6 所示,分析试验结果可知:在弧电流保持为 60 A 时,基体负偏压为 140 V 时制备的薄膜耐蚀性能最好。

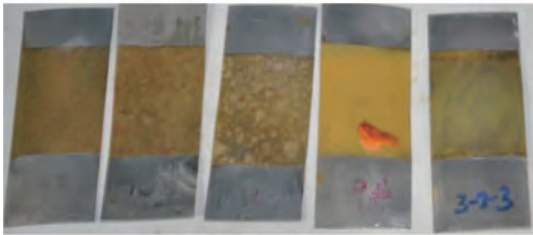
表 5 第 1 组铜薄膜试件盐雾腐蚀试验结果

Table 5 Results of the first group copper film after salt-spray corrosion test

参数组合 (弧电流, A/ 基体负偏压, V)	腐蚀等级(腐蚀评级/外观评级)			
	腐蚀 12 h	腐蚀 24 h	腐蚀 36 h	腐蚀 48 h
40/100	10/C	5/E	2/F	
50/100	10/C	5/E	2/F	
60/100	10/C	5/E	2/F	
70/100	10/A	4/D	3/E	2/F
80/100	10/B	5/D	3/E	2/F



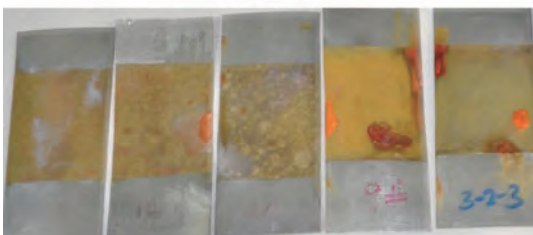
(a) 腐蚀 12 h



(b) 腐蚀 24 h



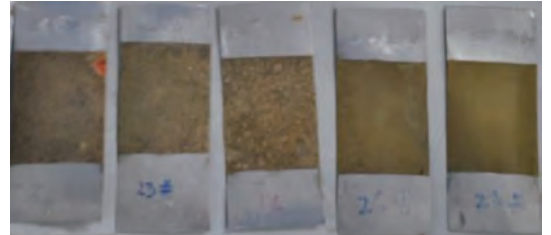
(c) 腐蚀 36 h



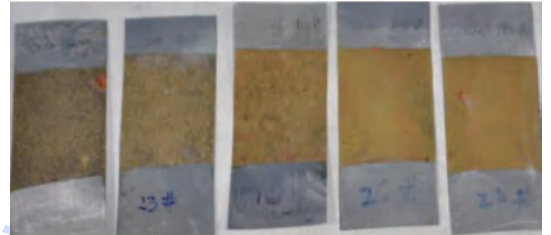
(d) 腐蚀 48 h

图 1 第 1 组铜薄膜试件盐雾腐蚀试验形貌

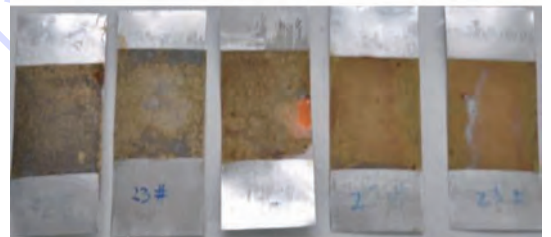
Fig. 1 The first group copper film morphology after salt-spray corrosion test



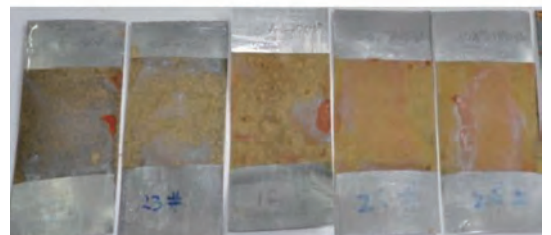
(a) 腐蚀 12 h



(b) 腐蚀 36 h



(c) 腐蚀 60 h



(d) 腐蚀 84 h

图 2 第 2 组铜薄膜试件盐雾腐蚀试验形貌

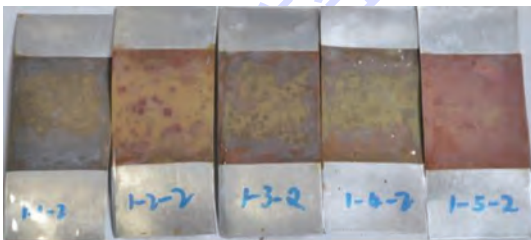
Fig. 2 The second group copper film morphology after salt-spray corrosion test

上述2组盐雾腐蚀试验表明:基体脉冲负偏压在140V左右、弧电流60A以上时,沉积的铜薄膜具有较好的耐蚀性能。为了进一步考察铜薄膜的耐蚀性能,将第3组铜薄膜试件进行盐雾试验,对比研究出耐蚀性最佳的铜薄膜沉积工艺参数组合。3组不同弧电流水平下调整基体负偏压后沉积的铜薄膜耐蚀性能具有较大差异,试验结束后薄膜的腐蚀形貌如图3所示,各分图中从左至右基体脉冲负偏压为50、100、150、200和250V。选出在各弧电流水平下铜薄膜耐蚀性最佳的沉积工艺参数组合如表7所示。

表6 第2组铜薄膜试件盐雾腐蚀试验结果

Table 6 Results of the second group copper film after salt-spray corrosion test

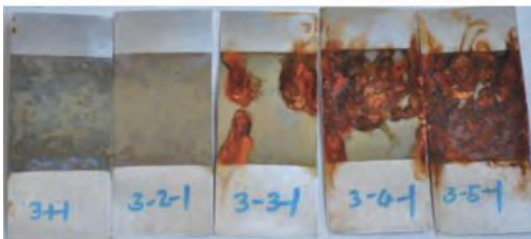
参数组合 (弧电流, A/ 基体负偏压, V)	腐蚀等级(腐蚀评级/外观评级)						
	腐蚀 12 h	腐蚀 24 h	腐蚀 36 h	腐蚀 48 h	腐蚀 60 h	腐蚀 72 h	腐蚀 84 h
60/20	5/D	5/E	2/G				
60/60	10/C	5/E	2/G				
60/100	10/C	5/E	2/F				
60/140	10/B	6/D	5/D	5/D	3/E	3/E	2/F
60/180	10/B	6/D	3/F	2/F			



(a) 弧电流60 A



(b) 弧电流70 A



(c) 弧电流80 A

图3 不同沉积工艺参数组合铜薄膜盐雾腐蚀试验形貌  
Fig. 3 Copper film morphology after salt-spray corrosion test with different deposition process parameter combination

表7 铜薄膜耐蚀性最佳的沉积工艺参数组合

Table 7 Deposition process parameter combination for optimal corrosion resistance of copper film

参数组合 (弧电流, A/ 基体负偏压, V)	腐蚀等级(腐蚀评级/外观评级)						
	腐蚀 12 h	腐蚀 24 h	腐蚀 36 h	腐蚀 48 h	腐蚀 60 h	腐蚀 84 h	腐蚀 204 h
60/250	10/A	10/A	10/B	10/C	10/D	9/E	9/E
70/150	10/B	5/D	4/D	3/E	2/E		
70/200	6/D	6/D	4/D	3/E	2/E		
80/100	10/B	5/D	3/E	2/F			

分析试验结果可知:在弧电流水平较低时,随着基体负偏压升高,薄膜耐蚀性能增强;随着弧电流水平升高,最佳工艺参数组合中基体负偏压降低;弧电流80A时,制备的薄膜性能普遍较差;60A/250V参数组合下制备的薄膜耐蚀性能最佳。

### 1.3 铜薄膜传感器的制备

铜薄膜传感器具有3层功能梯度材料,结构如图4所示,分别为绝缘隔离层、导电传感层、封装保护层;各层厚度均为微米量级,通过现代表面技术<sup>[20]</sup>实现薄膜与基体的一体化集成。基体材料选择航空常用的2A12-T4铝合金板材中心孔试件,试件尺寸如图5所示。

绝缘隔离层采用现代表面技术对基体结构进行绝缘化处理,Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>薄膜因具有高绝缘性、耐腐蚀、抗磨损等优点被广泛采用。对2A12-T4铝合金中心孔板试验件用硫酸-硼酸阳极氧化工艺<sup>[21]</sup>制得厚度约15 μm的Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>绝缘薄膜。具体工艺参数如表8所示。导电传感层的制备采用脉冲偏压多弧离子镀技术<sup>[22]</sup>,采用沉积工艺参数组合60A/250V,在绝缘隔离层上沉积耐蚀性能优良的同心环状薄膜传感器阵列<sup>[23]</sup>,沉积厚度约为

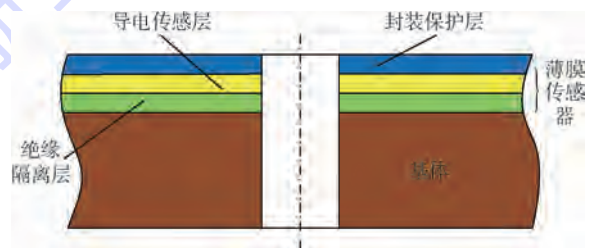


图4 铜薄膜传感器示意图

Fig. 4 Schematic of copper film sensor

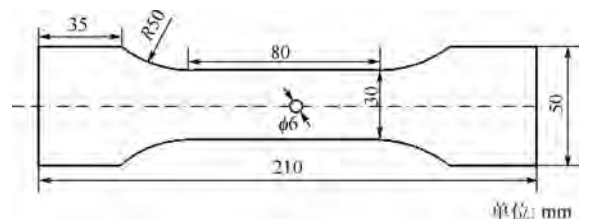


图5 试件尺寸

Fig. 5 Specimen dimension

10 mm,单个同心环状铜薄膜传感器的设计宽度为1 mm,用于飞机金属结构裂纹扩展的实时在线定量监测。封装保护层材料为705硅胶。

YC-01 导电银胶因具有电阻率低 ( $10^{-3} \sim 10^{-4} \Omega \cdot \text{cm}$ )、抗剪强度高 ( $> 25 \text{ kg/cm}^2$ ) 和允许工作温度范围广 ( $-40 \sim 200 \text{ }^\circ\text{C}$ ) 的优点,且按比例配制的 YC-01 导电性能稳定,粘结强度高,室温下即可固化成形,可广泛用于金属、陶瓷等材料间的导电性能粘结,故成为薄膜传感器引线连接的理想选择。本文采用 YC-01 导电银胶将引线与薄膜传感器连接。通过上述工艺制备的铜薄膜传感器试件如图 6 所示。

表 8 硫酸-硼酸阳极氧化工艺参数

Table 8 Sulfuric acid/boric acid anodic oxidation process parameters

参数	溶液浓度/( $\text{g} \cdot \text{L}^{-1}$ )			温度/ $^\circ\text{C}$	直流电压/ V	时间/ min
	$\text{H}_2\text{SO}_4$	$\text{H}_3\text{B}_3$	$\text{Al}^{3+}$			
数值	40 ~ 60	10 ~ 15	< 5.5	20 ~ 30	15 ~ 20	30 ~ 40

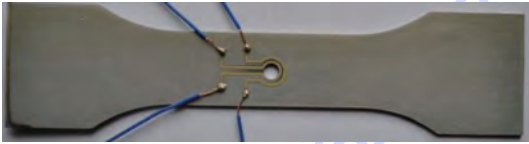


图 6 制备了同心环状铜薄膜传感器阵列的试件

Fig. 6 Deposited specimen of concentric ring copper film sensor array

## 2 盐雾腐蚀试验

在飞机服役的大气环境中,盐尘/盐雾是大气环境中最主要的腐蚀因素,它们混积在金属表面产生吸湿潮解作用,使金属表面液膜的电导增大,且环境中的氯离子本身具有很强的侵蚀作用,加速金属结构的腐蚀<sup>[24]</sup>。为了考察铜薄膜传感器在大气腐蚀环境中的耐蚀性能和裂纹监测结果的可靠性,采用盐雾腐蚀试验来模拟大气环境对传感器的腐蚀影响,试件共 2 件,试验条件如表 2 所示。试验过程中,每间隔 20 h 采用万用表检测铜薄膜传感器线路通断,判断传感器线路是否失效,并观察铜薄膜传感器腐蚀形貌。盐雾腐蚀试验进行了 1000 h,腐蚀试验结束后,试件的腐蚀形貌如图 7 所示。

由图 7 可见,试件夹持端面、试件侧面和传感器引线暴露部位出现白色的腐蚀产物氢氧化铝  $\text{Al}(\text{OH})_3$  (或  $\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$ ),同心环状铜薄膜传感器表面虽然没有白色的腐蚀产物,但是在极个别位置发生喷雾溶液渗透进入 705 硅胶保护层的现象,造成薄膜腐蚀,产生了微量的铜绿,此外并



图 7 盐雾腐蚀试验后试件形貌

Fig. 7 Specimen morphology after salt-spray corrosion test

未发现薄膜脱层或薄膜裂纹,铜薄膜传感器外观大体良好。采用万用表检测薄膜传感器线路的通断,判断传感器线路均正常导通,初步证实薄膜传感器功能完好,但是铜薄膜传感器电阻值有一定增大。电阻值增大的原因主要是引线腐蚀并出现腐蚀产物。在损伤监测前,初始电阻的部分增大并不影响将其作为损伤监测传感器,因为裂纹的扩展会引起传感器电阻的增大,监测电位也会随之发生改变,根据电位的变化情况可以实现对损伤程度的监测。试验结果表明,铜薄膜传感器在盐雾腐蚀环境下具有较高的耐蚀性能,能承受一定腐蚀环境的考验。

## 3 基于铜薄膜传感器的疲劳裂纹监测

### 3.1 疲劳裂纹监测试验

同心环状铜薄膜传感器阵列的裂纹监测试验是基于直流电位法<sup>[25]</sup>进行的。监测区裂纹的扩展影响同心环状铜薄膜传感器内电场的分布,引起裂纹监测端电位差的变化。当裂纹扩展穿过同心环状铜薄膜传感器时,电位监测通道的电位值出现突变。因此,在确定同心环状铜薄膜传感器设计宽度和阵列间隔的情况下,通过监测铜薄膜传感器两端的电位值变化来判断裂纹的扩展长度,实现金属结构裂纹的实时在线定量监测。

疲劳裂纹监测试验在 MTS810 型液压伺服疲劳试验机上进行,试验现场如图 8 所示。在环境腐蚀试验后对镀有同心环状铜薄膜传感器的试



图 8 疲劳裂纹监测试验现场

Fig. 8 Fatigue crack monitoring test site

件两端加载常幅载荷谱,加载频率 $f$ 为20 Hz,应力比 $R$ 为0.05,峰值载荷 $\sigma_{\max}$ 为150 MPa。

试验过程中,采用实验室自主研制的多通道金属结构裂纹监测系统采集传感器的电位信号。裂纹监测系统设置如下:启用CH0、CH1监测通道,CH0与内环传感器连接,CH1与外环传感器连接;采样频率设置为200 Hz;输出电压5 V;选用1950  $\Omega$ 电阻与铜薄膜传感器串联。开始加载后,启动裂纹监测系统采集同心环状铜薄膜传感器输出电位差信号,对中心孔试样疲劳裂纹进行实时监测。通过报警灯的颜色和监测曲线的状态来判断裂纹的扩展状态,报警灯为绿色时即裂纹未进入监测区,黄色时即裂纹进入裂纹监测区,红色时即裂纹超出监测区。

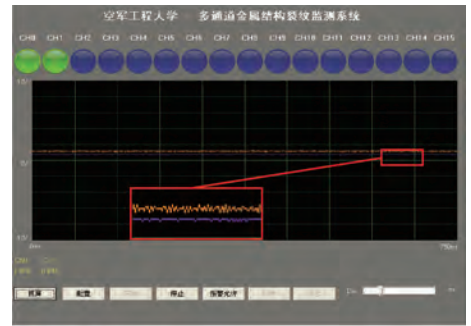
### 3.2 试验结果与分析

因2件试件的监测结果较为相似,以1<sup>#</sup>试件为例进行详细分析。1<sup>#</sup>试件疲劳裂纹实时在线监测系统界面如图9所示,图中黄色和紫色曲线分别对应CH0和CH1通道的监测信号。

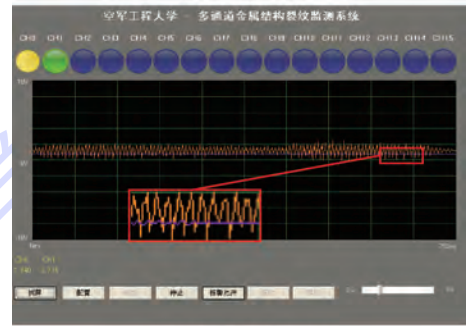
图9(a)为监测试验初期的监测系统输出界面,此时2条曲线比较平滑,报警灯均保持初始状态的绿色,表明在此阶段试验件的孔边位置未出现裂纹,但黄色曲线相比紫色曲线而言有微小的波动。分析认为,在加载初期,内环薄膜传感器同基体材料在循环应力的作用下因应力集中程度较高,在孔边沿产生微小形变,使其阻值呈周期性微小变化。

图9(b)中CH0监测通道的报警灯显示为黄色,此时黄色曲线波动幅度增大,在此阶段裂纹已萌生并在内环传感器监测范围内扩展;CH1监测通道的报警灯保持绿色,紫色曲线仍保持平滑。分析认为,在裂纹扩展初期,传感器和基体在疲劳载荷作用下出现一致的裂纹,并出现颈缩现象,当裂纹在载荷作用下处于分开状态时,传感器阻值增大,电位差增大;当处于闭合状态时,薄膜传感器接通,电位差减小。

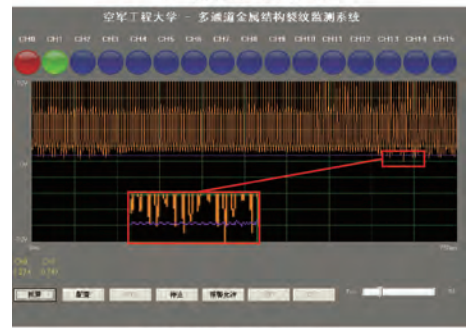
图9(c)中CH0监测通道的报警灯显示为红色,而CH1监测通道的报警灯仍为绿色,这表明裂纹已扩展出内环传感器的监测范围,但尚未进入外环传感器监测范围,根据传感器几何设计参数可知此时裂纹长度已达到1 mm;图中的黄色曲线的波动幅度达到最大值,紫色曲线仍保持平滑。黄色曲线出现大幅度波动的原因是裂纹刚扩展出内环传感器监测区,裂纹端口处基体颈缩导致薄膜随着基体表面爬延;当裂纹闭合时,内环传感器导通,监测电位值最小;裂纹分开时,内环薄膜传感器监测断开,监测电位达到最大。



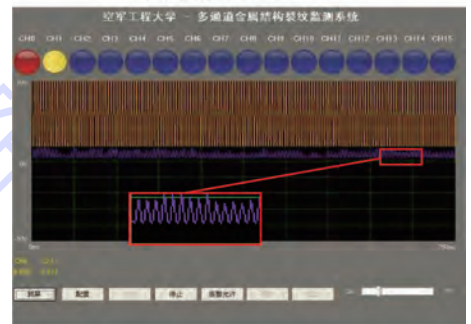
(a) 疲劳加载开始



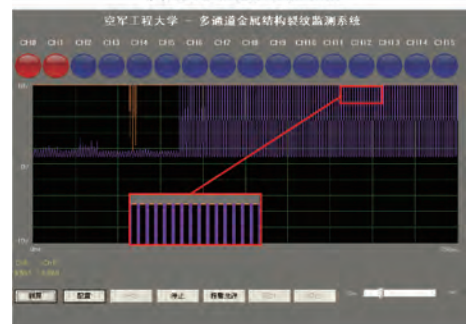
(b) 裂纹萌生并扩展



(c) 裂纹长度达到1 mm



(d) 裂纹长度达到2 mm



(e) 裂纹长度达到3 mm

图9 多通道金属结构实时在线监测系统界面  
Fig. 9 Interface of multi-channel metal structure real-time online monitoring system

图9(d)中紫色曲线波动幅度增大,CH1监测通道的报警灯显示为黄色,表明裂纹已扩展进入外环传感器监测范围,此时裂纹长度已达到2 mm,紫色曲线的出现波动的原因同图9(b)中曲线波动的原因一致;图中黄色曲线仍保持大幅度的波动状态。

图9(e)中CHO和CH1监测通道的报警灯均显示为红色,表明裂纹已扩展出外环传感器的监测范围,裂纹长度达到3 mm。图中紫色曲线波动幅度出现阶跃,发生突变的时刻及裂纹刚好扩展出外环传感器的时刻,此时裂纹长度为3 mm,紫色曲线大幅度波动的原因同图9(c)中黄色曲线波动的原因一致;图中黄色曲线电位值达到最大并保持平滑,分析认为,在循环载荷作用下,断口处的内环薄膜传感器反复的挤压和磨损,从而使薄膜在裂纹闭合时难以导通,故监测电位未出现波动。

试验过程中,2件试件完整的裂纹监测电位差信号曲线如图10所示。

分析1<sup>#</sup>试件内、外环传感器的电位监测信号曲线及显微镜实时观察裂纹扩展状态可知:在A点,内环铜薄膜传感器的电位差值增长曲率明显增大,裂纹监测系统CHO通道显示黄色报警信息,表明裂纹在内环传感器开始扩展,此时显微镜观察裂纹扩展状态为初始裂纹形成,监测结果与

系统报警信息相一致;在B点,内环传感器的电位出现阶跃,从监测原理分析可知此时裂纹刚好扩展出内环传感器,CHO监测通道也出现红色报警信号,通过显微镜观察到裂纹刚好扩展出内环铜薄膜传感器,裂纹长度达到1 mm,裂纹扩展状态与监测系统报警信息相吻合;在外环传感器的裂纹监测信息特征点C、D处,通过显微镜观察的裂纹扩展状态与系统实时报警信号几乎同步;2<sup>#</sup>试件的疲劳裂纹监测状态与1<sup>#</sup>试件监测状态一致。结果表明:经过盐雾腐蚀后的薄膜传感器保持了对裂纹扩展的敏感性,且显微镜观察裂纹扩展状态与监测结果一致,监测结果真实可信,具有良好的可重复性。

## 4 结论

通过开展铜薄膜传感器的盐雾腐蚀试验和疲劳裂纹在线监测试验,可以得出以下结论:

1) 弧电流水平较低时,随着基体负偏压升高,在基体表面易形成高致密度的沉积薄膜,使薄膜耐蚀性能增强;随着弧电流水平升高,最佳工艺参数组合中基体负偏压降低,较高的基体负偏压会使基体温度过高,在薄膜中形成粗大晶粒,使薄膜的耐蚀性能降低;弧电流80 A时,制备的薄膜性能普遍较差;60 A/250 V参数组合下制备的薄膜耐蚀性能最佳。

2) 705 硅胶封装后的同心环状铜薄膜传感器能承受1000 h的盐雾腐蚀环境考验,具有良好的耐蚀性能。

3) 腐蚀试验后的同心环状铜薄膜传感器对裂纹变化敏感,监测通道电位变化明显,实现了金属裂纹的实时在线监测,结合报警灯和监测电位曲线的变化,无需经过复杂的信息处理就可以分析出裂纹的扩展状态,监测结果真实可靠。

4) 多通道金属结构裂纹监测系统的监测信息与基体裂纹扩展的实测信息相一致,报警信号与电位曲线具有较高的监测精度,监测精度为1 mm,且监测结果具有良好的可重复性。

## 参考文献 (References)

- [1] 袁慎芳. 结构健康监控[M]. 北京:国防工业出版社,2007: 1-10.  
YUAN S F. Structural health monitoring and damage control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 1-10 (in Chinese).
- [2] 丁华,何宇廷,杜金强,等. 花萼状涡流传感器及其飞机金属结构疲劳损伤监测试验研究[J]. 机械工程学报,2013, 49 (2): 1-7.

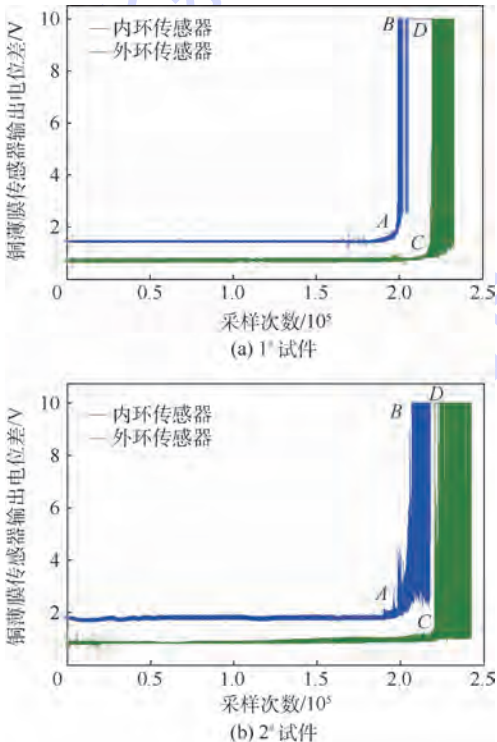


图10 同心环状铜薄膜传感器输出电位差信号曲线

Fig. 10 Potential difference signal curves of concentric ring copper film sensor

- DING H, HE Y T, DU J Q, et al. Rosette eddy current sensor and its experimental research on aircraft metal structure fatigue damage monitoring [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(2): 1-7 (in Chinese).
- [3] KUANG K S C, CANTWELL W J. Use of conventional optical fibers and fiber Bragg grating for damage detection in advanced composite structures: A review [J]. Applied Mechanics Reviews, 2003, 56(5): 493-513.
- [4] 陈祥林, 丁天怀, 黄毅平. 新型接近式柔性点涡流阵列传感器系统 [J]. 机械工程学报, 2006, 42(8): 150-153.  
CHEN X L, DING T H, HUANG Y P. Novel flexible eddy current array sensor system for proximity sensing [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 150-153 (in Chinese).
- [5] RABIEI M, MODARRES M. Quantitative methods for structural health management using in situ acoustic emission monitoring [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 49: 81-89.
- [6] WHWATLEY G, KOLLGAARD J R. Automated detection of cracks on the faying surface within high-load transfer bolted specimen [C] // NED for Health Monitoring and Diagnostics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 161-168.
- [7] 杜金强, 何宇廷, 崔荣洪, 等. 基于电位法原理的金属结构裂纹监测传感器研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 387-391.  
DU J Q, HE Y T, CUI R H, et al. Research on surface crack monitoring sensor of metallic structure based on electric potential method [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(3): 387-391 (in Chinese).
- [8] HOU B, HE Y T, CUI R H, et al. Crack monitoring method based on Cu coating sensor and electrical potential technique for metal structure [J]. Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 932-938.
- [9] 侯波, 何宇廷, 崔荣洪, 等. 基于涂层传感器的金属结构疲劳裂纹监测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1298-1302.  
HOU B, HE Y T, CUI R H, et al. Fatigue crack monitoring of metallic structure based on coating sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1298-1302 (in Chinese).
- [10] LIU M B, SUN Y, WANG Z, et al. A validation study for a SHM technology under operational environment [C] // Proceedings of 2014 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 14253775.
- [11] HU F, LIU M B, HONG G H, et al. Flaw-detected coating sensors applied in aircraft R&M [C] // Proceedings of Annual Reliability and Maintainability Symposium, 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 95-99.
- [12] SAREMI M, YEGANEH M. Investigation of corrosion behaviour of nanostructured copper thin film produced by radio frequency sputtering [J]. Micro & Nano Letters, 2010, 5(2): 70-75.
- [13] YEGANEH M, TORABI Z. Comparison between the experimental and theoretical electrochemical impedance for microcrystalline and nanocrystalline copper immersed in near neutral chloride solution [J]. Micro & Nano Letters, 2012, 7(3): 208-211.
- [14] YEGANEH M, SAREMI M. Corrosion behaviour of nanostructured copper thin films in comparison with copper sheet in drinking water [J]. Micro & Nano Letters, 2011, 6(1): 26-28.
- [15] GOBI SARAVANAN K, ANATHA KUMAR R, RAMACHANDRAN D, et al. Structural and corrosion behaviour of bilayer and alloyed films of Cu-Ni [C] // Proceedings of the International Conference on Advanced Nanomaterials & Emerging Engineering Technologies (ICANMEET-20J3). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 179-180.
- [16] 崔荣洪, 于志明, 何宇廷, 等. 超声电沉积铜叠层膜及其耐腐蚀性能研究 [J]. 中国腐蚀与防护学报, 2011, 31(2): 145-148.  
CUI R H, YU Z M, HE Y T, et al. Preparation and corrosion resistance of copper multilayer coating obtained by ultrasonic electro deposition [J]. Chinese Journal of Corrosion and Protection, 2011, 31(2): 145-148 (in Chinese).
- [17] 崔荣洪, 于志明, 何宇廷, 等. 超声电沉积铜薄膜的耐腐蚀性能研究 [J]. 腐蚀科学与防护技术, 2010, 22(3): 169-172.  
CUI R H, YU Z M, HE Y T, et al. Corrosion performance of ultrasonic-electrodeposited Cu coating [J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2010, 22(3): 169-172 (in Chinese).
- [18] 邓乐乐, 侯波, 何宇廷, 等. 工艺参数对电弧离子镀沉积铜薄膜微膜结构及性能的影响 [J]. 功能材料, 2015, 46(7): 7127-7130.  
DENG L L, HOU B, HE Y T, et al. Effect of process parameters on the microstructure and properties of copper film deposited by arc ion plating [J]. Journal of Function Materials, 2015, 46(7): 7127-7130 (in Chinese).
- [19] 全国金属与非金属覆盖层标准化技术委员会. 金属基体上金属和其他无机覆盖层 经腐蚀试验后的试样和试件的评级; GB/T 6461—2002 [S]. 北京: 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 2002: 3-4.  
National Metal and Nonmetal Coating Layer Standardization Technical Committee. Methods for corrosion testing of metallic and other inorganic coatings on metallic substrates—Rating of test specimens and manufactured articles subjected to corrosion tests; GB/T 6461—2002 [S]. Beijing: The State Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, 2002: 3-4 (in Chinese).
- [20] 顾讯. 现代表面技术的应用 [J]. 金属热处理, 1994(4): 1-6.  
GU X. Application of modern surface technology [J]. Heat Treatment of Metals, 1994(4): 1-6 (in Chinese).
- [21] 韩克, 欧忠文, 蒲滕, 等. 铝及铝合金硬质阳极氧化的研究进展 [J]. 表面技术, 2011, 40(5): 92-96.  
HAN K, OU Z W, PU T, et al. Development of hard anodizing of aluminum and aluminum alloy [J]. Surface Technology, 2011, 40(5): 92-96 (in Chinese).
- [22] 张钧, 赵彦辉. 多弧离子镀技术与应用 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 2007: 14-19.  
ZHANG J, ZHAO Y H. Multi arc ion plating technology and application [M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2007: 14-19 (in Chinese).
- [23] 侯波, 崔荣洪, 何宇廷, 等. 同心环状薄膜传感器阵列及其飞机金属结构裂纹监测研究 [J]. 机械工程学报, 2015, 51(24): 9-14.  
HOU B, CUI R H, HE Y T, et al. Concentric ring film sensor array and its experimental research on crack monitoring for air-

- craft metallic structure[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(24):9-14 (in Chinese).
- [24] 左卫,刘元海. 典型海洋环境当量加速试验环境谱研究[J]. 包装工程, 2011, 23(32):133-136.  
ZHUO W, LIU Y H. Research on equivalent accelerated test environment spectrum of typical marine environment[J]. Packaging Engineering, 2011, 23(32):133-136 (in Chinese).
- [25] ANDERSSON M, PERSSON C, MELIN S. Experimental and numerical investigation of crack closure measurements with electrical potential drop technique[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(9):1059-1068.

作者简介:

谭翔飞 男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结构强度与使用寿命。

何宇廷 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器结构寿命控制、飞行器结构健康监控、飞行器安全性评估。

## Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment

TAN Xiangfei<sup>1</sup>, HE Yuting<sup>1,\*</sup>, HOU Bo<sup>1,2</sup>, CUI Ronghong<sup>1</sup>, FENG Yu<sup>1</sup>

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Army Aviation Research Institute, Beijing 101121, China)

**Abstract:** In the process of monitoring aircraft metal structure crack, copper film sensor is exposed to atmospheric corrosion environment. The corrosion resistance of copper film sensor and crack monitoring performance after corrosion experiment were researched under the background. First, copper films were deposited by pulsed bias arc ion plating technique at difference levels of current and negative substrate bias. The corrosion resistance was researched. The result shows that the optimal corrosion resistance of copper film was deposited at level of current 60 A and negative substrate bias 250 V. Then, a concentric ring copper film sensor array was deposited on 2A12-T4 aluminum alloy using the optimal depositing parameter. A salt-spray environment experiment was carried out. Finally, a fatigue crack monitoring experiment was carried out using the copper film sensor which was exposed in corrosion environment. The results show that the copper film sensor has good corrosion resistance. The corrosion resistance time reaches 1000 h. The copper film sensor is very sensitive to fatigue crack and can realize quantitative monitoring with the accuracy of 1 mm. Besides, the monitoring results are repeatable.

**Keywords:** structure health monitoring; copper film sensor; corrosion resistance; crack; metal structure

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0539

# AVB 网络流量整形帧模型端到端延迟计算



李二帅, 何锋\*, 熊华钢

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 音视频桥接技术 (AVB) 以传统以太网为基础, 通过基于信用量的整形 (CBS) 算法进行流量整形, 提供了音视频流确定性传输的基础保障。在 CBS 流模型的延迟分析计算基础上, 考虑了 AVB 网络中数据帧实际排队和调度的离散特性, 提出了一种改进的 CBS 帧模型来计算音视频流量的排队传输延迟, 并推导了帧模型下最坏延迟计算公式。采用典型的车载网络应用场景对 2 种模型进行演算验证, 结果表明: 同流模型相比, CBS 帧模型中得到的端到端延迟更小, 显示出更好的紧性评估效果, 同时这种紧性评估在针对低优先级流量的延迟分析时, 差异会更加显著。

**关键词:** 音视频桥接技术 (AVB); 实时性; 帧模型; 端到端延迟; 流模型

**中图分类号:** TP393

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1442-08

音视频桥接技术 (AVB) 是由 IEEE 802.1 AVB 工作组 (AVBTG)<sup>[1]</sup> 定义的音视频流服务技术, 已被车载电子系统等关键嵌入式领域考虑采用<sup>[2-4]</sup>, 是很具潜力的下一代实时网络标准<sup>[5-8]</sup>。AVB 采用基于信用量的整形 (CBS) 算法对音视频流量进行整形, 通过对不同类型流量设定统一的逻辑带宽进行限流, 从而提供音视频流实时传输的基础保障。不同的流量整形算法将直接导致网络的实时性评估层次的差异<sup>[9-10]</sup>。

端到端延迟是评估网络实时性能的重要指标<sup>[11]</sup>, 可以采用不同的建模方式实现以 CBS 算法为基础的 AVB 网络延迟的性能评估。网络演算<sup>[12]</sup> 是一种广泛应用的网络实时性能评估手段, 通过对 AVB 网络到达曲线和服务曲线进行建模, 可以实现最坏延迟分析<sup>[13]</sup>, 文献 [14] 在极小加代数下进一步考虑最小服务曲线和最大服务曲线模型, 给出了网络演算理论下的完整 AVB 端到端延迟评估模型, 并认为 AVB 网络能够提供实时性

能保障; 部分学者采用了形式化验证的方法<sup>[15]</sup> 进行 AVB 性能评估, 通过将最坏情况下的网络延迟计算过程转化为时间分析模型<sup>[16-17]</sup>, 得到 AVB 延迟关键参数, 并与 AVB 流量传输需求进行对比, 得出 AVB 网络可以确保关键嵌入式系统定时性能的结论<sup>[18]</sup>。

现有的研究工作在评价 AVB 网络的实时性能时, 采用的是 AVB 流模型的 CBS 算法。当考虑到数据帧在输出端口的实际排队和调度过程时, 其调度行为典型具有离散特征, 并表现为以帧为调度单位。基于此, 本文提出一种帧模型的 CBS 整形改进算法, 并将帧模型与流模型的端到端延迟分析结果进行对比, 研究帧模型下网络延迟上界的紧性。

本文首先介绍 AVB 协议的基本概念, 然后给出了最坏情况的延迟计算方法, 接着分别推导了流模型和帧模型的延迟计算公式, 同时, 在车载场景中对这 2 种模型的端到端延迟性能进行对比分

收稿日期: 2016-06-22; 录用日期: 2016-11-04; 网络出版时间: 2016-11-24 16:45

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161124.1645.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61301086); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-15-GJSYS-055)

\* 通讯作者: E-mail: robinleo@buaa.edu.cn

**引用格式:** 李二帅, 何锋, 熊华钢. AVB 网络流量整形帧模型端到端延迟计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (7): 1442-1449. LI E S, HE F, XIONG H G. End-to-end traffic latency computation using frame shaping model in AVB network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (7): 1442-1449 (in Chinese).

析,最后给出验证结果和结论。

## 1 基本协议

### 1.1 精确时间同步协议

精确时间同步协议 (generalized Precision Time Protocol, gPTP) 中定义了一个最优主时钟算法 (Best Master Clock Algorithm, BMCA)<sup>[19]</sup> 用于标识出 AVB 网络的主时钟,并且 gPTP 是一种由硬件实现的时间同步机制,它通过路径延迟测算和补偿将主时钟时戳信息匹配到网络中的各个节点上,最终实现整网的时间同步效果。

### 1.2 流预留协议

流预留协议 (Stream Reservation Protocol, SRP) 主要用于 AVB 网络中传输流量的带宽分配与管理,它在网络中定义了 2 类终端节点: Talker 和 Listener, Talker 作为源节点,会产生待传输的流量, Listener 作为目的节点,负责接收流量。SRP 协议主要包含预留 (Reservation) 和注册 (Registration) 两部分, Talker 在传输前会根据 SRP 预定传输带宽,只有网络带宽足够可用并被 Listener 注册成功后,AVB 流量才可以确认传输。

SRP 中定义的带宽预留大小的计算方法为

$$C_{AVB} = \frac{\text{MaxFrameSize} \times 8 \times \text{MIF}}{\text{CMI}} \quad (1)$$

式中: MaxFrameSize 为流量所对应的数据帧长度; CMI 为数据帧的发送周期; MIF 为一个发送周期内的帧个数。

协议中推荐将音视频流 (AVB 流量) 分为 2 类: SR\_A 和 SR\_B, 并且建议最大 75% 的网络带宽可用于 AVB 流量传输, 剩余的 25% 带宽要用于“尽力传输” (Best Effort, BE) 类型流量的传输。

### 1.3 排队及转发协议

排队和转发协议 (Forwarding and Queuing for Time-Sensitive Streams, FQTSS) 在网络中用于流量整形和优先级排队管理。如图 1 所示, 在 AVB 网络中, AVB 流量比 BE 流量的优先级高, 同时, AVB 流量的不同优先级 (SR\_A 和 SR\_B) 会先采用 CBS 算法完成各自的流量整形, 并且在整形的过程会有不同优先级 AVB 流量对应信用量的产生和消耗, 而 BE 流量不参与 CBS 的整形过程, 然后再以严格优先级排队规则 (Strict Priority Queuing, SPQ) 对网络节点中的所有类型流量进行调度。

SR\_A 和 SR\_B 在排队传输时依赖 2 个带宽保障参数  $\text{idleSlope}_{A/B}$  和  $\text{sendSlope}_{A/B}$ :  $\text{idleSlope}_{A/B}$  为 AVB 流量在节点处等待传输时信用量的增加速率,  $\text{sendSlope}_{A/B}$  为 AVB 流量正在传输时信用量

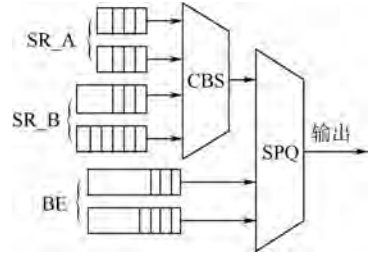


图 1 AVB 中流量排队及转发过程

Fig. 1 Queuing and forwarding for AVB streams

的减小速率,  $C$  为总带宽传输速率, 三者的关系为

$$\text{sendSlope}_{A/B} = \text{idleSlope}_{A/B} - C \quad (2)$$

SR\_A 和 SR\_B 在网络中要使用 CBS 算法分别计算各自的信用量  $\text{Credit}_A$  和  $\text{Credit}_B$ , 图 2 所示的 CBS 算法的详细规则如下:

1) 只有  $\text{Credit}_{A/B} \geq 0$  时, AVB 流量才能获得传输机会。

2) 当 AVB 流量 (SR\_A 或 SR\_B) 到达时, 如果节点中正在传输其他优先级流量, 这个 AVB 流量所对应的  $\text{Credit}_{A/B}$  将在排队的过程中以  $\text{idleSlope}_{A/B}$  的速率得到积累, 并且最大积累量不超过  $\text{hiCredit}_{A/B}$ 。

3) 当 AVB 流量正在传输时, 它的  $\text{Credit}_{A/B}$  将会以  $\text{sendSlope}_{A/B}$  的速率减少, 并且它能够减少到的最小值是  $\text{loCredit}_{A/B}$ 。

4) 如果  $\text{Credit}_{A/B}$  为正, 但此时输出端口中没有 AVB 流量等待传输,  $\text{Credit}_{A/B}$  将直接设置为 0。

5) 如果  $\text{Credit}_{A/B}$  为负, 此时的 AVB 流量无法进行传输,  $\text{Credit}_{A/B}$  将会以  $\text{idleSlope}_{A/B}$  的速率恢复至 0。

AVB 音视频流传输的实际占用带宽可以根据数据帧长度和发送周期进行计算,  $\text{idleSlope}_{A/B}$  可以认为是系统设计者为 SR\_A 和 SR\_B 流量传输所配置的逻辑带宽, 如何为 AVB 流量设计所匹配的  $\text{idleSlope}_{A/B}$ , 涉及系统优化的问题。

最后, 在设计优化时一定要保证 AVB 流量的最大占用带宽不超过网络总带宽传输速率  $C$  的 75%:

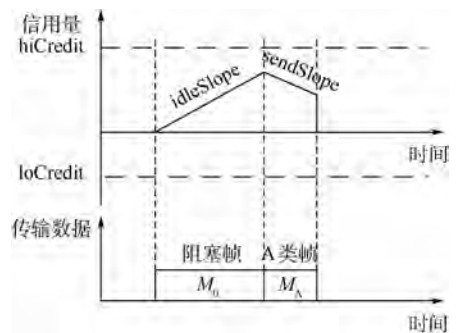


图 2 CBS 算法

Fig. 2 CBS algorithm

$$\begin{cases} R_A = \text{idleSlope}_A \\ R_B = \text{idleSlope}_B \\ R_A + R_B < 0.75 \times C \end{cases} \quad (3)$$

### 1.4 音视频桥接系统

音视频桥接系统是 AVB 网络的总体构成框架,目前在进一步的完善中,相关的研究工作一直在进行,以期实现 AVB 网络实时性能的进一步扩展。例如,实现高优先级对低优先级流量传输的抢占机制<sup>[20]</sup>,使得高优先级任务获得更小的端到端延迟等。

## 2 最坏延迟分析

评估 AVB 网络的实时性能,主要衡量消息  $m$  在网络中传输时, $m$  对应产生的所有流量  $i$  在最坏情况下的端到端延迟,在本文的计算方法中,将消息的最坏延迟内容分为下面几种关键延迟。

$$w_m(t) = I_{\text{TSB}} + I_{\text{HPB}} + I_{\text{SPB}} + I_{\text{LPB}} + t_{\text{transfer}} \quad (4)$$

1) 流量整形延迟  $I_{\text{TSB}}$ :CBS 算法中规定,只有当流量  $i$  的  $\text{Credit}_i \geq 0$  时,流量才能够获得传输的机会, $I_{\text{TSB}}$  就是  $\text{Credit}_i$  从  $\text{loCredit}_i$  以  $R_i$  的速率恢复至 0 过程中的等待延迟<sup>[17]</sup>,其表达式为

$$I_{\text{TSB}} = \left\lceil \frac{\text{loCredit}_i}{R_i} \right\rceil \quad (5)$$

2) 高优先级流量阻塞延迟  $I_{\text{HPB}}$ :流量  $i$  到达网络节点后,需要等待所有高优先级流量传输完毕,才能获得传输机会。

$$I_{\text{HPB}} = \sum_{j \in \text{hp}(i)} h_j(w_m(t)) \quad (6)$$

式中: $\text{hp}(i)$  为节点中所有高优先级流量的集合; $h_j(w_m(t))$  为这些高优先级流量所产生的阻塞延迟。如果节点中存在多条的高优先级消息,则

$$\sum_{j \in \text{hp}(i)} h_j(w_m(t)) = \sum_{k \in \text{hp}(m)} w_k(t) \quad (7)$$

式中: $\text{hp}(m)$  为节点中所有高优先级消息的集合; $w_k(t)$  为其中的一条消息所产生的阻塞延迟。

3) 相同优先级流量阻塞延迟  $I_{\text{SPB}}$ :如果节点中存在相同优先级的不同消息,这些消息之间也会产生阻塞延迟。

$$I_{\text{SPB}} = \sum_{j \in \text{sp}(i)} s_j(w_m(t)) \quad (8)$$

式中: $\text{sp}(i)$  为节点中所有相同优先级的不同消息对应流量的集合; $s_j(w_m(t))$  为这些流量所产生的阻塞延迟。在最坏情况下,多条的相同优先级消息所产生的阻塞延迟为

$$\sum_{j \in \text{sp}(i)} s_j(w_m(t)) = \sum_{l \in \text{sp}(m)} w_l(t) \quad (9)$$

式中: $\text{sp}(m)$  为节点中所有相同优先级消息的集

合; $w_l(t)$  为其中的一条消息所产生的阻塞延迟。

4) 低优先级阻塞延迟  $I_{\text{LPB}}$ :AVB 网络中规定,高优先级流量对正在传输的低优先级流量是不可抢占的;在最坏情况下,当高优先级流量恰好稍晚于最大帧长的低优先级流量到达时,它得到的最大阻塞延迟为

$$I_{\text{LPB}} = \max \frac{M_i}{C} \quad (10)$$

式中: $M_i$  为所有的低优先级流量的最大帧长。

5) 消息传输延迟  $t_{\text{transfer}}$ :SR\_A 和 SR\_B 的传输延迟主要取决于它们能分配得到的逻辑带宽  $\text{idleSlope}_{A/B}$ ,而 CBS 算法还决定了流量是否能够获得传输的机会,对于最大突发度为  $\sigma$  的流量的持续传输过程,流量要先积累 Credit 获得传输的机会,随后 Credit 在传输中消耗,这个积累消耗过程会不断进行,直到消息完成传输。

$$t_{\text{transfer}} = \sum t(\sigma, \text{idleSlope}_{A/B}) \quad (11)$$

式中: $\sum$  表示流量持续不断传输时传输延迟的积累。

## 3 帧模型的改进对比

### 3.1 流模型

在 CBS 流模型的延迟计算方法中,如图 3 所示,流量的排队整形是把流量看作连续比特流持续变化的过程,CBS 算法会计算出与流量相对应的信用量的变化。

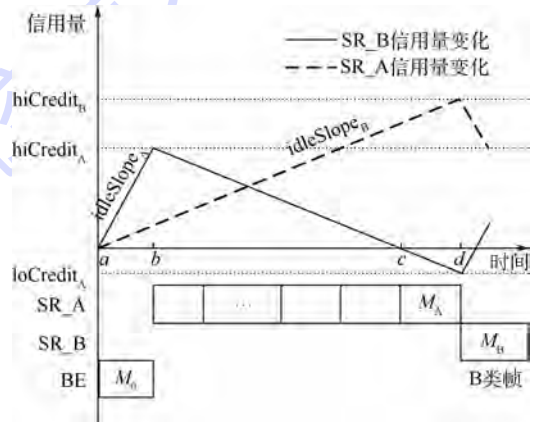


图 3 流模型下的 CBS

Fig. 3 CBS based on stream model

#### 3.1.1 SR\_A 延迟分析

SR\_A 流量的优先级最高,在最坏情况下,它的低优先级阻塞  $I_{\text{LPB}}^A$  为

$$I_{\text{LPB}}^A = \frac{M}{C} \quad M = \max(M_A, M_B) \quad (12)$$

SR\_A 被低优先级流量阻塞的过程中,其积累的  $\text{hiCredit}_A$  为

$$\text{hiCredit}_A = I_{\text{LPB}}^A R_A = \frac{M}{C} R_A \quad (13)$$

根据 CBS 算法, SR\_A 从 loCredit<sub>A</sub> 恢复至 0 过程的整形延迟  $I_{\text{TSB}}^A$  为

$$I_{\text{TSB}}^A = \left\lfloor \frac{\text{loCredit}_A}{R_A} \right\rfloor = \frac{M_A}{C} \cdot \frac{C - R_A}{R_A}$$

$$\text{loCredit}_A = \frac{M_A}{C} (R_A - C) \quad (14)$$

式中:当 Credit<sub>A</sub> 恰为 0 时,节点输出端口开始传输最后一帧数据  $M_A$ ,当传输结束后,SR\_A 的 Credit<sub>A</sub> 便是最小的 loCredit<sub>A</sub>。

综上可得,SR\_A 在节点中的延迟为

$$w_A(t) = I_{\text{TSB}}^A + I_{\text{LPB}}^A + t_{\text{transfer}}^A \quad (15)$$

式中: $t_{\text{transfer}}^A$  为流量在 hiCredit<sub>A</sub> 时能够持续不间断传输的最大时间。

$$t_{\text{transfer}}^A = \frac{\text{hiCredit}_A - \text{loCredit}_A}{-\text{sendSlope}_A} = \frac{M}{C} \cdot \frac{R_A}{C - R_A} + \frac{M_A}{C} \quad (16)$$

### 3.1.2 SR\_B 延迟分析

在最坏情况下,SR\_B 流量被低优先级流量阻塞的延迟  $I_{\text{LPB}}^B$  为

$$I_{\text{LPB}}^B = \frac{M_0}{C} \quad (17)$$

高优先级流量阻塞延迟  $I_{\text{HPB}}^B$  为

$$I_{\text{HPB}}^B = w_A(t) - I_{\text{LPB}}^A \quad (18)$$

当 SR\_B 被阻塞时,其积累的 hiCredit<sub>B</sub> 为

$$\text{hiCredit}_B = (I_{\text{LPB}}^B + I_{\text{HPB}}^B) R_B$$

SR\_B 从 loCredit<sub>A</sub> 恢复至 0 过程的整形延迟

$$I_{\text{TSB}}^B \text{ 为}$$

$$I_{\text{TSB}}^B = \left\lfloor \frac{\text{loCredit}_B}{R_B} \right\rfloor = \frac{M_B}{C} \cdot \frac{C - R_B}{R_B}$$

$$\text{loCredit}_B = \frac{M_B}{C} (R_B - C) \quad (19)$$

综上可得,SR\_B 在节点中的延迟为

$$w_B(t) = I_{\text{LPB}}^B + I_{\text{HPB}}^B + I_{\text{TSB}}^B + t_{\text{transfer}}^B \quad (20)$$

式中: $t_{\text{transfer}}^B$  为流量在 hiCredit<sub>B</sub> 时能够持续不间断传输的最大时间。

$$t_{\text{transfer}}^B = \frac{\text{hiCredit}_B - \text{loCredit}_B}{-\text{sendSlope}_B} = (I_{\text{LPB}}^B + I_{\text{TSB}}^A + t_{\text{transfer}}^A) \frac{R_B}{C - R_B} + \frac{M_B}{C} \quad (21)$$

式中:当 SR\_B 和 BE 的最大数据帧长相同时,等式  $I_{\text{LPB}}^B = I_{\text{LPB}}^A$  成立,此时:

$$t_{\text{transfer}}^B = \frac{\text{hiCredit}_B - \text{loCredit}_B}{-\text{sendSlope}_B} =$$

$$(I_{\text{LPB}}^B + I_{\text{TSB}}^A + t_{\text{transfer}}^A) \frac{R_B}{C - R_B} + \frac{M_B}{C} = w_A(t) \frac{R_B}{C - R_B} + \frac{M_B}{C} \quad (22)$$

### 3.1.3 BE 延迟分析

BE 流量不参与整形过程,也不存在低优先级流量的阻塞,其高优先级流量的阻塞延迟为

$$I_{\text{HPB}}^{\text{BE}} = w_B(t) \quad (23)$$

BE 的传输延迟为

$$t_{\text{transfer}}^{\text{BE}} = \frac{M_0}{C} \quad (24)$$

$$w_{\text{BE}}(t) = w_B(t) + t_{\text{transfer}}^{\text{BE}} \quad (25)$$

## 3.2 帧模型

在实际网络中,考虑数据排队和调度的离散特性,提出帧模型的延迟计算方法,帧模型是以网络节点中传输的数据帧个数来计算信用量变化的模型,信用量的变化会呈现如图 4 中的阶梯状规律曲线。帧模型与流模型延迟分析的主要区别是:在帧模型中,只有信用量足够可用时,输出端口才能完整传输一帧数据,最终在帧模型中得到的延迟评估结果会比流模型减少  $\delta$ ,帧模型中每帧数据的传输相应减小的信用量大小为

$$\text{sendCredit}_i = \frac{M_i}{C} (R_i - C) \quad (26)$$

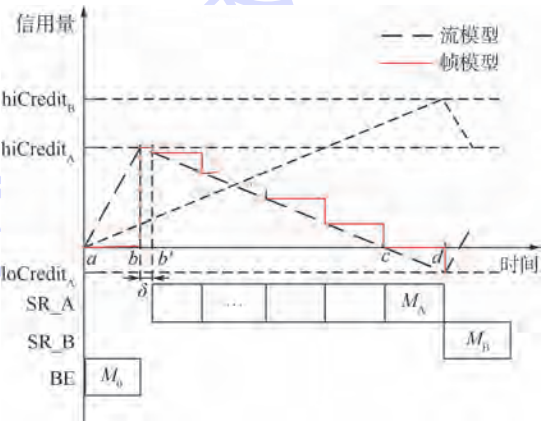


图4 帧模型下的 CBS

Fig.4 CBS based on frame model

### 3.2.1 SR\_A 延迟分析

类似于流模型,SR\_A 流量的低优先级阻塞  $I_{\text{LPB}}^A$  为

$$I_{\text{LPB}}^A = \frac{M}{C} \quad M = \max(M_0, M_B) \quad (27)$$

SR\_A 被低优先级流量阻塞的过程中,其积累的 hiCredit<sub>A</sub> 为

$$\text{hiCredit}_A = I_{\text{LPB}}^A R_A = \frac{M}{C} R_A \quad (28)$$

根据 CBS 算法, SR\_A 的信用量从  $\overline{\text{loCredit}}_A$  恢复至 0 过程的整形延迟  $\overline{I}_{\text{TSB}}^A$  为

$$\overline{I}_{\text{TSB}}^A = \left\lceil \frac{\overline{\text{loCredit}}_A}{R_A} \right\rceil = \frac{M_A}{C} \cdot \frac{C - R_A}{R_A}$$

$$\overline{\text{loCredit}}_A = \frac{M_A}{C} (R_A - C) \quad (29)$$

式中:当  $\text{Credit}_A$  恰为 0 时,节点的输出端口开始传输最后一帧数据  $M_A$ ,传输结束后,SR\_A 的  $\text{Credit}_A$  便是最小的  $\overline{\text{loCredit}}_A$ 。

SR\_A 在节点中的延迟为

$$\overline{w}_A(t) = \overline{I}_{\text{TSB}}^A + \overline{I}_{\text{LPB}}^A + \overline{t}_{\text{transfer}}^A \quad (30)$$

式中: $\overline{t}_{\text{transfer}}^A$  为流量在  $\overline{\text{hiCredit}}_A$  时能够持续不间断传输的最大时间。

$$\overline{t}_{\text{transfer}}^A = N_A \frac{M_A}{C} \quad N_A = \left\lfloor \frac{\overline{\text{hiCredit}}_A}{-\text{sendCredit}_A} \right\rfloor + 1 \quad (31)$$

式中: $N_A$  的计算要对公式中的变量进行下取整,是节点中通过的数据帧个数。

### 3.2.2 SR\_B 延迟分析

SR\_B 流量被低优先级流量阻塞的延迟  $\overline{I}_{\text{LPB}}^B$  为

$$\overline{I}_{\text{LPB}}^B = \frac{M_0}{C} \quad (32)$$

SR\_B 被高优先级流量所阻塞的延迟为

$$\overline{I}_{\text{HPB}}^B = \overline{w}_A(t) - \overline{I}_{\text{LPB}}^A \quad (33)$$

SR\_B 被阻塞时,其积累的  $\overline{\text{hiCredit}}_B$  为

$$\overline{\text{hiCredit}}_B = (\overline{I}_{\text{LPB}}^B + \overline{I}_{\text{HPB}}^B) R_B \quad (34)$$

根据 CBS 算法, SR\_B 的信用量从  $\overline{\text{loCredit}}_B$  恢复至 0 过程的整形延迟  $\overline{I}_{\text{TSB}}^B$  为

$$\overline{I}_{\text{TSB}}^B = \left\lceil \frac{\overline{\text{loCredit}}_B}{R_B} \right\rceil = \frac{M_B}{C} \cdot \frac{C - R_B}{R_B}$$

$$\overline{\text{loCredit}}_B = \frac{M_B}{C} (R_B - C) \quad (35)$$

SR\_B 在节点中的延迟为

$$\overline{w}_B(t) = \overline{I}_{\text{LPB}}^B + \overline{I}_{\text{HPB}}^B + \overline{I}_{\text{TSB}}^B + \overline{t}_{\text{transfer}}^B \quad (36)$$

式中: $\overline{t}_{\text{transfer}}^B$  为流量在  $\overline{\text{hiCredit}}_B$  时能够持续不间断传输的最大时间。

$$\overline{t}_{\text{transfer}}^B = N_B \frac{M_B}{C} \quad N_B = \left\lfloor \frac{\overline{\text{hiCredit}}_B}{-\text{sendCredit}_B} \right\rfloor + 1 \quad (37)$$

式中: $N_B$  的计算要对公式中的变量进行下取整,是节点中通过的数据帧个数。

### 3.2.3 BE 延迟分析

在帧模型中, BE 的延迟与流模型相似:

$$\overline{w}_{\text{BE}}(t) = \overline{w}_B(t) + \overline{t}_{\text{transfer}}^{\text{BE}} = \overline{w}_B(t) + \frac{M_0}{C} \quad (38)$$

## 4 应用案例分析

未来的车载驾驶控制技术在安全性因素的考虑下,会采用更多的传感器来采集周边环境的数据,这些传感器探测得到的数据需要实时传输进行处理<sup>[2]</sup>,如车载音视频消息和控制导航消息的传输,这些消息对网络中的传输延迟提出了很高的要求。针对这些车内联网的应用场景,建立了图 5 所示的网络拓扑模型<sup>[13]</sup>来评估本文中改进的帧模型效果,并将其与流模型的结果进行对比。

在上面的网络拓扑模型中,网络的链路带宽  $C$  为 100 Mbit/s,网络中存在 2 个交换机 (Switch Front/Back) 节点,前、后、左、右 4 个相机模块 (Front/Rear/Left/Right Camera) 用于采集输出视频类消息 (VS),前置模块 (HU) 是车中内置的综合显示功能模块;总控制模块 (CU) 通过控制类消息 (CS) 与其余各功能模块互相通信,并且其余各模块都能发送/接收 CS 消息;VS 的源端是 4 个相机模块,VS 先在顶层模块 (TV) 中汇聚,然后再传输到 HU 中显示;同时,后相机模块 (RC) 还会将它的 VS 直接传输到 HU 中显示;HU 向后置模块 (RU) 中传输导航类型消息 (MVS),根据 SRP 的中带宽预留的计算方法,各消息的带宽配置情况如表 1 所示<sup>[13]</sup>。

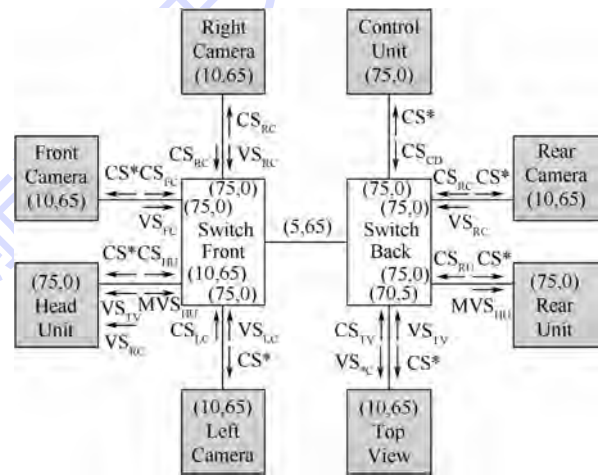


图 5 网络拓扑模型<sup>[13]</sup>

Fig. 5 Network topology model<sup>[13]</sup>

表 1 流量配置表

Table 1 Traffic configuration

消息类型	带宽/(Mbit · s <sup>-1</sup> )	最大帧长/byte	突发量/byte
SR_A (CS)	0.512	64	640
SR_B (VS)	16.97	1522	70012
BE (MVS)	15.70	1522	65446

网络中消息的端到端延迟与传输路径和节点带宽配置密切相关,在图5中,最小的CS消息的端到端延迟存在于RU与CU之间,最大的CS消息的端到端延迟存在于HU与CU之间。

同理,可以分析得到VS和MVS各自消息的端到端延迟情况。对于VS,最小的延迟存在于直接同步显示的RC与HU之间,最大的延迟是在前/左/右3个相机模块中任一个的VS到TV的传输汇聚路径里,在这条传输路径中,4个VS消息都要通过交换机Switch Back的输出端口,如果这4个VS信号的消息同时到达,产生的竞争排队情况会导致VS消息最坏延迟情况的发生。MVS消息在网络中的优先级最低,属于BE类型流量,MVS从HU传输到RU。图6为场景中计算得到的流模型与帧模型的端到端延迟评估结果。

针对图6的对比结果,从横向上看,帧模型与流模型2个计算方法中的CS、VS与MVS端到端延迟大小与消息优先级有关,2种模型的总体变化趋势是一致的;CS消息的优先级最高,在CBS算法下,CS在网络节点的输出端口排队等待其他消息传输的可能性很小,在最坏条件下只受到低优先级消息最长帧情况的影响;而VS消息的优先级低于CS,在CBS算法下,它在网络节点中需要等待高优先级的CS消息传输完成之后,才可能获得传输的机会,因而得到的延迟结果会比CS大,MVS消息优先级最低,会等待更多的高优先级CS与VS消息才能获得传输机会。

同时,从纵向上看,帧模型下的端到端延迟结果更小;帧模型的CBS算法考虑了数据排队和调度的离散特性,与流模型的CBS相比,帧模型排除了流模型中数据实际不可调度的部分,扣除了相关延迟累计,这种优化的方法使得帧模型中CS与VS消息得到的延迟结果变小,因此帧模型CS与VS消息可以获得更为紧性的端到端延迟结果,并且相比于高优先级的CS消息,低优先级

的VS消息排除了更多的延迟累计误差,因而帧模型下得到的VS消息紧性效果就更明显。MVS消息属于BE类型,不通过CBS算法进行整形,因而2种模型下的延迟结果只受到高优先级的CS与VS消息的影响,不会有较大的差异。

## 5 结论

本文针对AVB网络CBS整形算法延迟进行研究,在考虑了实际网络中数据排队与调度的离散特性情况下,提出一种改进的帧模型CBS算法,经过车载应用案例进行验证,得到:

1) 对AVB网络CBS整形算法的延迟进行分析,通过将阻塞情况分成高优先级阻塞和逻辑带宽阻塞等几个关键组成部分,得到了AVB网络中最坏情况下的端到端延迟计算方法。

2) 基于帧模型的CBS端到端延迟计算方法排除了流模型中数据实际不可调度部分的延迟累计,相比于流模型,其最坏延迟分析结果具有更好的紧性。

3) 帧模型的CBS算法对不同优先级AVB类型消息端到端延迟的改进具有不同的效果,考虑到高优先级消息对低优先级消息延迟分析中的非紧性影响的累加效应,消息的优先级越低,采用本方法获得的紧性评估的改善效果就越为明显。

## 参考文献 (References)

- [1] IEEE. IEEE 802.1 AVB task group: IEEE 802.1 audio/video bridging (AVB) [R/OL]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012 (2012-11) [2016-02-20]. <http://www.ieee802.org/1/pages/avbridges.html>.
- [2] CAMEK A, BUCKL C, CORREIA P S, et al. An automotive side-view system based on Ethernet and IP[C]//Advanced Information Networking and Applications Workshops (WAINA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012, 2012: 238-243.
- [3] IMTIAZ J, JASPERNEITE J, HAN L. A Performance study of Ethernet audio video bridging (AVB) for industrial real-time communication [C]//ETFA. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-8.
- [4] HEIDINGER E, GEYER F, SCHNEELE S, et al. A performance study of audio video bridging in aeronautic Ethernet networks [C]//7th IEEE International Symposium on Industrial Embedded Systems, SIES 2012. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 67-75.
- [5] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks—audio video bridging (AVB) systems; IEEE Std 802.1BA[S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1-45.
- [6] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks—Timing and synchronization for time-sensitive applications in bridged local area networks; IEEE Std 802.1AS-2011

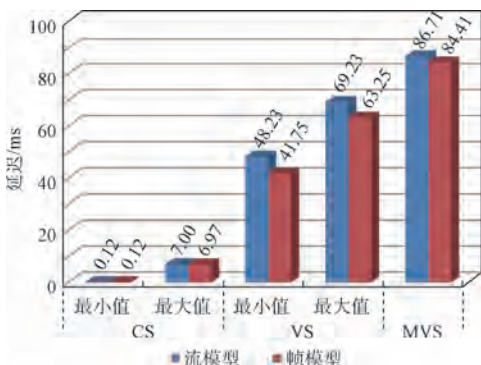


图6 端到端延迟结果对比

Fig. 6 Comparison of end-to-end latency results

- [S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 1-48.
- [7] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks, virtual bridged local area networks, amendment 14: Stream reservation protocol (SRP): IEEE Std 802.1Qat[S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1-5.
- [8] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks, virtual bridged local area networks, amendment 12: Forwarding and queuing enhancements for time-sensitive streams: IEEE Std 802.1Qav[S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-87.
- [9] GEYER F, HEIDINGER E, SCHNEELE S, et al. Evaluation of audio/video bridging forwarding method in an avionics switched Ethernet context[C]//18th IEEE Symposium on Computers and Communications, ISCC 2013. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 711-716.
- [10] GEORGES J P, DIVOUX T, RONDEAU E. Strict priority versus weighted fair queuing in switched Ethernet networks for time critical applications[C]//Parallel and Distributed Processing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 141-148.
- [11] LIU J W. Real-time systems[M]. New York: Pearson Education Group, 2003: 22-27.
- [12] LE B J Y, THIRAN P. Network calculus: A theory of deterministic queuing systems for the internet[M]. Berlin: Springer Science & Business Media, 2001: 3-7.
- [13] RENE Q. Analysis of Ethernet AVB for automotive networks using network calculus[C]//IEEE Conference on Vehicular Electronics and Safety (ICVES). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 61-67.
- [14] AZUA D, RUIZ J A, BOYER M. Complete modelling of AVB in network calculus framework[C]//Proceedings of the 22nd International Conference on Real-Time Networks and Systems. New York: ACM, 2014: 55-56.
- [15] HENIA R, HAMANN A, JERSAK M, et al. System level performance analysis-the SymTA/S approach[J]. IEE Proceedings: Computers and Digital Techniques, 2005, 152(2): 148-166.
- [16] AXER P, THIELE D, ERNST R, et al. Exploiting shaper context to improve performance bounds of Ethernet avb networks[C]//Proceedings of the 51st Design Automation Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-6.
- [17] DIEMER J, ROX J, ERNST R. Modeling of Ethernet AVB networks for worst-case timing analysis[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2012, 45(2): 848-853.
- [18] DIEMER J, THIELE D, ERNST R. Formal worst-case timing analysis of Ethernet topologies with strict-priority and AVB switching[C]//Industrial Embedded Systems (SIES). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012, 2012: 1-10.
- [19] IEEE. IEEE standard for layer 2 transport protocol for time sensitive applications in a bridged local area network: IEEE Std 1722-2011[S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1-57.
- [20] IMTIAZ J, JASPERNEITE J, WEBER K. Approaches to reduce the latency for high priority traffic in IEEE 802.1 AVB networks[C]//2012 9th IEEE International Workshop on Factory Communication Systems, WFCS 2012. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 161-164.

#### 作者简介:

李二帅 男, 硕士研究生。主要研究方向: 实时网络。

何锋 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空电子综合、实时调度、实时网络。

熊华钢 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空电子综合、机载网络。

# End-to-end traffic latency computation using frame shaping model in AVB network

LI Ershuai, HE Feng\*, XIONG Huagang

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

**Abstract:** Audio video bridging (AVB) Ethernet is an available Ethernet-based solution for audio and video stream transmissions within embedded networking context, in which credit-based shaping (CBS) algorithm is defined to guarantee the end-to-end latency performance according to stream models. When considering the discrete characteristics of frame queuing and scheduling behavior in an actual networking scenario, an improved frame model CBS was proposed to replace the stream model CBS algorithm. According to this new model, the worst-case transmission latency was deduced by eliminating non-schedulable traffic in the network. A representative in-vehicle application scenario was established to verify the end-to-end latency performance of the frame model CBS. The results indicate that the frame model CBS can obtain a better end-to-end latency evaluation than the stream model CBS. Especially, the tightness of frame model CBS is clearer for the lower priority AVB traffics within the whole AVB networks.

**Keywords:** audio video bridging (AVB); real-time; frame model; end-to-end latency; stream model

**Received:** 2016-06-22; **Accepted:** 2016-11-04; **Published online:** 2016-11-24 16:45

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161124.1645.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161124.1645.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61301086); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-15-GJSYS-055)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0956

# 基于深度置信网络的近距离空战态势评估

张彬超, 寇雅楠\*, 邬蒙, 左家亮

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)



**摘 要:** 针对传统态势评估方法权值确定困难、大规模数据处理和特征提取能力不足的问题,结合当前空战数据特征,将深度置信网络(DBN)应用于近距离空战态势评估。通过密度峰值算法对空战特征数据进行聚类分析,并结合态势函数和专家判读进行修正,建立标准空战态势样本库;以重构误差和测试错误率为基础,建立网络拓扑结构和最优参数确定方法,提高模型的训练效率,并通过样本数据,对模型进行训练和验证。实验表明,模型态势分类正确率达到92.7%,模型运行时间满足应用需求,实例评估结果与客观态势一致性强。

**关键词:** 深度置信网络(DBN); 态势评估; 半监督学习; 网络拓扑结构; 密度峰值聚类  
**中图分类号:** V271; TP391.4

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1450-10

空战态势评估是决策的前提,是智能空战中必不可少的一个环节。随着众多信息化空战武器列装部队,战场信息量剧增,态势环境复杂,数据的搜集、整理、学习和理解越来越重要。当前,空战模式越来越多,但电子干扰等技术的发展,削弱了战机的探测和跟踪能力,如果在超视距范围内无法发现和歼灭敌方,双方将不可避免地进入近距离空战,近距离空战将是自卫和消灭对手的最后有效手段。

近距离空战态势评估方法大致可以分为2类:非参量法<sup>[1]</sup>和参量法。

非参量法主要是将空战中参战双方的态势信息进行量化判断,充分体现空战态势特征的信息和便于进行量化分析的态势因素。李望西等<sup>[2]</sup>从交战双方几何位置出发,分析交战双方的角度、速度、能量等因素,构造优势函数,建立态势函数进行评估。吴文海<sup>[3]</sup>和顾佼佼<sup>[4]</sup>等将导弹发射区和导弹命中概率引入优势函数中,使模型更符合实战。但非参量法态势函数定义可移植性

差,各因素权值的确定主观性强。

参量法也称为不确定性理论方法,包括动态贝叶斯网络、神经网络和支持向量机等方法,是运用统计学习理论,刻画评估指标间的关系。胡云安<sup>[5]</sup>和史建国<sup>[6]</sup>等提出动态贝叶斯网络算法,引入区间概率,增加评估的动态性。王向华等<sup>[7]</sup>利用径向基神经网络学习空战样本,避免了人工权值的主观性。郭辉<sup>[8]</sup>和张文忠<sup>[9]</sup>等基于回归型的支持向量机,借鉴传统评估指标对目标威胁进行评估。传统参量法在处理当前大规模数据方面存在模型输入少、特征提取能力不足的问题。

近年来,以深度学习为代表的人工智能取得了巨大突破,并且成功应用在围棋方面,研制出AlphaGo,击败人类,标志着深度学习理论已经成功转化为技术应用。深度学习有两大经典模型<sup>[10]</sup>:深度置信网络(Deep Belief Network, DBN)与卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)。其中深度置信网络具有特征提取能力强、精度高的优点。其半监督学习的训练方法,适

收稿日期: 2016-12-20; 录用日期: 2017-02-15; 网络出版时间: 2017-03-21 14:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170321.1422.001.html

基金项目: 航空科学基金(20155896026)

\* 通讯作者: E-mail: 49841256@qq.com

**引用格式:** 张彬超, 寇雅楠, 邬蒙, 等. 基于深度置信网络的近距离空战态势评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1450-1459. ZHANG B C, KOU Y N, WU M, et al. Close-range air combat situation assessment using deep belief network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1450-1459 (in Chinese).

合于空战态势评估中标准数据库规模小的现状。

基于此,本文使用密度峰值聚类对空战数据进行聚类分析,并结合态势函数和专家判读方法构建空战态势样本库,提出基于时间段数据特征的态势分类。在构建DBN模型过程中,提出有效的拓扑结构和最优参数确定方法。尝试从数据内部挖掘特征关系,从新的视角解决态势评估问题。

表1 空战参数

Table 1 Parameters of air combat

参数	值域
目标方位角 $\lambda/\text{rad}$	$[0, \pi]$
目标进入角 $\psi/\text{rad}$	$[0, \pi]$
速度矢量夹角 $\eta/\text{rad}$	$[0, \pi]$
两机距离 $r/\text{km}$	$[0, 10]$
两机速度平方差 $\Delta v^2$	
我机速度 $v_R$	
两机高度差 $\Delta h/\text{m}$	$[0, 18\ 000]$
我机高度 $h/\text{m}$	$[0, 18\ 000]$

## 1 近距离空战态势样本库的建立

构建深度置信网络需要一定量训练样本,参考典型态势评估模型,确定4类典型近距离空战态势,通过密度峰值算法对空战训练中积累的客观数据进行聚类分析,结合传统算法和专家判读,建立空战态势样本库。

### 1.1 空战态势的描述

#### 1.1.1 评估参数选取

近距离空战中,对抗双方的几何关系<sup>[11]</sup>如图1所示。机体坐标系的原点  $O$  为飞机的重心,  $x$  轴与飞机的纵轴一致指向机头方向,  $y$  轴垂直于飞机的对称面并指向右方,  $z$  轴在飞机对称面内并且垂直纵轴指向下方。目标视线与本机速度 ( $v_R$ ) 方向的夹角为目标方位角  $\lambda$ , 目标视线延长线与目标机速度 ( $v_B$ ) 方向的夹角为目标进入角  $\psi$ 。两机速度矢量的夹角为  $\eta$ , 两机距离和高度差分别为  $r$  和  $\Delta h$ 。

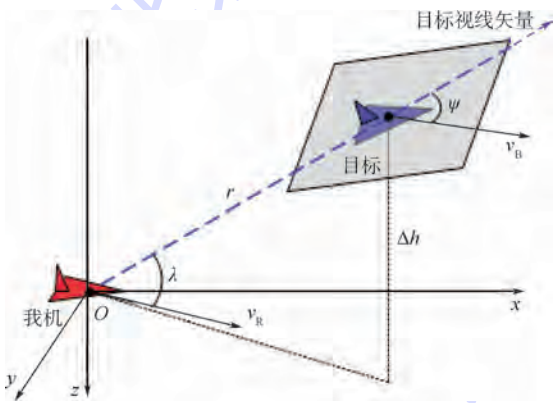


图1 空战双方位置关系

Fig.1 Position relationship between two sides in air combat

交战双方进行视距内作战,以近距离格斗弹为武器,对雷达的性能要求不高,对双方相对角度要求较高。马耀飞等<sup>[12]</sup>提出描述近距离空战的一组评估参数,主要考察高度、速度、距离和角度等因素。在此基础上,本文提出一组评估参数,如表1所示。

#### 1.1.2 态势空间划分

根据空战双方的参数关系,将空战态势分为我机优势  $V_1$ 、敌机优势  $V_2$ 、双方中立  $V_3$  和双方均势  $V_4$  4种态势,如图2所示。

红方为我方战机,蓝方为敌方战机。态势  $V_1$  为我机处于优势,目标方位角小,目标进入角小,两机距离小,我机速度和高度大,我机达到攻击敌机条件;态势  $V_2$  为我机处于劣势,目标方位角大,目标进入角大,两机距离小,敌机速度和高度大,敌机达到攻击条件;态势  $V_3$  为两机中立,两机距离大,目标方位角大,目标进入角小,距离大于8 km,均不利于攻击;  $V_4$  两机均势,距离小,目标方位角小,目标进入角大,速度和高度基本相同,双方均达到攻击对方条件。

### 1.2 典型态势优势函数构建

近距离态势评估主要考虑战机的作战能力和空战场态势2个方面因素。根据朱建益<sup>[13]</sup>的模型,作战能力方面,建立空战能力优势函数  $T_c$ :

$$T_c = C/\max(C)$$

$$C = \left[ \ln B + \ln \left( \sum A_1 + 1 \right) + \ln \left( \sum A_2 \right) \right] \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3 \varepsilon_4 \quad (1)$$

式中:  $C$  为作战能力;  $B$  为机动参数;  $A_1$  为火力参数;  $A_2$  为探测参数;  $\varepsilon_1$  为操纵系数;  $\varepsilon_2$  为生存系数;  $\varepsilon_3$  为航程系数;  $\varepsilon_4$  为电子对抗系数。

空战态势方面,建立角度优势函数  $T_a$ 、距离优势函数  $T_d$ 、速度优势函数  $T_v$  和高度优势函数  $T_h$ 。将5个优势函数加权合成近距离空战综合态势优势函数  $T$ ,利用模糊层次分析法计算权重系数:

$$\begin{cases} T = k_1 T_c + k_2 T_a + k_3 T_d + k_4 T_v + k_5 T_h \\ k_1 + k_2 + k_3 + k_4 + k_5 = 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5$  表示空战能力优势、角度优势、距离优势、速度优势和高度优势权重。

### 1.3 基于密度峰值法的聚类分析

由1.1节可知,4种典型空战态势特征数据值有明显差异,因此假设,每一类态势对应的特征在多维空间中是聚集的,同种态势的数据之间的距离比不同种数据的之间的相似度大。基于此,引入密度峰值聚类算法<sup>[14]</sup>进行分析。

密度峰值算法,对于每一个数据点  $i$ ,计算

2个特征:①该点处数据分布的密度 $\rho_i$ ;②该点到比它密度大的最小距离 $\delta_i$ 。2个特征都只由数

据点之间的欧式距离 $d_{ij}$ 确定。密度定义为

$$\rho_i = \sum_j \chi(d_{ij} - d_c), \chi(x) = \begin{cases} 1 & x \leq 0 \\ 0 & x > 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $d_c$ 定义为截断距离; $\rho_i$ 的值是与该点距离小于 $d_c$ 的点的个数。

特征 $\delta_i$ 是通过计算点 $i$ 和所有比它密度高的点的最小距离,其数学定义为

$$\delta_i = \min_{j:\rho_j > \rho_i} (d_{ij}) \quad (4)$$

$\delta_i$ 反映密度较大点之间的距离。对于密度最高的点,将它的 $\delta_i$ 定义为 $\delta_i = \max_j (d_{ij})$ 。

聚类中心点应被密度较低的点包围,且与具有更高密度的其他数据点有相对较大的距离。因此只有当数据点的 $\rho_i$ 和 $\delta_i$ 均大于一定阈值时才可认为它是聚类的中心点。

### 1.4 态势样本库的构建

从客观数据中提取聚类分析所需的特征数据,进行聚类分析,得出每组数据的态势样本分类。然后结合优势函数和专家评判,对分类结果进行修正。具体流程如图3所示。

空战数据聚类方面,对每个空战时刻,选用表1中的8类特征数据,分别归一化,接着进行密度峰值计算,考虑计算效率,每一批数据规模为5000组。实验结果如图4所示。图中品红、蓝、绿、红4个点代表 $\rho_i$ 和 $\delta_i$ 最大的4个时刻,将其

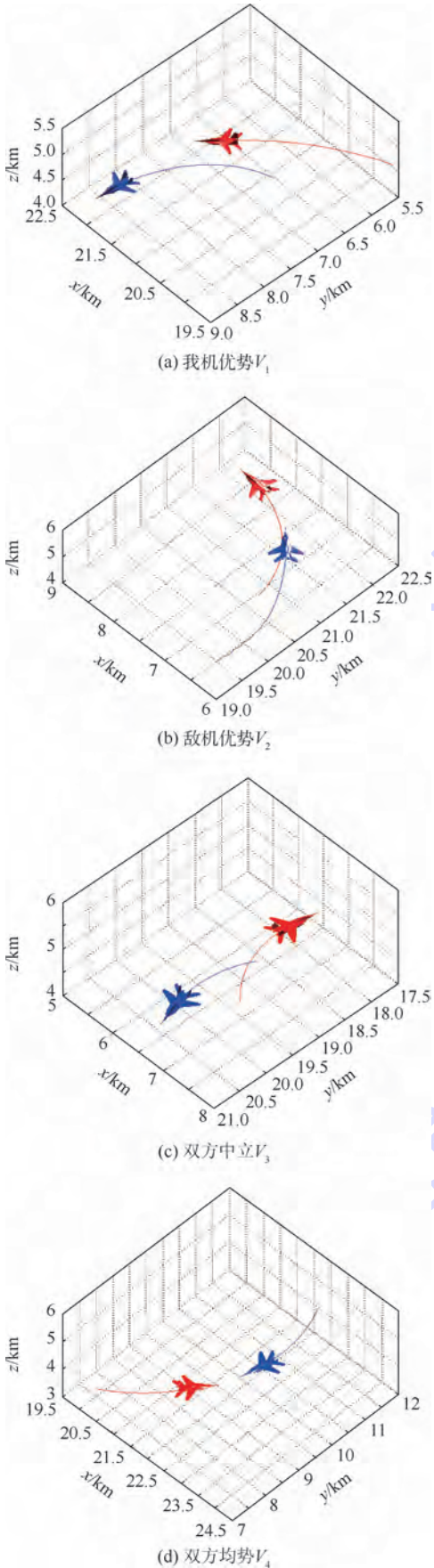


图2 4种典型空战态势

Fig. 2 Four kinds of typical air combat situations

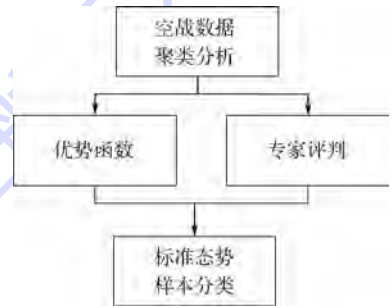


图3 样本库构建流程图

Fig. 3 Flowchart for constructing sample library

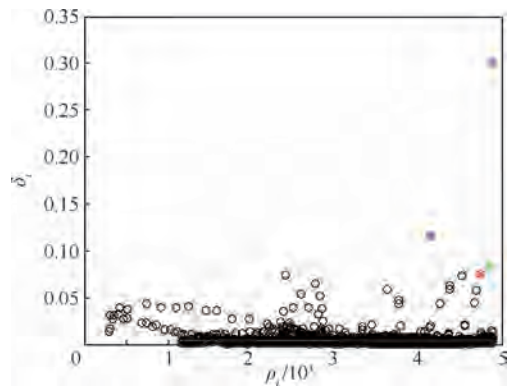


图4 密度峰值算法结果

Fig. 4 Results of density peaks algorithm

定义为4类态势的中心点,通过数据特性找到这4个中心点的对应态势类型,从4个中心点分别取一定距离为分类半径对其余4996组数据进行分类,若出现分类区域重叠,则根据到中心点距离进行分类。其结果如图5所示,其中,横轴代表参与聚类的5000组数据,纵轴代表4种态势类型。

根据式(2),计算4类数据的优势函数值,确定其对应分类,其中品红为态势 $V_3$ ,红色为态势 $V_1$ ,绿色为态势 $V_4$ ,蓝色为态势 $V_2$ 。对比优势函数和聚类分析2种方法的结果,具有较强的一致性,但态势结果仍存在一定差异,如图6所示。

由图6可知,差异均处于态势变化的临界状态附近,说明这些时刻数据变化具有连续性。

由此可知,空战态势变化是连续的过程,态势评估的目标应该选择时间段数据。每组数据选取连续的25个时刻作为输入,每个时刻对应表1中的8类特征数据,按时间顺序排列,输入维度为

$25 \times 8$ 。每个时刻均通过聚类算法得出其态势类型,若一组输入中所有时刻类型一致,则该样本对应这种态势类型,若该输入内各时间点分类存在差异,则通过专家判读和传统态势函数方法,对已聚类好的数据进行修正,确定其对应态势类型。

依照上述流程,运行3轮,得到了数据量为15000组的空战态势样本库。由于选取数据取自多次完整训练,样本数据和实际情况同分布,因此具备应用价值。

## 2 基于DBN的空战态势分类

### 2.1 DBN模型

DBN结合了无监督学习和有监督学习,是由一系列叠加的受限玻尔兹曼机(RBM)和一层BP网络构成的深层神经网络。其结构如图7所示。可见层的输入为训练样本集, $H_1$ 、 $H_2$ 分别为第一、第二隐含层, $W_i$ 为相邻两层神经元之间的权值,相邻两层神经元构成一个玻尔兹曼机。

DBN采用“逐层贪婪<sup>[15]</sup>”的训练方法,过程可以分为两步:首先,使用无监督学习方法训练每一层RBM,且上一层RBM的输出为下一层RBM的输入,每一层RBM参数单独训练,确保特征向量在逐层映射时,能尽量保留特征信息;然后,使用最后一层的BP网络接收最后一个RBM的输出,用有监督的方式训练整个网络,通过反向传播对全网络参数进行微调。

RBM是DBN的核心组件之一,它由一个可见层和一个隐含层组成,层间的节点两两相连,层内的节点不相连,其结构如图8所示。其中: $v_i$ 和 $h_j$ 分别表示可见层和隐含层的节点值; $W_{ij}$ 为可见层和隐含层之间的权值。RBM训练为无监督训

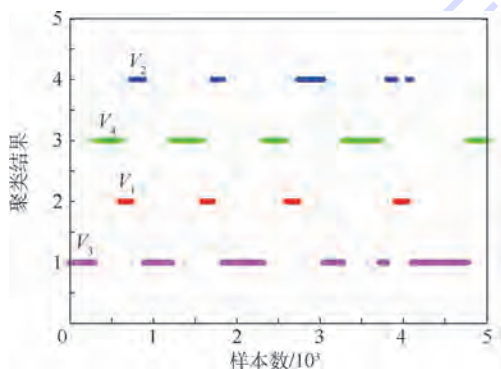


图5 4类空战态势聚类结果

Fig. 5 Clustering results of four kinds of air combat situations

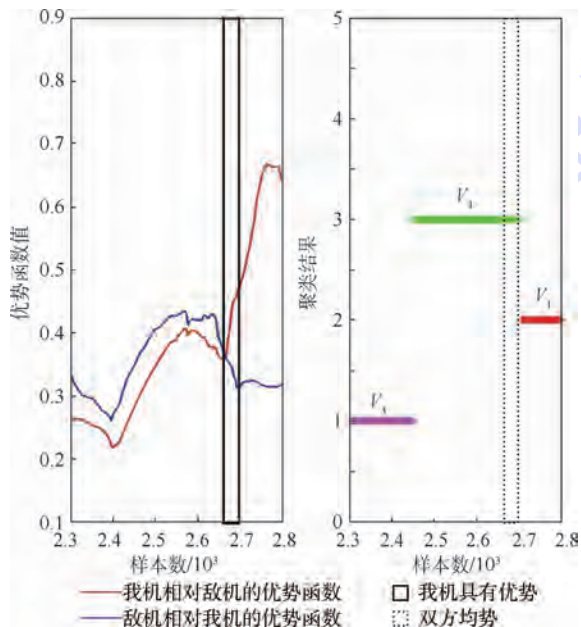


图6 2种方法结果对比

Fig. 6 Result comparison of two algorithms

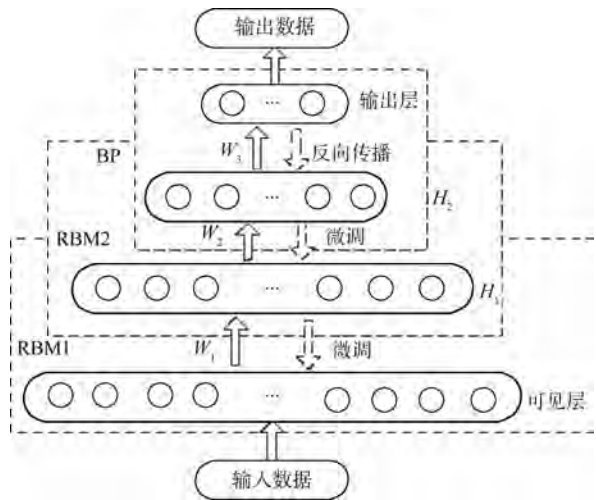


图7 DBN结构

Fig. 7 Structure of DBN

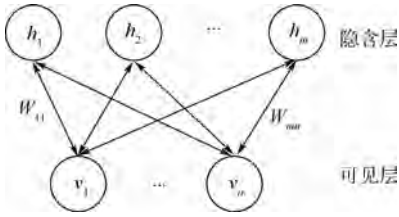


图8 RBM网络结构图

Fig. 8 Structure of RBM network

练方式,主流学习方法采用对比散度法<sup>[16]</sup>。

RBM的重构特征与原始数据的误差用“重构误差”表示,是以训练数据为初始状态,经过RBM的分布进行一次Gibbs采样后得到的新特征与原数据的差异,即

$$RError = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (p_{ij} - d_{ij})}{NMp_b} \quad (5)$$

式中: $N$ 为样本个数; $M$ 为样本维度; $p$ 为经过Gibbs采样重构的新特征; $d$ 为训练数据; $p_b$ 为取值个数或范围。重构误差能在一定程度上反映RBM对输入数据的似然度。

## 2.2 模型建立和参数训练

### 2.2.1 样本的选取

从获得空战态势样本库中选取样本,构建模型的训练样本集 $(X_{train}, Y_{train})$ 与测试样本集 $(X_{test}, Y_{test})$ ,其中: $X_{train}$ 为样本库中随机抽取的10000组数据, $X_{test}$ 为样本库中另外5000组数据, $Y_{train}$ 和 $Y_{test}$ 分别为每组数据对应的态势。

### 2.2.2 网络拓扑结构的确定

DBN已成功应用于多个领域,但模型拓扑结构的确定,缺乏权威的方法,一直是研究的热点问题。黄海波等<sup>[17]</sup>基于经验和试错的方式确定网络结构,误差较大,易造成计算成本较高。潘广源等<sup>[18]</sup>证明重构误差和网络能量正相关关系,提出以网络的重构误差为标准确定网络深度,是针对模型规模确定的有效尝试。在此基础上,本节提出重构误差和测试错误率双重标准的模型规模确定方法,以最小训练代价求出网络拓扑结构。

#### 2.2.2.1 隐含层深度

要确定DBN模型的隐含层层数,需要先确定每层的隐含节点个数,一般将每个隐含层的隐含节点数设置为固定值,再通过增加隐含层的层数来确定模型最优深度。

当前研究成果表明,DBN深度和该网络重构误差与模型精度之间存在以下规律:

1) 随着DBN模型深度的增加,对输入数据的抽象描述能力越来越高<sup>[19]</sup>。

2) 重构误差反应模型对原始数据的描述能力,重构误差越小,说明网络各节点组成的状态空间更接近原始数据。

3) DBN中,反向微调的梯度下降法会导致训练误差逐层扩大,因此层数增大会导致训练误差的增大。

4) 随着网络深度的增大,训练和使用网络所消耗的成本会急剧增大。

因此在解决实际问题时,选择合适深度的网络,既能满足精度的要求,又能最大程度地节约成本。基于此,引入重构误差RError和测试错误率Error 2种参量,测试错误率Error为模型反向微调后,从态势样本库中抽取一定量样本进行测试,模型判别错误样本的个数占总测试样本数的比率,模型深度确定规则为

$$L = \begin{cases} N_{rbm} + 1 & RErr\text{or} \geq \omega \text{ 或 } Error \geq \zeta \\ N_{rbm} & RErr\text{or} < \omega \text{ 且 } < \zeta \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\omega$ 为目标重构误差预设值; $\zeta$ 为目标精度误差预设值; $L$ 为隐含层个数; $N_{rbm}$ 为RBM层数。网络通过无监督学习后,如果重构误差大于预设值,则网络层数加1,继续训练。如果满足预设值,则对其进行有监督的反向微调和数据测试。若测试错误率高于预设值,则网络层数加1,并继续进行RBM训练,若满足预设值则训练结束。网络训练流程如图9所示。

在 $(X_{train}, Y_{train})$ 中选取5000组样本用于无监督学习,1000组样本用于监督学习,1000组样本用于错误率测试。5000组无监督学习样本分

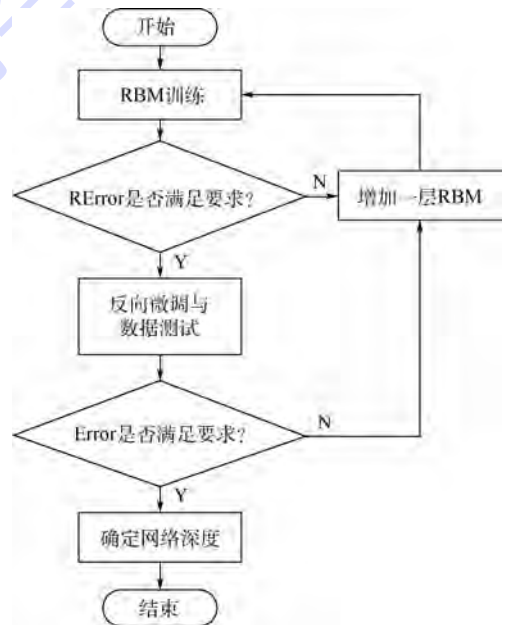


图9 DBN深度确定流程图

Fig. 9 Flowchart for determining depth of DBN

50批,每批100个样本,每层默认神经元100个,重构误差条件设定为  $RE_{\text{Error}} \leq 0.15$ ,模型错误率  $\text{Error} \leq 8.5\%$ 。通过实验,结果如图10和表2所示。

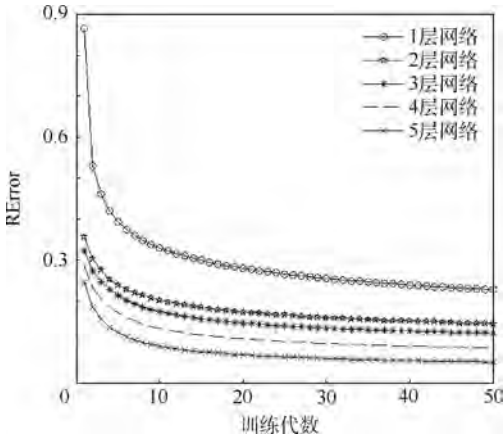


图10 不同深度 DBN 重构误差

Fig. 10 Reconstruction error of different depth of DBN

表2 不同深度训练结果

Table 2 Training result of different depth

网络深度	测试错误率/%	训练时间/s
1	10.12	266.7587
2	9.46	431.9717
3	8.72	578.3410
4	8.40	933.1811
5	9.88	1269.7450

由图10可见,网络重构误差随着深度的增加而减小。

由表2可知,网络在隐含层达到4时停止增加,说明这时网络深度已经满足要求。为了进行进一步讨论,计算了5层网络的情况。运算时间随深度增大而增大,这符合预期效果。测试错误率先随着深度增大而减小,在深度为4时达到最小,然后又出现增大的情况。这说明层数的增大导致反向梯度下降算法的误差累加过大。也就是模型深度并不是越大越好。

### 2.2.2.2 隐含层节点数

对于隐含层神经元个数的选取尚无理论上的指导,没有统一的经验公式。根据样本数据将可见层神经元个数取为  $n_v = 200$ ,输出层神经元个数  $n_o = 4$ ,最优隐含层深度为4。根据大量模型的参数设置经验,每个隐含层又是原始样本的另一种表达,因此通过逐层减少隐含层神经元个数,将数据中态势信息的主要特征信息逐步提取出来。因此将隐含层设置为  $n_{h1} = 180, n_{h2} = 150, n_{h3} = 100$ 。最后一层隐含层直接关系到模型最终的准确率,因此  $n_{h4}$ 的取值在步长为5的区间(20,95)

中,通过重构误差和测试错误率标准进行搜索,得到最优的取值,如图11和图12所示。图中横轴代表最后一层节点数,纵坐标分别代表对应隐含层节点数的网络重构误差和测试错误率。由图可知,当最后一层隐含层节点数达到45时模型效果最优。

综上所述,最终建立的 DBN 拓扑结构为200-180-150-100-45-4。

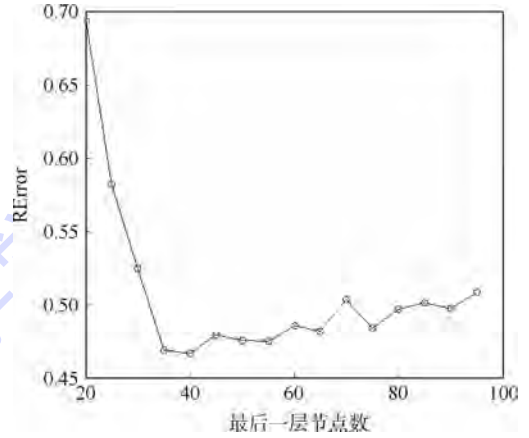


图11 最后一层隐含层训练重构误差

Fig. 11 Training reconstruction error of last hidden layer

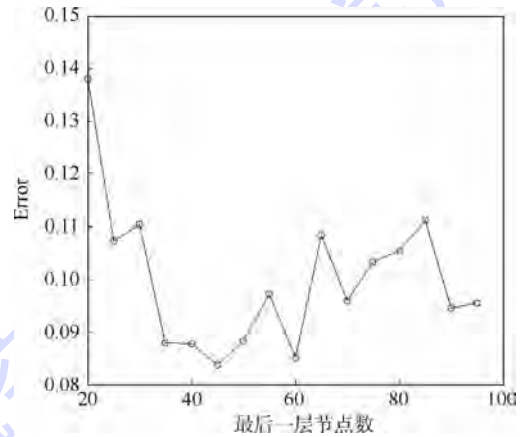


图12 最后一层隐含层测试错误率

Fig. 12 Test error rate of last hidden layer

### 2.2.3 DBN 参数设置

在进行模型训练之前,需要对模型各参数进行初始化,DBN的主要可调参数<sup>[20]</sup>如下:

#### 1) RBM 学习率

学习率一般取(0.005,0.200)之间,令权重学习率  $l_w = 0.050$ ,可见层偏置学习率  $l_{bv} = 0.100$ ,隐含层偏置学习率  $l_{bh} = 0.100$ 。为动态调整学习率,引入了动量项<sup>[16-17]</sup>,该项可使本次参数更新的方向不完全由当前的梯度方向决定,避免算法早期陷入局部极值。更新公式为

$$W_{ij}^{t+1} = KW_{ij}^t + l_w \frac{\partial \theta}{\partial W_{ij}} \quad (7)$$

其中: $K$ 为动量项,开始时令  $K = 0.5$ ,中后期令

$K=0.9$ ;  $\theta$  为网络参数集;  $t$  为迭代次数。

### 2) RBM 初始权重与偏置

连接权重可初始化为正态分布  $N \sim (0, 0.1)$  上的随机数, 可见层单元偏置和隐含层单元偏置初始化为 0。

### 3) 小批量数据容量

对权重和偏置的更新, 若每次都基于全部训练样本进行, 计算量将非常大。为减少运算量, 将训练集事先分成包含 100 样本的小批量数据。

### 4) 微调次数

微调次数决定模型精度, 因此求出不同微调次数对应的测试错误率, 找到该模型最优的微调次数。如图 13 所示, 微调次数达到 447 时测试错误率达到要求, 并且趋于稳定。因此微调次数取 450 次。

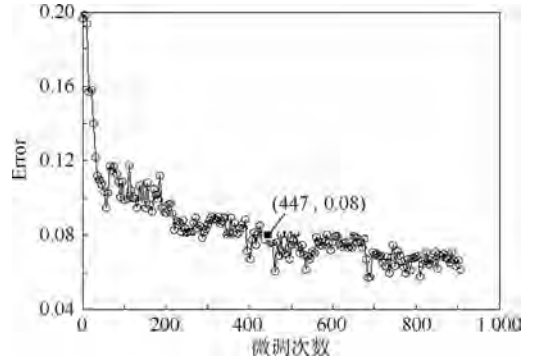


图 13 微调次数与测试错误率

Fig. 13 Fine-tuning times and test error rate

## 2.3 实验结果与分析

### 2.3.1 网络参数特征分析

训练完毕, 逐层提取出原始数据经过网络后的参数值, 得到逐层的特征提取线, 如图 14 所示。

由图 14 可知: ①由原始数据的曲线形态可知, 4 种不同态势的特征具有明显区别的; ②随着隐含层深度增加, 态势的特征越来越抽象, 但特征数量越来越少, 说明深度网络能将数据主要特征逐层提取出来; ③从隐含层 4 的特征提取线看出, 我机优势和我机劣势曲线波动频率较低, 而双方均势和双方中立的波动频率高, 说明后者的参数变化剧烈, 两机的态势胶着, 符合实际情况。

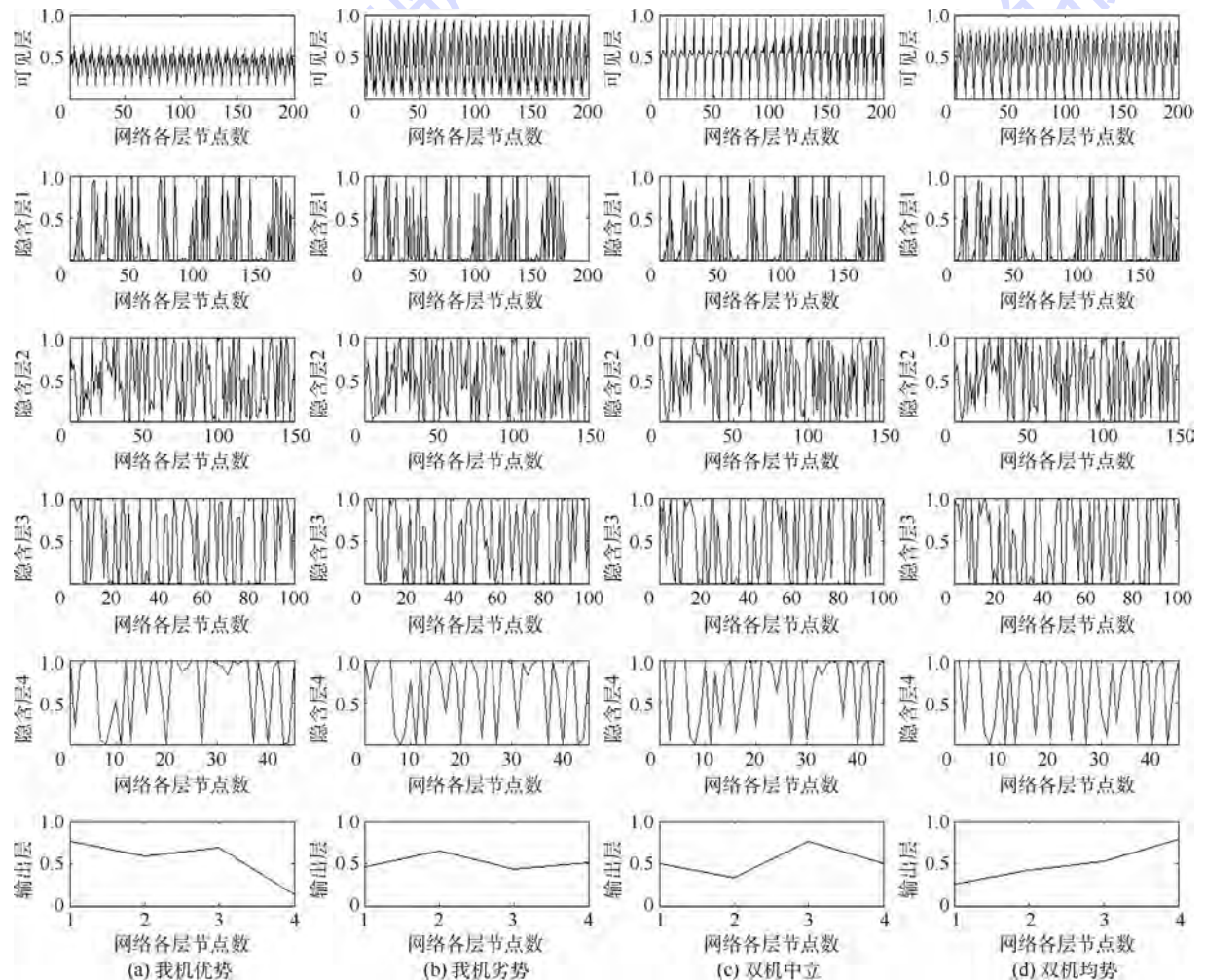


图 14 4 类空战态势逐层特征提取线

Fig. 14 Feature extraction lines per layer of four kinds of air combat situations

2.3.2 模型效果对比

实验采用的硬件平台为 Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2643,主频 3.50 GHz,内存 8 GB。软件配置为 Microsoft Windows 7 旗舰版 32 位操作系统, Python 2.70 运行环境。样本按照 2.2.1 节定义的训练样本集和测试样本集来选取。

为进行效果对比,使用 BP 神经网络(模型结构 200-200-4)和支持向量机(RBF 核函数,惩罚因子  $c$  取 4,核函数参数  $g$  取 2.5)算法进行测试,结果如表 3 所示。

由表 3 可知,本文 DBN 模型正确率高于 BP 神经网络和支持向量机模型。主要原因是,模型输入的维数高,实际采集数据含有大量的噪声,2 种方法均难以提取出态势的主要特征信息,导致分类正确率不高。而 BP 神经网络规模小,特征提取能力差,较大的数据量也使支持向量机训练成本急剧增加,噪声的影响使惩罚因子等参数难以确定。而 DBN 通过深层的网络结构,能良好地建立从原始输入到抽象特征的映射关系,从而有效地对空战态势进行分类。

对比 3 种算法处理 10000 组测试数据的运行时间和内存占用率峰值,支持向量机所需时间最短,内存占用率最小,BP 神经网络和 DBN 由于隐含层较多,所以运行时间和内存占用率相对较大。

但是测试 DBN 单组数据运行时间为 0.0115 s,满足实时数据传输频率的计算要求,内存占用率对硬件要求较低,具有实用性。

2.3.3 实例评估

将两机实际数据进行处理,提取相关参数,作为输入,经过训练好的 DBN 网络模型运算,对每个时段两机的态势进行分类,并结合实际飞行状况进行对比分析。具体输出结果如图 15 所示。

模型将实例中的对抗划分为 7 个过程。过程 1 对应态势  $V_3$ ,此时处于空战进入阶段,两机距离较远,均未达到攻击条件;过程 2 对应态势  $V_4$ ,此时双方开始做机动,进入对抗区域,互相均有威胁;过程 3 对于我机对应态势  $V_2$ ,此时敌机位于我机侧后方,我机处于劣势;过程 4 对应态势  $V_4$ ,敌机角度虽略优于我机,但我机有高度占优,因此模型判断为均势;过程 5 对于我机对应态势  $V_2$ ,敌机做大机动,将角度优势扩大,并缩小了高度差距,此时我机处于劣势;过程 6 对应态势  $V_4$ ,此时双方均可做机动,从而攻击对方;过程 7 对应态势  $V_1$ ,我机通过过程 5、6 占据了高度和角度上的优势,对敌形成尾后攻击的态势,模型判定为我机优势。

通过对抗过程的分析,模型输出的结果和实际态势一致性较强,验证了模型的有效性。

表 3 3 种算法效果对比

Table 3 Effect comparison of three algorithms

算法	训练集正确率/% (正确样本/训练样本)	测试集正确率/% (正确样本/测试样本)	运行总时间/s	单组数据 运行时间/s	内存占用率 峰值/%
BP 神经网络	87.88	86.5	21.5537	0.0104	1.62
支持向量机	89.50	89.1	15.4829	0.0041	0.82
DBN	93.01	92.7	23.1059	0.0115	1.99

3 结论

本文构建深度置信网络模型,对客观数据进行特征分析,克服传统方法在线计算优势函数的局限,为解决近距离空战态势评估提供新视角:

- 1) 模型态势评估正确率高,运算时间和硬件要求较低,具有较强应用性。
- 2) 多种方法联合构建的态势样本库,解决空战态势样本库缺失的问题。
- 3) 总结和提出一套可行的深度置信网络参数整定方法,提高了训练效率和模型精度。
- 4) 具有较强移植性,通过丰富空战态势样本库,可以实现多种机型、多种作战模式下的态势评估。

本文重点讨论了深度置信网络在空战态势评估中的有效性,在态势分类上只引入了 4 类经典

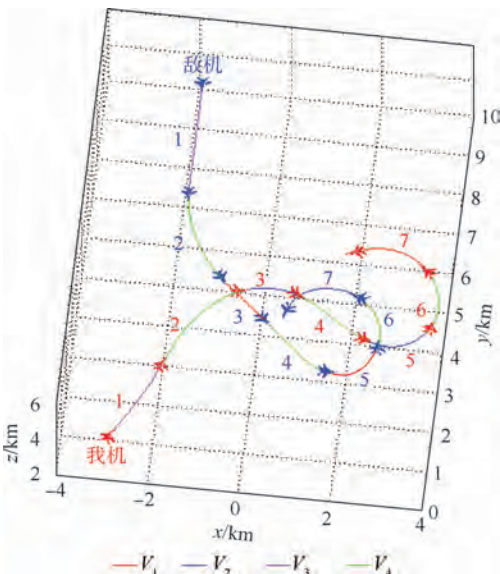


图 15 两机空战对抗实例

Fig. 15 Example of 1 versus 1 in air combat

态势分类,因此结合更多要素,细化态势分类将是本文改进的方向。

### 参考文献 (References)

- [1] 孙永芹, 世文荣, 彭海军, 等. 基于改进非参量法的现代空战威胁评估研究[J]. 火控雷达技术, 2013, 42(3): 28-33.  
SUN Y Q, SHI W R, PENG H J, et al. Study on improved non-parameter model based threat assessment in modern air combat [J]. Fire Control Radar Technology, 2013, 42(3): 28-33 (in Chinese).
- [2] 李望西, 黄长强, 王勇, 等. 三维空间空战态势评估角度优势建模与仿真[J]. 电光与控制, 2012, 19(2): 21-25.  
LI W X, HUANG C Q, WANG Y, et al. Modeling and simulation of air combat situation assessment's angle superiority in three dimensional space [J]. Electronics Optics and Control, 2012, 19(2): 21-25 (in Chinese).
- [3] 吴文海, 周思羽, 高丽, 等. 基于导弹攻击区的超视距空战态势评估改进[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(12): 2679-2685.  
WU W H, ZHOU S Y, GAO L, et al. Improvements of situation assessment for beyond-visual-range air combat based on missile launching envelope analysis [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(12): 2679-2685 (in Chinese).
- [4] 顾佼佼, 刘卫华, 姜文志. 基于攻击区和杀伤概率的视距内空战态势评估[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(6): 1306-1312.  
GU J J, LIU W H, JIANG W Z. WVR air combat situation assessment model based on weapon engagement zone and kill probability [J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(6): 1306-1312 (in Chinese).
- [5] 胡云安, 刘振, 史建国. 态势评估的变结构区间概率动态贝叶斯网络方法[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(9): 1891-1897.  
HU Y A, LIU Z, SHI J G. Situation assessment using variable structure interval probability dynamic Bayesian network [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(9): 1891-1897 (in Chinese).
- [6] 史建国, 高晓光, 李相民. 基于离散模糊动态贝叶斯网络的空战态势评估及仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(5): 1093-1097.  
SHI J G, GAO X G, LI X M. Modeling air combat situation assessment by using fuzzy dynamic Bayesian network [J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(5): 1093-1097 (in Chinese).
- [7] 王向华, 覃征, 刘宇, 等. 径向神经网络解决威胁排序问题[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(7): 1576-1579.  
WANG X H, QIN Z, LIU Y, et al. RBF neural network for threat sequencing [J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(7): 1576-1579 (in Chinese).
- [8] 郭辉, 徐浩军, 刘凌. 基于回归型支持向量机的空战目标威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(1): 123-126.  
GUO H, XU H J, LIU L. Target threat assessment of air combat based on support vector machines for regression [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(1): 123-126 (in Chinese).
- [9] 张文忠, 孙永芹, 杨洪立, 等. 基于 Rough 集和回归型 SVM 的超视距空战威胁评估[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(7): 14-18.  
ZHANG W Z, SUN Y Q, YANG H L, et al. Threat assessment based on rough set and support vector machines for regression in beyond-visual-range air combat [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2013, 34(7): 14-18 (in Chinese).
- [10] 尹宝才, 王文通, 王立春. 深度学习研究综述[J]. 北京工业大学学报, 2015, 41(1): 48-59.  
YIN B C, WANG W T, WANG L C. Review of deep learning [J]. Journal of Beijing University of Technology, 2015, 41(1): 48-59 (in Chinese).
- [11] 左家亮, 杨任农, 张滢, 等. 基于模糊聚类的近距离空战决策过程重构与评估[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1650-1660.  
ZUO J L, YANG R N, ZHANG Y, et al. Reconstruction and evaluation of close air combat decision making process based on fuzzy clustering [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1650-1660 (in Chinese).
- [12] 马耀飞, 龚光红, 彭晓媛. 基于强化学习的航空兵认知行为模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 379-383.  
MA Y F, GONG G H, PENG X Y. Cognition behavior model for air combat based on reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 379-383 (in Chinese).
- [13] 朱建益. 空战中的威胁评估与态势评估研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013: 1-22.  
ZHU J Y. A study of threat and situation assessment in air combat [D]. Xi'an: Xidian University, 2013: 1-22 (in Chinese).
- [14] ALEX R, ALESSANDRO L. Clustering by fast search and find of density peaks [J]. Science, 2014, 344(6191): 1492-1496.
- [15] HINTON G E, SALAKHUDINOV R R. Reducing the dimensionality of data with neural network [J]. Science, 2006, 313(5786): 504-507.
- [16] 张春霞, 姬楠楠, 王冠伟. 受限波尔兹曼机[J]. 工程数学学报, 2015, 32(2): 159-173.  
ZHANG C X, JI N N, WANG G W. Restricted Boltzmann machines [J]. Chinese Journal of Engineering Mathematics, 2015, 32(2): 159-173 (in Chinese).
- [17] 黄海波, 李人宪, 杨琪, 等. 基于 DBN 的车辆悬架减振器异响鉴别方法[J]. 西南交通大学学报, 2015, 50(5): 776-782.  
HUANG H B, LI R X, YANG Q, et al. Identifying abnormal noise of vehicle suspension shock absorber based on deep belief networks [J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2015, 50(5): 776-782 (in Chinese).
- [18] 潘广源, 柴伟, 乔俊飞. DBN 网络的深度确定方法[J]. 控制与决策, 2015, 30(2): 256-260.  
PAN G Y, CHAI W, QIAO J F. Calculation for depth of deep belief network [J]. Control and Decision, 2015, 30(2): 256-260 (in Chinese).
- [19] BENGIO Y. Learning deep architectures for AI [J]. Foundations and Trends in Machine Learning, 2009, 2(1): 1-127.
- [20] 周树森. 基于深度置信网络的分类方法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012: 5-25.  
ZHOU S S. Deep belief networks based classification methods [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012: 5-25 (in Chinese).

## 作者简介:

张彬超 男,硕士研究生。主要研究方向:机器学习与智能空战。

寇雅楠 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:航空兵作战训练与效能评估。

## Close-range air combat situation assessment using deep belief network

ZHANG Binchao, KOU Yanan\*, WU Meng, ZUO Jialiang

(College of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Considering the difficulty in parameter setting, weakness of traditional situation assessment methods in processing and feature extraction of big data, feature of air combat data, applications of deep belief network (DBN) to close-range air combat situation assessment are discussed. A sample library of combat situation was constructed. The data were clustered using density peaks algorithm, and the results were revised by specialists of air combat and traditional functions. Then the model of deep belief network was constructed. According to the standard of test and reconstruction error, the network topology structure and optimal parameters were determined. The model was trained by the data from the sample library. Experimental results show that the model's situation classification accuracy reaches to 92.7%, and its running time meets the application requirements. Analysis of the practical example verified the feasibility of the DBN model.

**Keywords:** deep belief network (DBN); situation assessment; semi-supervised learning; network topology structure; density peaks clustering

Received: 2016-12-20; Accepted: 2017-02-15; Published online: 2017-03-21 14:22

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170321.1422.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170321.1422.001.html)

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20155896026)

\* Corresponding author. E-mail: 49841256@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0533

# 动态系统失效的不确定性分析及其高效算法

巩祥瑞, 吕震宙\*, 刘辉, 周易成

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)



**摘 要:** 为了分析在不确定性元器件失效率影响条件下动态系统的失效问题, 提出了满足工作时间要求的系统失效概率和满足失效概率限制的系统正常工作时间的分析方法。同时, 为了研究元器件失效率对动态系统失效的影响程度, 提出了元器件失效率对系统失效概率以及系统正常工作时间不确定性影响的重要性分析方法, 建立了元器件失效率对系统失效概率和系统正常工作时间方差贡献的重要性测度指标。首先给出了指标求解的直接蒙特卡罗方法, 然后采用基于分数矩的极大熵方法来高效估计系统失效的概率密度函数, 采用乘法降维积分建立了2种重要性测度指标的高效解法。阀门控制系统和民用飞机电液舵机系统的算例结果表明所提方法的合理性和算法的高效性。

**关键词:** 系统可靠性; 系统失效预测分析; 重要性测度; 极大熵; 乘法降维

**中图分类号:** V215.7; TB114.3

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2017)07-1460-10

在航空航天、核反应堆控制、汽轮机械等工程领域, 系统的安全性能越来越受到工程技术人员的关注。与此同时, 系统设计也日趋大型化和复杂化。这些都对系统的可靠性设计分析提出了更高的要求。

系统由多个元器件按照特定关系连接构成, 系统工作状态与元器件工作状态密切相关。一般情况下, 元器件失效率为定值。然而, 系统设备中广泛存在着各种不确定性因素。目前将这些不确定性因素归结为2类<sup>[1-4]</sup>: 偶然不确定性和认知不确定性。偶然不确定性是因外界环境的改变等因素引起, 它是随机的, 而且不可提前预知。认知不确定性则是由于人们知识的缺乏、对系统设备和物理过程不了解等人为因素引起的。Zio等<sup>[5]</sup>指出, 在实际工程系统中, 这2种不确定性因素是普遍存在的。因此, 在系统可靠性分析中, 元器件的失效率一般不为定值, 而将其设定为随机变量更

符合实际情况<sup>[6-7]</sup>。当元器件失效率为随机变量时, 系统失效概率函数为系统工作时间和元器件失效率的多元函数。

为了分析元器件失效率的不确定性对系统输出特征的影响, 本文将从两方面来进行研究。一方面, 当给定某一系统正常工作时间要求时, 系统的失效概率只受元器件失效率的影响, 因此, 可以求解当元器件失效率具有不确定性时系统失效概率的概率密度函数, 并可以预测分析在给定某一系统正常工作时间要求时, 系统失效概率受元器件失效率不确定性的影响程度。另一方面, 当给定某一系统失效概率阈值时, 系统的正常工作时间只受元器件失效率的影响。此时, 可以求解当元器件失效率具有不确定性时系统正常工作时间的概率密度函数, 并预测分析在给定系统失效概率阈值时, 系统正常工作时间受元器件失效率不确定性的影响程度。

收稿日期: 2016-06-21; 录用日期: 2016-07-05; 网络出版时间: 2016-07-27 13:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160727.1305.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51475370); 中央高校基本科研业务费专项资金(3102015BJ(II)CG009)

\* 通讯作者: E-mail: zhenzhou@nwpu.edu.cn

**引用格式:** 巩祥瑞, 吕震宙, 刘辉, 等. 动态系统失效的不确定性分析及其高效算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1460-1469. GONG X R, LYU Z Z, LIU H, et al. Uncertainty analysis of failure of dynamic system and its efficient algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1460-1469 (in Chinese).

重要性测度分析主要研究输入随机变量对结构系统输出响应的不确定性影响<sup>[8]</sup>,其主要任务是对影响结构系统输出响应不确定性的输入随机变量进行重要性排序。分析输入随机变量的重要性排序结果,对重要性程度大的基本变量重点考虑,忽略重要性程度低的基本变量,从而对结构系统工程设计和优化提供理论指导。基于这些原因,很多学者提出了许多重要性测度指标和相应的求解方法。一般可将重要性测度分为3类:基于非参数的方法<sup>[9]</sup>、基于方差的方法<sup>[10]</sup>和矩独立方法<sup>[8]</sup>。基于方差的方法能简单有效地反映输入对输出不确定性的影响程度,因而应用最为广泛。本文将采用基于方差的重要性测度分析方法,建立2种新的重要性测度指标,定量分析当给定系统工作时间要求和给定系统失效概率阈值时,元器件失效率的不确定性对系统输出性能的影响程度。

在对系统输出特征(本文中指的是给定工作时间要求时系统的失效概率特征,以及给定失效概率要求时系统的正常工作时间特征)不确定性分析以及重要性分析中,主要任务是求解得到系统输出特征的概率密度函数以及求解输出特征的统计矩。可以采用蒙特卡罗模拟构建求解算法,然而该方法计算量太大,效率很低,不能被工程技术人员所接受。为此,本文将进一步采用基于分数矩的极大熵方法来进行输出特征的概率密度函数求解。分数矩通常可以包含大量整数矩的信息,因此,基于分数矩的极大熵方法将可以很精确地估计出变量的概率密度函数,尤其是尾部分布<sup>[11-13]</sup>。对于重要性分析中的各种统计矩的计算,本文则主要采用乘法降维的方法进行求解,将高维积分降成一维积分后,可以采用一维高斯积分来高效求得重要性分析中的各种统计矩。

本文首先简单介绍确定性动态系统失效的分析流程,然后提出一种新的动态系统失效的不确定性分析理论,并对给定条件下的系统元器件失效率进行重要性测度分析。引入基于分数矩的极大熵方法和乘法降维方法,并结合高斯积分的思想,对所提理论方法和指标进行求解。最后,通过2个工程算例,验证了所提方法理论的可行性和算法的高效性。

## 1 确定性失效率下系统失效分析

假设某一系统含有  $n$  个元器件,其失效率为  $\lambda = [\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \dots \quad \lambda_n]$ 。一般元器件的失效时间服从指数分布,则第  $i$  个元器件的失效概率可表

示为

$$P_f^i(t, \lambda_i) = 1 - e^{-\lambda_i t} \quad (1)$$

由系统中元器件的连接方式,可以得到系统的失效概率函数为  $P_f = G(t, \lambda)$ ,它是系统工作时间  $t$  和元器件失效率  $\lambda$  的函数。当元器件失效率  $\lambda$  为固定值时,系统失效概率  $P_f$  只与系统工作时间  $t$  有关。此时可以得到系统失效概率随系统工作时间变化的函数曲线如图1所示。

由图1中可知,当给定某一系统正常工作时间要求  $t_0$  时,就可以求得此时系统的失效概率值  $P_{f0}$ ;同时若给定某一系统失效概率阈值  $P_{f0}$  时,也可以求得系统失效概率达到此阈值时,系统的正常工作时间  $t_0$ 。

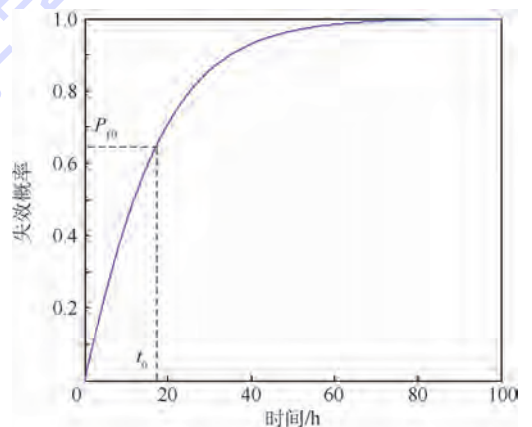


图1 系统失效概率随系统工作时间变化曲线  
Fig. 1 Variation of system failure probability with system function time

## 2 不确定性失效率下系统失效分析

Zio等<sup>[5]</sup>指出,由于受外界环境和人为的一些不可控因素影响,系统元器件的失效率一般并不是定值,将它处理为一个随机变量更为合理。在考虑不确定性因素的影响时,元器件的失效率一般设定为服从正态分布<sup>[6]</sup>、三角分布<sup>[6]</sup>和对数正态分布<sup>[7]</sup>等分布的随机变量。根据实际问题,本文将元器件的失效率设定为服从对数正态分布的随机变量,则它的概率密度函数为

$$f_i(\lambda_i) = \frac{e^{-\frac{(\ln(\lambda_i - \mu_i))^2}{2\sigma_i^2}}}{\lambda_i \sigma_i \sqrt{2\pi}} \quad (2)$$

式中: $\mu_i$ 为失效率的均值; $\sigma_i$ 为失效率的标准差。

### 2.1 满足工作时间要求 $t_0$ 的失效概率预测分析

当元器件失效率  $\lambda$  为随机变量时,系统失效概率函数  $P_f$  为系统工作时间  $t$  和元器件失效率  $\lambda$  的多变量函数。若给定某一系统工作时间要求  $t_0$ ,系统失效概率函数  $P_f$  变为元器件失效率  $\lambda$  的

多变量函数  $P_f = G(\boldsymbol{\lambda})$ , 此时可采用以下蒙特卡罗模拟方法求解当系统工作时间达到  $t_0$  时, 系统的失效概率值  $P_f$  的分布特征。

1) 根据元器件失效率的概率分布特征, 抽取失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  的  $N$  组样本点  $\mathbf{A}(N \times n)$ :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\lambda}_1 \\ \boldsymbol{\lambda}_2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{\lambda}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \cdots & \lambda_{1n} \\ \lambda_{21} & \lambda_{22} & \cdots & \lambda_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \lambda_{N1} & \lambda_{N2} & \cdots & \lambda_{Nn} \end{bmatrix} \quad (3)$$

2) 从样本矩阵  $\mathbf{A}(N \times n)$  任意抽取一组失效率样本点  $\boldsymbol{\lambda}_k = [\lambda_{k1} \ \lambda_{k2} \ \cdots \ \lambda_{kn}] (k=1, 2, \dots, N)$ , 代入系统失效概率函数  $P_f = G(t, \boldsymbol{\lambda})$  中, 那么就可以得到在给定系统工作时间要求  $t_0$  时, 系统的失效概率值  $P_{fk} = G(t_0, \boldsymbol{\lambda}_k)$ 。

3) 重复步骤 2), 遍历元器件失效率样本  $\mathbf{A}(N \times n)$  中的所有样本点, 求得失效率样本  $\mathbf{A}(N \times n)$  在给定系统工作时间要求为  $t_0$  时, 对应的系统失效概率样本  $[P_{f1} \ P_{f2} \ \cdots \ P_{fN}]$ 。

4) 根据求得的  $[P_{f1} \ P_{f2} \ \cdots \ P_{fN}]$ , 采用核密度估计<sup>[14]</sup>等方法就可以得到系统失效概率的概率密度函数曲线, 同时可以求出它的均值  $\mu_{P_f}$ 、标准差  $\sigma_{P_f}$ , 以及满足某一置信度  $q$  要求的系统失效概率置信区间  $[\underline{P}_f(t_0, q), \bar{P}_f(t_0, q)]$ 。

## 2.2 满足失效概率约束 $P_0$ 的正常工作时间预测分析

当元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  为随机变量时, 系统失效概率函数  $P_f$  为系统工作时间  $t$  和元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  的多变量函数。若给定某一系统失效概率阈值  $P_0$ , 也可以采用蒙特卡罗模拟方法求解当系统满足失效概率约束阈值  $P_0$  要求时系统正常工作时间  $t$  的分布特征, 其分析步骤如下:

1) 根据元器件失效率的概率分布特征, 抽取失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  的  $N$  组样本点  $\mathbf{A}(N \times n)$ 。

2) 从样本  $\mathbf{A}(N \times n)$  任意抽取一组失效率样本点  $\boldsymbol{\lambda}_k = [\lambda_{k1} \ \lambda_{k2} \ \cdots \ \lambda_{kn}] (k=1, 2, \dots, N)$ , 代入系统失效概率函数  $P_f = G(t, \boldsymbol{\lambda})$  中, 此时  $P_f$  仅为系统工作时间的单变量函数, 即  $P_{fk} = G(t, \boldsymbol{\lambda}_k)$ 。由第 1 节所述, 可以求得系统失效概率随系统工作时间的变化曲线。

3) 当设定系统失效概率阈值为  $P_0$  时, 由上述曲线可得对应的系统工作时间  $t_k = G^{-1}(P_{fk}, \boldsymbol{\lambda}_k)$ 。

4) 重复步骤 2) 和步骤 3), 遍历元器件失效率样本  $\mathbf{A}(N \times n)$  中的所有样本点, 求得失效率样本  $\mathbf{A}(N \times n)$  在满足系统失效概率阈值  $P_0$  要求时, 对应的系统工作时间样本  $[t_1 \ t_2 \ \cdots \ t_N]$ 。

5) 根据求得的  $[t_1 \ t_2 \ \cdots \ t_N]$ , 采用核密度估计<sup>[14]</sup>等方法就可以得到系统正常工作时间  $t$  的概率密度函数曲线, 同时可以求出它的均值  $\mu_t$  和标准差  $\sigma_t$ , 以及满足某一置信度  $q$  要求前提下的系统正常工作时间的置信区间  $[\underline{t}(P_0, q), \bar{t}(P_0, q)]$ 。

## 3 元器件失效率重要性测度分析

元器件失效率的不确定性会影响系统输出的不确定性。由第 2 节分析可知, 当元器件失效率为随机变量时, 系统输出特征的不确定性将由元器件失效率的不确定性来决定。本节的重要性测度分析研究元器件失效率对系统失效概率和正常工作时间不确定性的影响程度, 可以区分出对系统失效概率和正常工作时间影响较大的关键元件, 从而对这些关键元器件重点考虑, 优化系统结构。

### 3.1 给定系统工作时间要求 $t_0$ 时元器件失效率对系统失效概率的影响分析

假设给定系统工作时间要求  $t_0$ , 当元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  按其分布规律取值时, 由 2.1 节所述方法可求得此时系统失效概率  $P_f$  的分布规律。为了合理衡量系统元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  对系统失效概率  $P_f$  的影响程度, 可定义如式(4)所示的基于系统失效概率方差的重要性测度指标:

$$S_{\lambda_i}^{P_f} = \frac{V_{\lambda_i}(E_{\lambda_{-i}}(P_f | \lambda_i))}{V(P_f)} \quad (4)$$

式中:  $S_{\lambda_i}^{P_f}$  为在给定系统工作时间要求  $t_0$  时, 第  $i$  个元器件失效率的重要性测度指标;  $V(P_f)$  为系统失效概率的无条件方差;  $E_{\lambda_{-i}}(P_f | \lambda_i)$  为系统失效概率的条件均值;  $V_{\lambda_i}(E_{\lambda_{-i}}(P_f | \lambda_i))$  为系统失效概率条件均值的方差。

### 3.2 给定系统失效概率阈值 $P_0$ 时元器件失效率对系统正常工作时间的影响分析

假设给定系统失效概率阈值为  $P_0$ , 当元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  按其分布规律取值时, 由 2.2 节所述方法可求得此时系统正常工作时间  $t$  的分布规律。为了合理衡量系统元器件失效率  $\boldsymbol{\lambda}$  对系统正常工作时间  $t$  的影响程度, 定义如式(5)所述基于系统正常工作时间方差的重要性测度指标:

$$S_{\lambda_i}^t = \frac{V_{\lambda_i}(E_{\lambda_{-i}}(t | \lambda_i))}{V(t)} \quad (5)$$

式中:  $S_{\lambda_i}^t$  为在给定系统失效概率阈值  $P_0$  时, 第  $i$  个元器件失效率的重要性测度指标;  $V(t)$  为系统正常工作时间的无条件方差;  $E_{\lambda_{-i}}(t | \lambda_i)$  为系统正常工作时间的条件均值;  $V_{\lambda_i}(E_{\lambda_{-i}}(t | \lambda_i))$  为系

统正常工作时间条件均值的方差。

## 4 高效求解算法

本节采用文献[15]中基于分数矩的极大熵方法来求解第2节所述系统失效概率和正常工作时间的概率密度函数。对于第3节提出的重要性测度指标,采用基于乘法降维的方法来求解内层条件均值,然后用高斯积分求解外层条件方差,以下给出所提方法的基本原理和具体求解流程。

### 4.1 基于分数矩的极大熵方法求解概率密度函数

结构系统输出响应  $Y$  的概率密度函数为  $f_Y(y)$ , 则求解  $f_Y(y)$  的极大熵准则模型为

$$\begin{cases} \text{Find} & f_Y(y) \\ \text{max} & H(f_Y(y)) = - \int_Y f_Y(y) \ln(f_Y(y)) dy \\ \text{s. t.} & \int_Y y^{\alpha_k} f_Y(y) dy = M_Y^{\alpha_k} \quad k = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $H(f_Y(y))$  为输出响应  $Y$  的信息熵;  $M_Y^{\alpha_k}$  为输出响应  $Y$  的  $\alpha_k$  阶分数矩。

在输出响应  $Y$  的分数矩约束下, 使得输出响应  $Y$  的信息熵  $H(f_Y(y))$  达到最大就可得  $f_Y(y)$  的近似估计函数  $\hat{f}_Y(y)$ 。  $\hat{f}_Y(y)$  的一般形式可通过构建拉格朗日方程表示为<sup>[11-13]</sup>

$$\hat{f}_Y(y) = \exp\left(- \sum_{k=1}^m \beta_k y^{\alpha_k}\right) \quad (7)$$

式中:  $\alpha = [\alpha_0 \quad \alpha_1 \quad \dots \quad \alpha_m]^T$ ,  $\alpha_0 = 0$ ;  $\beta = [\beta_0 \quad \beta_1 \quad \dots \quad \beta_m]^T$  为拉格朗日乘子, 且有  $\beta_0 = \ln\left[\int_Y \exp\left(- \sum_{k=1}^m \beta_k y^{\alpha_k}\right) dy\right]$ 。

$\alpha$  和  $\beta$  的求解, 根据文献[16]所述, 引入 K-L 交叉熵 (Kullback-Leibler cross-entropy),  $f_Y(y)$  与  $\hat{f}_Y(y)$  的 K-L 交叉熵定义为

$$K(f, \hat{f}) = \int_Y f_Y(y) \ln(f_Y(y)/\hat{f}_Y(y)) dy = -H(f_Y(y)) - \int_Y f_Y(y) \ln(\hat{f}_Y(y)) dy \quad (8)$$

由于  $H(f_Y(y))$  是  $Y$  的真正密度对应的熵, 因此它独立于  $\alpha$  和  $\beta$ 。 将式(7)中  $\hat{f}_Y(y)$  的表达式代入式(8), 可得关于  $\alpha$  和  $\beta$  的函数表达式:

$$I(\alpha, \beta) = K(f, \hat{f}) + H(f_Y(y)) = \beta_0 + \sum_{k=1}^m \beta_k M_Y^{\alpha_k} \quad (9)$$

根据定义,  $f_Y(y)$  与  $\hat{f}_Y(y)$  的 K-L 交叉熵  $K(f, \hat{f})$  越小,  $\hat{f}_Y(y)$  就越接近  $f_Y(y)$ , 当  $\hat{f}_Y(y) = f_Y(y)$  时,  $K(f, \hat{f}) = 0$ 。 因此, 使得  $K(f, \hat{f})$  达到最

小, 就可以比较准确地得到近似密度  $\hat{f}_Y(y)$ 。 由式(9)可看出, 使  $K(f, \hat{f})$  达到最小等价于使  $I(\alpha, \beta)$  达到最小。 从而基于分数矩的极大熵方法就转化为式(10)优化问题<sup>[13]</sup>:

$$\begin{cases} \text{Find} & \alpha = [\alpha_1 \quad \alpha_2 \quad \dots \quad \alpha_m]^T \& \\ & \beta = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \dots \quad \beta_m]^T \\ \text{min} & I(\alpha, \beta) = \ln\left[\int_Y \exp\left(- \sum_{k=1}^m \beta_k y^{\alpha_k}\right) dy\right] + \\ & \sum_{k=1}^m \beta_k M_Y^{\alpha_k} \end{cases} \quad (10)$$

式中: 嵌套的分数矩  $M_Y^{\alpha_k}$  可采用文献[13]所述乘法降维的方法进行高效求解。 至此, 输出响应  $Y$  的概率密度函数  $\hat{f}_Y(y)$  就可以完全估计出来。

### 4.2 基于乘法降维的分数矩求解

假设结构系统输出响应功能函数  $Y = G(\mathbf{X})$ , 其中  $\mathbf{X} = [X_1 \quad X_2 \quad \dots \quad X_n]^T$  ( $n$  为输入变量维数)。 文献[13]给出的输出响应  $Y$  的  $\alpha$  阶分数矩的乘法降维求解公式为

$$M_Y^\alpha = \int_{\mathbf{X}} (G(\mathbf{X}))^\alpha f_{\mathbf{X}}(\mathbf{X}) d\mathbf{X} \approx \int_{\mathbf{X}} \left[ (G(\mathbf{c}))^{1-n} \prod_{i=1}^n G(x_i, \mathbf{c}_{-i}) \right]^\alpha \left[ \prod_{i=1}^n f_{X_i}(x_i) \right] d\mathbf{X} = (G(\mathbf{c}))^{\alpha(1-n)} \prod_{i=1}^n \left[ \int_{X_i} (G(x_i, \mathbf{c}_{-i}))^\alpha f_{X_i}(x_i) dx_i \right] \quad (11)$$

式中:  $f_{\mathbf{X}}(\mathbf{X})$  为输入变量  $\mathbf{X}$  的联合概率密度函数,  $f_{X_i}(x_i)$  为输入变量  $X_i$  的边缘概率密度函数, 输入变量  $\mathbf{X}$  均值向量  $\mathbf{c} = [c_1 \quad c_2 \quad \dots \quad c_n]^T$ ,  $\mathbf{c}_{-i} = [c_1 \quad c_2 \quad \dots \quad c_{i-1} \quad c_{i+1} \quad \dots \quad c_n]^T$  为除  $X_i$  的输入变量  $\mathbf{X}$  的均值向量。

由式(11)可看出, 输出响应  $Y$  的  $\alpha$  阶分数矩的  $n$  元积分问题可以由  $n$  个一元函数积分的乘积近似计算获得, 而一元积分可以采用高斯积分来完成。 常用分布类型的高斯积分表达式、高斯积分点及对应权重系数可查阅文献[13]。 显然此公式也可以用来求解整数阶矩, 例如输出响应  $Y$  的均值和方差。

### 4.3 系统失效概率和正常工作时间的概率密度函数高效求解流程

1) 满足工作时间要求  $t_0$  的系统失效概率的概率密度函数求解。

**步骤1** 由元器件失效率的分布特征, 获取失效率  $\lambda$  的高斯积分点及对应权重。

**步骤2** 根据系统失效概率函数  $P_f = G(t,$

$\lambda$ ),由4.2节所述,求取系统失效概率  $P_f$  的各阶分数矩。

**步骤3** 采用4.1节所述极大熵方法估计系统失效概率的概率密度函数。

2) 满足系统失效概率阈值  $P_{f0}$  的系统正常工作时间的概率密度函数求解。

**步骤1** 由元器件失效率的分布特征,获取失效率  $\lambda$  的高斯积分点及对应权重。

**步骤2** 根据系统正常工作时间  $t = G^{-1}(P_f, \lambda)$ ,由4.2节所述,求取满足条件的系统正常工作时间  $t$  的各阶分数矩。

**步骤3** 采用4.1节所述极大熵方法估计系统正常工作时间的概率密度函数。

#### 4.4 重要性测度指标的高效求解流程

本文第3节给出了2种重要性测度指标,以式(4)为例,采用基于乘法降维和高斯积分相结合的方法来进行重要性测度指标的高效求解。

**步骤1** 根据输入变量  $\lambda_i$  的概率分布特征,得到对应的  $K$  点的高斯积分节点  $p_k$  和对应权重系数  $w_k (k=1, 2, \dots, K)$ 。

**步骤2** 固定输入变量  $\lambda_i$  在点  $p_k (k=1, 2, \dots, K)$  时,由4.2节所述乘法降维方法,求得式(4)中的  $V(P_f)$  和  $E_{\lambda_i}(P_f|p_k)$ 。

**步骤3** 式(4)中的外层条件方差则可以采用  $K$  点高斯积分求解得到:

$$V_{\lambda_i}(E_{\lambda_i}(P_f|\lambda_i)) = \sum_{k=1}^K w_k (E_{\lambda_i}(P_f|p_k) - E_{\lambda_i}(E_{\lambda_i}(P_f|\lambda_i)))^2 \quad (12)$$

$$E_{\lambda_i}(E_{\lambda_i}(P_f|\lambda_i)) = \sum_{k=1}^K w_k E_{\lambda_i}(P_f|p_k) \quad (13)$$

至此,式(4)中所有量均已求出。式(5)的求解也可按照类似方法求解,这里不再赘述。

## 5 算例分析

### 5.1 阀门控制系统

图2所示为一个阀门控制系统<sup>[17]</sup>,系统由  $V_1, V_2, V_3$  3个部件组成,系统功能定义为从  $A$  到  $B$  流体通道畅通,阀门正常状态为“通”,失效状态为“断”。3个部件的失效率服从对数正态分布,其参数如表1所示。系统的失效概率函数为:  $P_f = P_{f1}P_{f2} + P_{f3} - P_{f1}P_{f2}P_{f3}$ ,其中  $P_{f1}, P_{f2}, P_{f3}$  分别为部件1、2、3的失效概率。

1) 给定阀门控制系统工作时间要求为  $t_0 = 30$  h,预测分析系统失效概率  $P_f$  的取值规律及元器件失效率  $\lambda_i$  的重要性测度指标。

采用基于蒙特卡罗的核密度估计(MCS-

KDE)方法和本文建立的基于分数矩的极大熵(MaxEnt-FMD)方法求解得到此时系统失效概率( $P_f$ )的概率密度函数(PDF)曲线如图3所示。

表2中给出了分别采用2种方法求解得到系统失效概率的概率密度函数的均值、标准差、95%置信度条件下的系统失效概率置信区间和计算量。综合图3和表2可以看出,MaxEnt-FMD方法和MCS-KDE方法求得的阀门控制系统失效概率的概率密度曲线基本一致,其均值和标准差也十分接近,满足精度要求。MaxEnt-FMD功能函数调用次数仅为16,计算效率优于MCS-KDE方法。

本文第3节给出了在给定系统工作时间要求时,元器件失效率重要性测度的计算公式。分别采用蒙特卡罗模拟(MCS)方法和本文建立的高斯积分结合基于乘法降维的方法来进行求解,计算结果如表3所示。

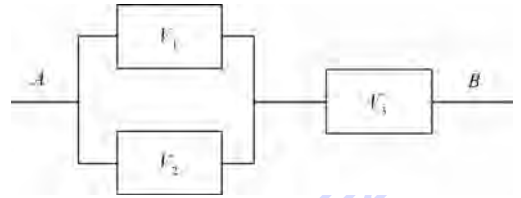


图2 阀门控制系统<sup>[17]</sup>

Fig.2 Valve control system<sup>[17]</sup>

表1 阀门控制系统元器件失效率分布参数  
Table 1 Distribution parameters of components' failure rates in valve control system

$\lambda_i$	均值/ $10^{-2}$	方差/ $10^{-5}$
$\lambda_1$	4	2
$\lambda_2$	2	1
$\lambda_3$	1	0.5

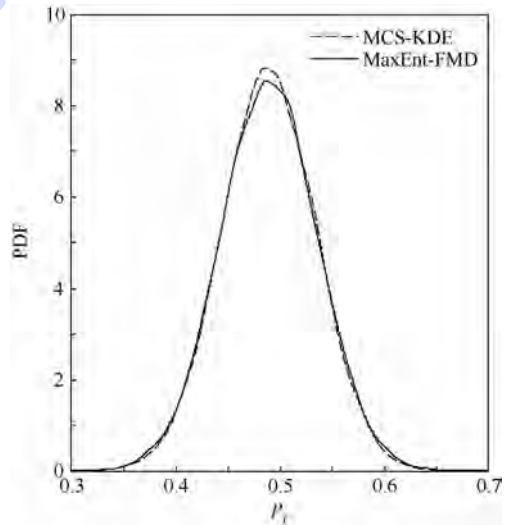


图3 阀门控制系统失效概率的概率密度曲线

Fig.3 Probability density curves of failure probability of valve control system

表2 阀门控制系统失效概率的概率密度函数特征

Table 2 Characteristics of probability density function about failure probability of valve control system

方法	$\mu_{P_f}$	$\sigma_{P_f}$	置信区间(95%)	计算量
MCS-KDE	0.4893	0.0451	[0.4012, 0.5780]	$1 \times 10^3$
MaxEnt-FMD	0.4894	0.0456	[0.4000, 0.5788]	16

表3 基于系统失效概率的元器件失效率重要性测度指标

Table 3 Importance measure indices of components' failure rates based on failure probability of system

方法	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$\lambda_3$	计算量
MCS	0.0902	0.3531	0.5690	$4 \times 10^6$
本文方法	0.0898	0.3540	0.5671	181

表3中给出了2种方法求解得到的指标结果和调用功能函数的计算量。从表3中可以看出, MCS方法作为对比参照解,在满足精度要求的前提下,本文所提方法能高效地求得指标结果,计算量很少。2种方法所得在此条件下的元器件失效率排序相同,均为 $\lambda_3 > \lambda_2 > \lambda_1$ 。表明在此阀门控制系统中,系统的失效概率受元器件 $V_3$ 失效率的影响最大。在实际操作时,应重点关注元器件 $V_3$ 的工作状况,以保证系统正常运行。

2) 给定阀门控制系统失效概率阈值为 $P_0 = 0.2$ ,预测分析系统正常工作时间 $t$ 的取值规律及元器件失效率 $\lambda_i$ 的重要性测度指标。

图4所示为采用MCS-KDE方法和MaxEnt-FMD方法求解得到的此时系统正常工作时间概率密度曲线。表4中给出了此概率密度曲线对应的均值、标准差和95%置信度要求的系统正常工作时间的置信区间,同时也给出了2种方法计

算功能函数的总次数。

从图4中可以看出,2种方法计算得到的系统正常工作时间概率密度曲线近似相同。由表4可知MCS-KDE方法和MaxEnt-FMD方法计算的概率密度函数分布参数也近似相等,满足精度要求,而MaxEnt-FMD方法的计算次数小于MCS-KDE方法的计算总次数,效率很高。

表5所示为采用MCS方法和本文所提方法计算得到的在给定系统失效概率阈值时,元器件失效率的重要性测度指标结果。从表中数据可以看出,在满足精度要求的前提下,采用2种方法得到的计算结果近似相同;同时,本文所提方法的总计算次数很少,很大程度上提高了该重要性测度指标的求解效率。2种方法所得该条件下元器件失效率的重要性排序相同: $\lambda_3 > \lambda_2 > \lambda_1$ 。这说明在此工作条件下,阀门控制系统元器件 $V_3$ 的失效率对系统正常工作时间影响最大,应重点关注。

表4 阀门控制系统正常工作时间概率密度函数特征  
Table 4 Characteristics of probability density function about function time of valve control system

方法	$\mu_t$	$\sigma_t$	置信区间(95%)	计算量
MCS-KDE	13.0586	1.4248	[10.2660, 15.8512]	142172
MaxEnt-FMD	13.0103	1.5115	[10.0478, 15.9728]	2279

表5 基于系统正常工作时间的元器件失效率重要性测度指标

Table 5 Importance measure indices of components' failure rates based on function time of system

方法	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$\lambda_3$	计算量
MCS	0.0602	0.2012	0.7865	$2.36 \times 10^8$
本文方法	0.0679	0.1899	0.7803	26656

### 5.2 民用飞机电液舵机系统

相比于军用飞机,大型民用飞机结构复杂,功用较多,而且对可靠性的要求更高。本文选取文献[18]中的国外民用飞机舵面所采用的电液舵机系统进行分析验证。

空客A系列飞机主控制面舵机的基本结构如图5所示<sup>[18]</sup>。电液舵机系统常见的故障形式

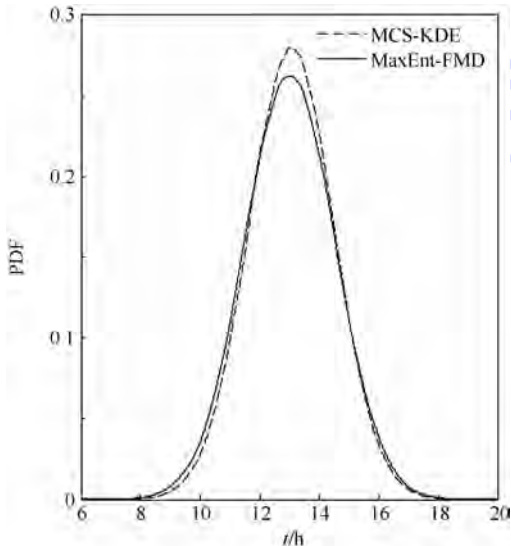


图4 阀门控制系统工作时间的概率密度曲线

Fig.4 Probability density curves of function time of valve control system

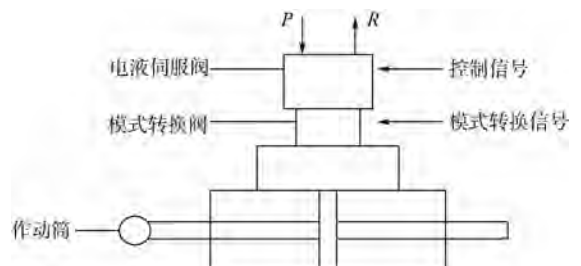


图5 空客A系列飞机电液舵机结构<sup>[18]</sup>

Fig.5 Aircraft electro-hydraulic actuator structure of Airbus A<sup>[18]</sup>

有:衔铁卡住(导瓷套破裂、工作气隙内有杂物、推杆变形等)、伺服阀/换向阀/作动筒阀芯卡死(杂质卡紧、液压卡紧)等。根据电液舵机系统的组成和工作原理,以“舵机不动作”为系统失效事件,构建系统故障树如图6所示<sup>[18]</sup>,可求得系统的失效概率函数 $P_f(t, \lambda)$ 。表6给出了构成系统的各个底事件的失效率分布参数,均服从对数正态分布。其中, $\lambda_i (i = 1, 2, \dots, 6)$ 分别代表以下底事件的失效率:“1推杆变形”、“2工作气隙内有杂物”、“3导瓷套破裂”、“4阀腔阀芯不同心”、“5油液污染”、“6停留时间长”。

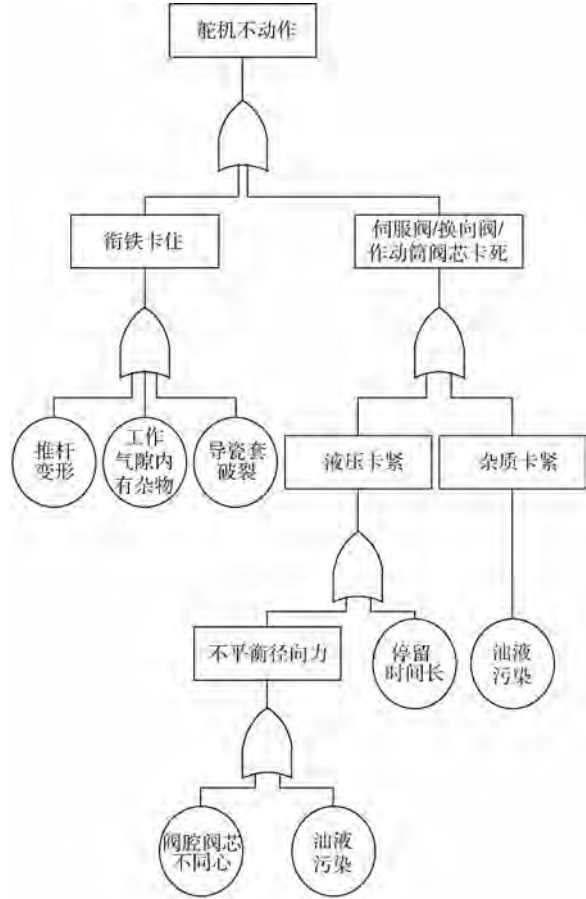


图6 空客A系列飞机电液舵机系统故障树<sup>[18]</sup>

Fig 6 Fault tree of aircraft electro-hydraulic actuator system of Airbus A<sup>[18]</sup>

表6 民用飞机电液舵机系统底事件失效率分布参数

Table 6 Distribution parameters of basic events' failure rates in civil aircraft electro-hydraulic actuator system

$\lambda_i$	均值/ $10^{-7}$	方差/ $10^{-14}$
$\lambda_1$	3.5	2
$\lambda_2$	2	1
$\lambda_3$	3	1.5
$\lambda_4$	10	5
$\lambda_5$	6	5
$\lambda_6$	2.5	1

有杂物”、“3 导瓷套破裂”、“4 阀腔阀芯不同心”、“5 油液污染”、“6 停留时间长”。

1) 给定飞机电液舵机系统工作时间要求为 $t_0 = 5000$  h, 预测分析系统失效概率 $P_f$ 的取值规律及底事件失效率 $\lambda_i$ 的重要性测度指标。

采用 MCS-KDE 方法和 MaxEnt-FMD 方法计算得到此时系统失效概率的概率密度函数如图7所示。从图中可以看出2种方法求得的概率密度曲线基本相同。表7给出了2种方法计算得到的该曲线分布参数和95%置信度要求的系统失效概率的置信区间, 结果也十分接近。表中最后一列为调用功能函数总次数, MCS-KDE 方法计算次数为 $1 \times 10^5$ , 而 MaxEnt-FMD 方法的计算次数仅为31, 计算效率得到很大提高。

表8为给定飞机电液舵机系统工作时间要

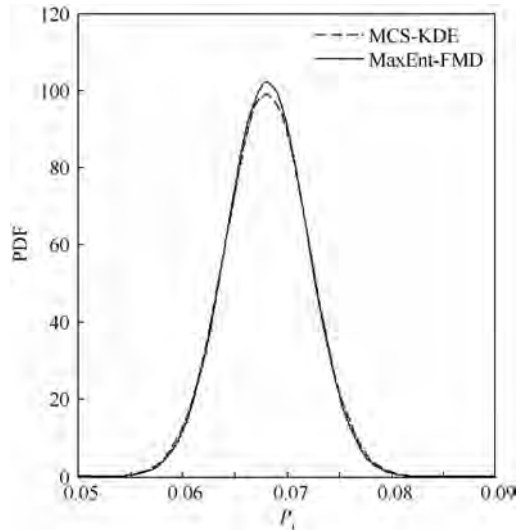


图7 飞机电液舵机系统失效概率的概率密度曲线  
Fig.7 Probability density curves of failure probability of aircraft electro-hydraulic actuator system

表7 民用飞机电液舵机系统失效概率的概率密度函数特征

Table 7 Characteristics of probability density function about failure probability of civil aircraft electro-hydraulic actuator system

方法	$\mu_{P_f}$	$\sigma_{P_f}$	置信区间(95%)	计算量
MCS-KDE	0.068 1	0.004 0	[0.060 3, 0.075 9]	$1 \times 10^5$
MaxEnt-FMD	0.068 1	0.003 9	[0.060 5, 0.075 7]	31

表8 底事件失效率重要性测度指标( $t_0 = 5000$  h)

Table 8 Importance measure indices of failure rates of basic events ( $t_0 = 5000$  h)

方法	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$\lambda_3$	$\lambda_4$	$\lambda_5$	$\lambda_6$	计算量
MCS	0.068 2	0.032 3	0.050 2	0.165 2	0.655 1	0.031 5	$7 \times 10^7$
本文方法	0.065 2	0.032 6	0.048 9	0.162 9	0.651 7	0.032 0	811

求为 $t_0 = 5000$  h时,采用 MCS 和本文所提方法计算得到的系统底事件失效率重要性测度指标。在给定精度要求的前提下,2种方法所得结果近似相同。由表8最后一列功能函数的总次数(计算量)可知,本文所提方法的计算效率高于 MCS 方法。2种方法计算得到的底事件失效率排序均相同,其中 $\lambda_4$ 、 $\lambda_5$ 的重要性指标值较大。即对此飞机电液舵机系统油液污染和阀腔阀芯不同心对系统的失效概率影响较大,应及时清理系统中的油液污染问题,检查阀腔阀芯的安装工况,保证飞机电液舵机系统的正常运转。

2) 给定飞机电液舵机系统失效概率阈值为 $P_0 = 0.01$ ,预测分析系统正常工作时间 $t$ 的取值规律和底事件失效率 $\lambda_i$ 的重要性测度指标。

采用 MCS-KDE 和 MaxEnt-FMD 求解得到此时系统正常工作时间的概率密度曲线如图8所示。表9中给出了分别采用2种方法求解得到系统正常工作时间的概率密度函数的分布参数、95%置信度要求下的系统正常工作时间的置信区间和功能函数计算量。综合图8和表9可以看出,MaxEnt-FMD方法和MCS-KDE方法求得的飞机电液舵机系统正常工作时间的概率密度曲线基本一致,其均值和标准差也十分接近,满足精度要求。相比较,ManEnt-FMD方法的计算效率高于MCS-KDE方法。

在给定系统失效概率阈值时,底事件失效率的重要性测度指标计算结果如表10所示。从表中数据可知,在满足精度要求的前提下,2种方法计算得到的结果近似相同,而本文所提方法计算功能函数的总次数很少,计算效率高于MCS

表9 民用飞机电液舵机系统正常工作时间的概率密度函数特征

Table 9 Characteristics of probability density function about function time of civil aircraft electro-hydraulic actuator system

方法	$\mu_i$	$\sigma_i$	置信区间(95%)	计算次数
MCS-KDE	3 111.78	207.21	[2 705.65, 3 517.91]	132 178
MaxEnt-FMD	3 115.26	203.46	[2 716.48, 3 514.04]	5 894

表10 底事件失效率重要性测度指标( $P_0 = 0.01$ )

Table 10 Importance measure indices of failure rates of basic events ( $P_0 = 0.01$ )

方法	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$\lambda_3$	$\lambda_4$	$\lambda_5$	$\lambda_6$	计算量
MCS	0.0408	0.0312	0.0592	0.1452	0.6211	0.0315	$5.97 \times 10^7$
本文方法	0.0438	0.0296	0.0586	0.1471	0.6144	0.0297	42 851

方法。MCS方法和本文所提方法计算所得底事件的重要性排序相同,可以发现该电液舵机系统的油液污染问题对系统正常工作时间的最大影响,应重点关注,及时清理油污。同时,阀腔阀芯不同心对系统正常工作时间也有较大影响,应及时检查阀腔阀芯的安装工况。

## 6 结论

1) 鉴于系统在实际工程应用中存在的各种不确定性问题,本文将系统元器件的失效率处理成含有不确定性的随机变量,在考虑失效率不确定性条件下,系统失效概率函数为失效率和系统正常工作时间的多变量函数。提出了一种新的系统失效性能(包括给定失效概率约束的正常工作时间和给定工作时间要求的失效概率)预测分析理论和2种新的元器件失效率重要性测度指标。本文提出的新理论方法能够合理预测系统失效概率和系统正常工作时间受系统元器件失效率不确定性的影响情况,为工程实际提供理论指导。

2) 为了能够高效求解所提性能和指标,引入基于分数矩的极大熵方法来求解概率密度函数,采用高斯积分和乘法降维求解2种新的重要性测度指标。所提方法的优势在于直接继承了极大熵方法和乘法降维的优越性,在很大程度上减少了调用功能函数的次数。

### 参考文献 (References)

[1] PARRY G W, WINTER P W. Characterization and evaluation of uncertainty in probabilistic risk analysis[J]. Nuclear Safety, 1981, 22(1): 251-263.

[2] HOFFMAN F O, HAMMONDS J S. Propagation of uncertainty in risk assessments: The need to distinguish between uncertainty due to lack of knowledge and uncertainty due to variability[J].

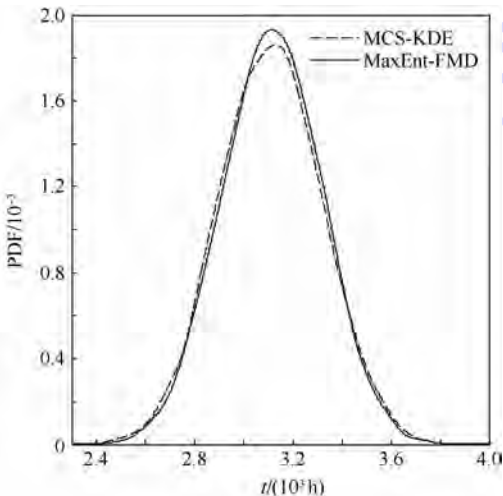


图8 飞机电液舵机系统正常工作时间的概率密度曲线

Fig. 8 Probability density curves of function time of aircraft electro-hydraulic actuator system

- Risk Analysis, 1994, 14(5):707-712.
- [ 3 ] ELDRED M S, SWILER L P, TANG G. Mixed aleatory-epistemic uncertainty quantification with stochastic expansions and optimization-based interval estimation [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2011, 96(9):1092-1113.
- [ 4 ] KELLY E J, CAMPBELL K. Separating variability and uncertainty in environmental risk assessment—Making choices [J]. Human and Ecological Risk Assessment, 2000, 6(1):1-13.
- [ 5 ] BARALDI P, ZIO E, COMPARE M. A method for ranking components importance in presence of epistemic uncertainties [J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2009, 22(5):582-592.
- [ 6 ] ZAFIROPOULO E P, DIALYNAS E N. Reliability and cost optimization of electronic devices considering the component failure rate uncertainty [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 84(3):271-284.
- [ 7 ] BLANKS H S. Arrhenius and the temperature dependence of non-constant failure rate [J]. Quality and Reliability Engineering International, 1990, 6(4):259-265.
- [ 8 ] BORGONOVO E. A new uncertainty importance measure [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2007, 92(6):771-784.
- [ 9 ] SALTELLI A, MARIVOET J. Non-parametric statistics in sensitivity analysis for model output: A comparison of selected techniques [J]. Reliability Engineering & System Safety, 1990, 28(2):229-253.
- [ 10 ] SOBOL I M. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their Monte Carlo estimates [J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2001, 55(1):271-280.
- [ 11 ] NOVI INVERARDI P L, TAGLIANI A. Maximum entropy density estimation from fractional moments [J]. Communications in Statistics-Theory and Methods, 2003, 32(2):327-345.
- [ 12 ] DENG J, PANDEY M D. Estimation of the maximum entropy quantile function using fractional probability weighted moments [J]. Structural Safety, 2008, 30(4):307-319.
- [ 13 ] ZHANG X, PANDEY M D. Structural reliability analysis based on the concepts of entropy, fractional moment and dimensional reduction method [J]. Structural Safety, 2013, 43(9):28-40.
- [ 14 ] CREMERS D, OSHER S J, SOATTO S. Kernel density estimation and intrinsic alignment for shape priors in level set segmentation [J]. International Journal of Computer Vision, 2015, 69(3):335-351.
- [ 15 ] 张磊刚, 吕震宙, 陈军. 基于失效概率的矩独立重要性测度的高效算法 [J]. 航空学报, 2014, 35(8):2199-2206.  
ZHANG L G, LYU Z Z, CHEN J. An efficient method for failure probability-based moment-independent importance measure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8):2199-2206 (in Chinese).
- [ 16 ] LEIBLER R A, KULLBACK S. On information and sufficiency [J]. Annals of Mathematical Statistics, 1951, 22(1):79-86.
- [ 17 ] 尹晓伟, 钱文学, 谢里阳. 系统可靠性的贝叶斯网络评估方法 [J]. 航空学报, 2008, 29(6):1482-1489.  
YIN X W, QIAN W X, XIE L Y. A method for system reliability assessment based on bayesian networks [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1482-1489 (in Chinese).
- [ 18 ] 袁朝辉, 崔华阳, 侯晨光. 民用飞机电液舵机故障树分析 [J]. 机床与液压, 2006(11):221-223.  
YUAN C H, CUI H Y, HOU C G. Fault tree analysis of civil aircraft electro-hydraulic actuator [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2006(11):221-223 (in Chinese).

#### 作者简介:

巩祥瑞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器设计及可靠性工程。

吕震宙 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器设计及可靠性工程。

# Uncertainty analysis of failure of dynamic system and its efficient algorithm

GONG Xiangrui, LYU Zhenzhou<sup>\*</sup>, LIU Hui, ZHOU Yicheng

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

**Abstract:** In order to study the failure of dynamic system when the failure rates of components are uncertain, a new method is proposed to analyze the system failure probability when function time is given and function time when the threshold of failure probability is shown in system. Meanwhile, a new importance measure technique is developed to estimate the impact of components' failure rates on system failure probability and function time in dynamic system. In this paper, the Monte Carlo procedure is given to solve the proposed indices. The fractional moments-based maximum entropy method is used to obtain failure probability density function in system efficiently. An efficient technique with multiplication dimensionality reduction is developed to estimate two importance measure indices. Valve control system and civil aircraft electro-hydraulic actuator system are presented to illustrate the rationality and efficiency of the proposed method.

**Keywords:** system reliability; system failure prediction analysis; importance measure; maximum entropy; multiplication dimensionality reduction

**Received:** 2016-06-21; **Accepted:** 2016-07-05; **Published online:** 2016-07-27 13:05

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160727.1305.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160727.1305.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (51475370); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3102015BJ(II)CG009)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0519

# 基于核主成分分析的多输出模型确认方法



胡嘉蕊, 吕震宙\*

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘 要:** 目前对于不确定性环境下多个相关的复杂计算模型进行确认的方法存在计算困难及稳定性较差的问题。针对这类复杂计算模型,提出了一种新的基于核主成分分析(KPCA)的多输出模型确认方法。该方法将核主成分分析与面积法的思想相结合,构造了一个新的易于计算且稳定性高的模型确认指标。所提方法通过核主成分分析将相关的输出变量转化为不相关的核主成分,再对每一核主成分进行模型与实验的对比,从而避免了传统多输出模型确认方法中需要求解多个输出的联合累积分布函数的困难。由于核主成分分析(PCA)方法能够有效提取分析对象的非线性成分,因此基于核主成分分析的多输出模型确认方法较基于主成分分析的模型确认方法更为稳定,这表现在相同的实验样本数据下核主成分分析的方法具有更低的出错率。另外核主成分分析通过核主成分提取,可以实现多输出模型的降维,从而降低多输出模型确认的复杂度。所提方法既可以用于一般的多输出模型的确认,也可以用于多确认点的输出模型的确认。最后通过数值算例和工程算例证明了该方法的正确性与有效性。

**关键词:** 模型确认; 多输出; 相关性; 核主成分分析(KPCA); 面积指标

**中图分类号:** O212.4; TP391.9

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1470-11

随着现代科学技术的发展,工程研究人员面临的工程系统日益庞大和复杂。考虑到对大型复杂系统进行物理实验的难度和实验所需的昂贵费用,工程研究人员试图通过建模与仿真技术来代替这些大型复杂系统的物理实验。通过对所建计算模型的分析来代替昂贵复杂的真实物理实验。但是,由于计算模型是由真实物理过程抽象近似而得到的,所以会存在一些模型信息与真实的物理过程不尽相同。模型和真实物理实验之间存在的差异使得工程研究人员对计算模型的准确性和可信度产生了质疑,在这种情况下,模型确认工作应运而生<sup>[1-3]</sup>。模型确认是指“从模型预期用途的角度客观评估模型在多大程度上反应真实物理

的过程<sup>[4-7]</sup>”,简单来说就是要准确且定量地描述计算模型与实验结果之间的差异。

目前为止,已有的模型确认方法基本可分为四大类<sup>[8]</sup>:经典假设检验法<sup>[9-10]</sup>、贝叶斯因子法<sup>[11-13]</sup>、频率指标法<sup>[14-15]</sup>和面积指标法<sup>[16]</sup>。经典假设检验法主要关注于对原假设( $H_0$ :模型正确)和备择假设( $H_1$ :模型不正确)的接受或拒绝,没有定量地评估模型的准确性。贝叶斯因子法则是在考虑了先验信息后给出了模型正确的概率(置信度),但同样未能定量地评估模型的准确性。与前2种方法不同,频率指标法给出了模型与实验间的定量差异,但这一方法只考虑了均值这一特征量,对不确定情况下的离散程度等其他

收稿日期: 2016-06-15; 录用日期: 2016-09-30; 网络出版时间: 2016-11-14 09:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0912.007.html

基金项目: 国家自然科学基金(51475370); 中央高校基本科研业务费专项资金(3102015BJ(II)CG009)

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

**引用格式:** 胡嘉蕊, 吕震宙. 基于核主成分分析的多输出模型确认方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1470-1480.

HU J R, LYU Z Z. Model validation method with multivariate output based on kernel principal component analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1470-1480 (in Chinese).

特征量没有考虑。基于以上问题, Ferson 等通过对比计算模型输出量的累积分布函数与物理实验结果的经验分布函数, 提出了面积指标法和 u-pooling 法<sup>[16]</sup>。该方法能够定量且客观地衡量模型与实验间的差异, 但是该方法仅适用于一维或多维独立的模型。而工程中建立的模型常常是多维且相关的, 此时上述方法就不再适合。所以, 在此方法的基础上李维等又提出了基于概率积分转换 (Probability Integral Transformation, PIT) 的面积指标法和 t-pooling 法<sup>[17]</sup>。这二者分别用于解决相关多输出情况下的单个确认点和多个确认点的模型确认问题, 该方法的主要优点是在模型确认时考虑了多个输出的相关性, 但 PIT 面积指标法和 t-pooling 法需要求解模型输出的联合累积分布函数, 这在输出维度很高时是很难准确求得的。

对于以上模型确认方法所存在的各种问题, 本文提出了一种新的模型确认方法。该方法使用核主成分分析 (KPCA) 的思想, 并将其与面积指标方法相结合, 给出了易于求解的模型确认指标, 较好地解决了相关多输出情况下的模型确认问题。

本文首先回顾了面积指标和 u-pooling 指标, 并指出了 u-pooling 法存在的问题; 其次详细叙述本文所提出的新的模型确认方法; 接着给出算例证明方法的正确性及有效性; 最后对该方法的特点做出总结。

## 1 面积指标法与 u-pooling 法

在文献 [16] 中, 对于单输出的模型确认问题分别给出了用于单个确认点的面积指标法和用于多个确认点的 u-pooling 法, 面积指标法是通过定量比较单个确认点处模型输出量  $y$  的累积分布函数 (CDF)  $F^m(y)$  和实验观测值的经验分布函数  $S_n^e(y)$  的差异来评价模型与实验的一致性的,  $F^m(y)$  和  $S_n^e(y)$  的几何关系见图 1。

$F^m(y)$  和  $S_n^e(y)$  的差异可以用数学表达式描述:

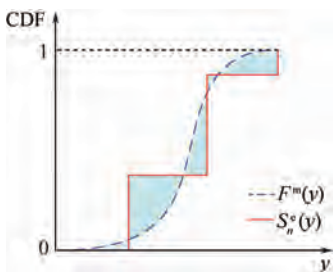


图 1 单个确认点处的面积指标

Fig. 1 Area metric at single validation site

$$q(F, S_n) = \int_{-\infty}^{\infty} |F^m(y) - S_n^e(y)| dy \quad (1)$$

不同模型确认问题中面积指标的数值大小与所研究问题的输出量本身值的大小有关, 但对于同一个确认问题, 面积指标的大小则能较为准确且客观地反映出模型的好坏。由于  $S_n^e(y)$  依赖于实验样本, 因此该方法的结果不可避免地会受到实验值样本量的影响<sup>[16]</sup>。

对于多个确认点, 如果分别对每个确认点进行面积指标的求解, 则会得到多个模型确认结果且不能合理地将这些结果进行统一, 所以文献 [16] 提出了 u-pooling 法来解决多确认点问题。u-pooling 法使用概率积分转换使得多个确认点的信息能够融合起来, 从而得到一个合理的模型确认结果。将  $k$  个确认点处的模型输出量记作  $(y_1, y_2, \dots, y_k)$ , 它们在各自确认点处的模型累积分布函数记为  $(F_1^m, F_2^m, \dots, F_k^m)$ 。 $k$  个确认点的实验观测值记为  $(y_1^e, y_2^e, \dots, y_k^e)$ , 其中任意一个向量  $y_j^e = (y_{j1}^e, y_{j2}^e, \dots, y_{jn}^e)$  ( $j=1, 2, \dots, k$ ) 代表了第  $j$  个确认点处的  $n$  个实验观测值。u-pooling 法首先将第  $j$  ( $j=1, 2, \dots, k$ ) 个确认点处的实验观测值  $y_j^e$  通过对应的模型累积分布函数  $F_j^m$  进行概率积分转换, 从而由计算模型累积分布函数得到转换的概率率值  $u_{ji} = F_j^m(y_{ji}^e)$  ( $i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, k$ )。由实验样本  $y_{ji}^e$  得到转换值  $u_{ji}$  后, 就可以由  $u_{ji}$  得到其经验分布函数  $S(u)$ 。由概率积分转换定理可知, 单变量分布函数的概率分布为标准均匀分布  $U(0, 1)$ , 那么在模型输出分布与实验分布完全一致的假设条件下, 每个确认点的实验观测值进行转化后的  $u_{ji}$  值均是服从标准均匀分布的, 那么由所有确认点处得到的所有转换值也应该是服从标准均匀分布的, 这也就意味着在模型与实验完全一致的条件下,  $S(u)$  应该是标准均匀分布的累积分布函数。则模型和真实物理过程的差异就可以用  $S(u)$  和标准均匀分布的累积分布函数  $F_U(u)$

的面积差  $q(F_U, S) = \int_0^1 |F_U(u) - S(u)| du$  来定量衡量, 这就是 u-pooling 法对多个确认点问题进行模型确认的核心思想。图 2 给出了当每个确认点只有一个实验观测值 ( $n=1$ ), 共 3 个确认点 ( $k=3$ ) 时的几何示意图, 其中  $f$  为累计概率位。

u-pooling 法将不同确认点处的实验观测信息通过相应确认点处的计算模型的累积分布函数进行融合, 并且  $0 \leq q(F_U, S) \leq 0.5$ 。与面积指标相同, 对于同一个确认问题, u-pooling 指标的大小也能够直接反映出多个确认点的情况下计算模型的

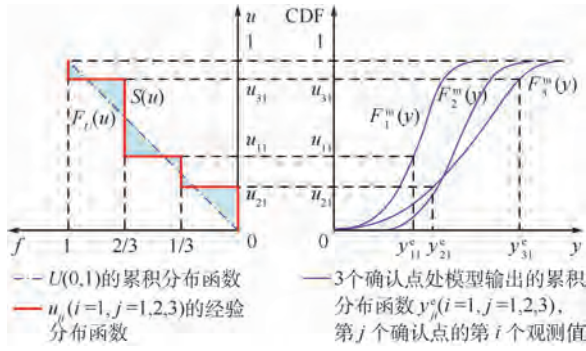


图2 多个确认点处的 u-pooling 模型确认过程  
Fig.2 Validation process of u-pooling model at multiple validation sites

好坏。

在上述 u-pooling 法的实现过程中,可以看出该方法并没有考虑多个确认点处输出之间的相关性,而对于时间或空间上的多个确认点处的输出,它们之间往往具有非常强的相关性,因此 u-pooling 法这样处理多个确认点的模型确认是不合理的。本文将考虑多个确认点处输出间的相关性,并将多个确认点的模型确认与多输出的模型确认统一起来,将多确认点看作是多输出的一个特例,在这种情况下完成多输出模型确认工作。

## 2 多输出模型的核主成分分析确认方法

### 2.1 主成分分析与核主成分分析

核主成分分析是在主成分分析的基础上发展起来的一种多元数据统计方法,为清晰起见,先对主成分分析进行简要说明,然后对核主成分分析与主成分分析进行对照,最后建立基于核主成分分析的多输出模型确认方法。

#### 2.1.1 主成分分析

主成分分析 (Principal Component Analysis, PCA)<sup>[18-20]</sup> 的目的是将相关性较强的多维变量转化为彼此不相关的新变量。考虑一个相关  $d$  维输出模型  $\mathbf{y} = [y_1(\mathbf{x}), y_2(\mathbf{x}), \dots, y_d(\mathbf{x})]$ , 其中  $\mathbf{x}$  为输入变量组成的向量。主成分分析能够将这些相关的多个输出  $\mathbf{y} = [y_1(\mathbf{x}), y_2(\mathbf{x}), \dots, y_d(\mathbf{x})]$  转化为线性不相关的主成分。其具体实现过程如下:

假设得到了  $N$  组上述  $d$  维模型  $\mathbf{y} = [y_1(\mathbf{x}), y_2(\mathbf{x}), \dots, y_d(\mathbf{x})]$  的输出实现值  $\mathbf{y}_j = [y_{j1}, y_{j2}, \dots, y_{jd}]$  ( $j=1, 2, \dots, N$ ), 将其记作一个  $N \times d$  的矩阵  $\mathbf{Y} = [\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2, \dots, \mathbf{y}_N]^T$ 。然后计算这一组数据  $\mathbf{Y}$  的协方差矩阵, 记作  $\Sigma$ , 则  $\Sigma$  的表达式如下:

$$\Sigma = \frac{1}{N} \mathbf{Y}_c^T \mathbf{Y}_c \quad (2)$$

其中:  $\mathbf{Y}_c$  是将矩阵  $\mathbf{Y}$  的每一列进行中心化和标准化后得到的。主成分是通过对方差矩阵  $\Sigma$  进行分解得到的。

$$\Sigma = \sum_{k=1}^d \lambda_k \boldsymbol{\varphi}_k \boldsymbol{\varphi}_k^T \quad (3)$$

式中:  $\lambda_k$  为矩阵  $\Sigma$  的第  $k$  个特征值, 且  $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_d$ ;  $\boldsymbol{\varphi}_k$  为  $d \times 1$  维与  $\lambda_k$  对应的特征列向量, 且  $(\boldsymbol{\varphi}_1, \boldsymbol{\varphi}_2, \dots, \boldsymbol{\varphi}_d)$  为相互正交的单位向量。由向量  $(\boldsymbol{\varphi}_1, \boldsymbol{\varphi}_2, \dots, \boldsymbol{\varphi}_d)$  构成了一个主成分空间, 将原始数据投影到该主成分空间中得到的新数据就是所求的主成分:

$$\mathbf{p}_k = \mathbf{Y}_c \boldsymbol{\varphi}_k \quad (4)$$

这些主成分彼此间线性无关, 且每一个主成分的方差等于其对应的特征值。第一主成分的方差最大, 依次往后方差越来越小, 所有主成分的方差之和与原始变量的方差之和相等。每一个主成分的方差占总方差的比例称为该主成分的贡献率  $c_k$  ( $k=1, 2, \dots, d$ ) 如下:

$$c_k = \lambda_k / \sum_{k=1}^d \lambda_k \quad k=1, 2, \dots, d \quad (5)$$

在实际应用中, 经过主成分提取后, 前几个主成分已经包含了大部分原始变量的变异信息, 所以选取累计贡献率达到 85% (一般取 85%, 可根据具体问题而改变) 的主成分进行分析, 剩余贡献率很小的主成分可以忽略其影响, 从而达到降维的效果。通过主成分提取不仅将原始的相关性问题转化为不相关问题, 而且可以在降维的同时得到与分析原始变量相近的结果, 所以这一方法很适合被用于相关多输出的模型确认问题。

#### 2.1.2 核主成分分析

上述主成分分析是一种基于线性相关的转换方法<sup>[20-21]</sup>, 而相关多输出模型确认问题中多个输出之间一般不仅是简单的线性相关关系, 此时主成分分析就不能完全提取模型中的非线性特征, 而核主成分分析则可以弥补主成分分析的这种局限性。

核主成分分析<sup>[21-24]</sup> 是指基于核函数的主成分分析, 其本质是将原始数据通过某种非线性映射将其投影到高维特征空间, 使其在高维特征空间中被线性化, 然后在高维特征空间中再使用主成分分析方法, 从而达到提取具有复杂非线性相关性数据的主成分这一目的。

假设得到了  $N$  组上述  $d$  维模型  $\mathbf{y} = [y_1(\mathbf{x}), y_2(\mathbf{x}), \dots, y_d(\mathbf{x})]$  的输出实现值  $\mathbf{y}_j = [y_{j1}, y_{j2}, \dots, y_{jd}]$  ( $j=1, 2, \dots, N$ ), 将其记作一个  $N \times d$  的矩阵  $\mathbf{Y} = [\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2, \dots, \mathbf{y}_N]^T$ 。之后定义一个映射  $\Phi: \mathbf{Y}^d \rightarrow$

$F^D$ , 其中  $Y^d$  为原变量空间,  $F^D$  为高维特征空间,  $D$  为高维特征空间的维数 ( $D > d$ )。将原始空间的模型输出实现值  $[y_1, y_2, \dots, y_N]^T$  映射到高维特征空间后变为  $\Phi(y) = [\Phi(y_1), \Phi(y_2), \dots, \Phi(y_N)]^T$ , 每一个映射后的  $\Phi(y_j)$  都是一个  $1 \times D$  维的行向量, 再将每一个向量中心化记为  $\Phi_c(y_j)$ 。这样在变化后的新空间中, 协方差矩阵可表示为

$$\Sigma = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\Phi_c(y_j)]^T \Phi_c(y_j) \quad (6)$$

与主成分分析类似, 也对该协方差矩阵进行矩阵分解。

$$\Sigma = \sum_{k=1}^D \lambda_k \varphi_k \varphi_k^T \quad (7)$$

式中:  $\lambda_k$  为矩阵  $\Sigma$  的第  $k$  个特征值且  $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_D$ ;  $\varphi_k$  为  $D \times 1$  维与  $\lambda_k$  对应的特征列向量, 且  $(\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_D)$  为相互正交的单位向量。由向量  $(\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_D)$  构成了一个核主成分空间, 将原始数据投影到该核主成分空间中得到的新数据就是所求的核主成分:

$${}_k p_k = Y_c \varphi_k \quad (8)$$

然而原始空间到高维特征空间的映射并非显式关系, 而是需要通过核函数得到, 所以需要通过以下推导将核函数引入上述过程从而求得核主成分, 具体推导过程如下。

由式(7)可知,  $\Sigma$  是一个  $D \times D$  维的矩阵, 对于其中每一个特征值  $\lambda_k$  和与之对应的特征向量  $\varphi_k$  式(9)均成立:

$$\lambda_k \varphi_k = \Sigma \varphi_k \quad k = 1, 2, \dots, D \quad (9)$$

同时, 对于每一个特征向量  $\varphi_k$  又可以表示为  $[\Phi_c(y_j)]^T$  的线性组合,  $\alpha_{kj}$  为对应的相关系数:

$$\varphi_k = \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T \quad (10)$$

将式(6)与式(10)代入式(9)中, 则式(9)等价于:

$$\begin{aligned} \lambda_k \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T &= \\ \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\Phi_c(y_j)]^T \Phi_c(y_j) \cdot \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T & \end{aligned} \quad (11)$$

可以将(11)式写成如下形式:

$$\begin{aligned} N \lambda_k \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T &= \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_i)]^T \Phi_c(y_i) [\Phi_c(y_j)]^T & \end{aligned} \quad (12)$$

式(12)中,  $\Phi_c(y_i) [\Phi_c(y_j)]^T$  可看作是

$\Phi_c(y_i)$  与  $\Phi_c(y_j)$  的内积, 可以用核函数  $K(y_i, y_j)$  来表示:  $K(y_i, y_j) = \Phi_c(y_i) \cdot \Phi_c(y_j)$ 。

式(12)又可以写成如下核函数表达的形式:

$$\begin{aligned} N \lambda_k \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T &= \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_i)]^T K(y_i, y_j) & \end{aligned} \quad (13)$$

定义一个  $N \times N$  维的新矩阵  $K$ , 称为核矩阵, 核矩阵中的每一个元素可用核函数的形式表达如下:

$$K_{ij} = \Phi_c(y_i) \cdot \Phi_c(y_j) \quad i, j = 1, 2, \dots, N \quad (14)$$

则式(13)等价于如下表达式:

$$N \lambda_k \alpha_k = K \alpha_k \quad (15)$$

其中:  $\alpha_k = (\alpha_{k1}, \alpha_{k2}, \dots, \alpha_{kN})^T$  为  $N \times 1$  维的列向量。通过求解式(15)可以得出特征值  $\lambda_k$  和对应的特征向量  $\alpha_k$ , 再结合式(10)可以求出矩阵  $\Sigma$  的特征向量  $\varphi_k = \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} [\Phi_c(y_j)]^T$ 。由此可知, 对于高维特征空间中的数据  $\Phi(y) = [\Phi(y_1), \Phi(y_2), \dots, \Phi(y_N)]^T$ , 最终核主成分的计算公式如下:

$$\begin{aligned} {}_k p_k = \Phi(y) \varphi_k &= \\ \begin{bmatrix} \Phi(y_1) \varphi_k \\ \Phi(y_2) \varphi_k \\ \vdots \\ \Phi(y_N) \varphi_k \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} (\Phi(y_j) \cdot \Phi(y_1)) \\ \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} (\Phi(y_j) \cdot \Phi(y_2)) \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} (\Phi(y_j) \cdot \Phi(y_N)) \end{bmatrix} = \\ \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} K_{j1} \\ \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} K_{j2} \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^N \alpha_{kj} K_{jN} \end{bmatrix} & \end{aligned} \quad (16)$$

上述推导过程均是基于将  $\Phi(y_j)$  进行中心化处理后而得到的, 但实际应用中并不知道  $\Phi(y_j)$  的显式表达, 也就无法对其中心化, 此时要使用  $K_c$  来代替  $K$  进行上述求解过程,  $K_c$  的表达式如下<sup>[18]</sup>:

$$K_c = K - \mathbf{1}_N K - K \mathbf{1}_N + \mathbf{1}_N K \mathbf{1}_N \quad (17)$$

其中:  $\mathbf{1}_N$  为  $N \times N$  的矩阵, 每一个元素都是  $1/N$ 。

通过以上核主成分分析后, 就可以得到核主成分。与主成分分析相同, 同样保留累计贡献率

达到 85% (一般取 85%, 可根据具体问题而改变) 的核主成分进行之后的分析求解。

核主成分分析法是一种非线性主成分分析法, 它将原始变量通过某种非线性映射转化为高维特征空间内的线性问题。这一非线性映射没有直接的表达式而是通过核函数完成的, 因此称为核主成分分析。可以看出此分析方法考虑问题更为全面, 比主成分分析所包含的原始变量信息更多, 而且同样能起到对原始数据的替代和简化作用。

### 2.2 多输出模型的核主成分分析确认方法具体流程

基于核主成分分析建立多输出模型确认方法的基本思想是: 利用核主成分分析将相关的多输出问题转成不相关的核主成分, 通过模型核主成分与实验核主成分的分布差异来识别模型与实验之间的一致性。具体的实现过程包括: ①模型输出数据核主成分分析; ②实验数据在模型核主成分空间投影得到实验核主成分; ③模型、实验核主成分的差异求解。以下将对基于核主成分分析的模型确认方法进行详细说明。

设  $d$  维相关模型输出为  $y^m(x, z, \theta) = [y_1^m(x, z, \theta), y_2^m(x, z, \theta), \dots, y_d^m(x, z, \theta)]$ , 其中  $z$  为确认点变量,  $z = (z_1, z_2, \dots, z_p)$  ( $p$  为确认点的数目,  $p \geq 1$ ),  $\theta$  为模型参数。对于具有  $p$  个确认点的问题, 模型最终总的输出维数为  $dp$ 。若该模型有

$N$  个输出样本  $y_j^m = [y_{j1}^m, y_{j2}^m, \dots, y_{j(dp)}^m]$  ( $j = 1, 2, \dots, N$ ), 则可以得到一个  $N \times (dp)$  的模型输出矩阵  $Y^m = [y_1^m, y_2^m, \dots, y_N^m]^T$ 。同样, 设实验输出为  $y^e(x, z, \theta) = [y_1^e(x, z, \theta), y_2^e(x, z, \theta), \dots, y_d^e(x, z, \theta)]$ , 若实验有  $n$  个输出样本  $y_j^e = \{y_{j1}^e, y_{j2}^e, \dots, y_{j(dp)}^e\}$  ( $j = 1, 2, \dots, n$ ), 则可以得到一个  $n \times (dp)$  的实验输出矩阵  $Y^e = [y_1^e, y_2^e, \dots, y_n^e]^T$ 。得到了模型与实验的所有原始数据后, 该方法的主要流程可用图 3 描述。

#### 1) 模拟产生 $N$ 组模型数据

运行  $N$  次模型得到模型在给定的确认点  $z = (z_1, z_2, \dots, z_p)$  处的  $N$  组输出数据, 然后将数据记作一个  $N \times (dp)$  的模型输出矩阵  $Y^m$ 。

#### 2) 实验产生 $n$ 组实测数据

重复  $n$  次实验得到和模型相同确认点处的  $n$  组实验数据, 然后将数据记作一个  $n \times (dp)$  的实验输出矩阵  $Y^e$ 。

#### 3) 对 $Y^m$ 进行核主成分分析

对模型输出矩阵  $Y^m$  进行核主成分分析, 得到模型核主成分  $r_k^m$  ( $k = 1, 2, \dots, N$ ), 和与之对应的特征值  $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_N$ , 并计算每一核主成分的贡献率  $c_k = \lambda_k / \sum_{k=1}^N \lambda_k$ 。

#### 4) 投影得到实验数据的核主成分

将实验输出数据投影到模型的核主成分空间, 得到与模型核主成分  $r_k^m$  对应的实验核主成

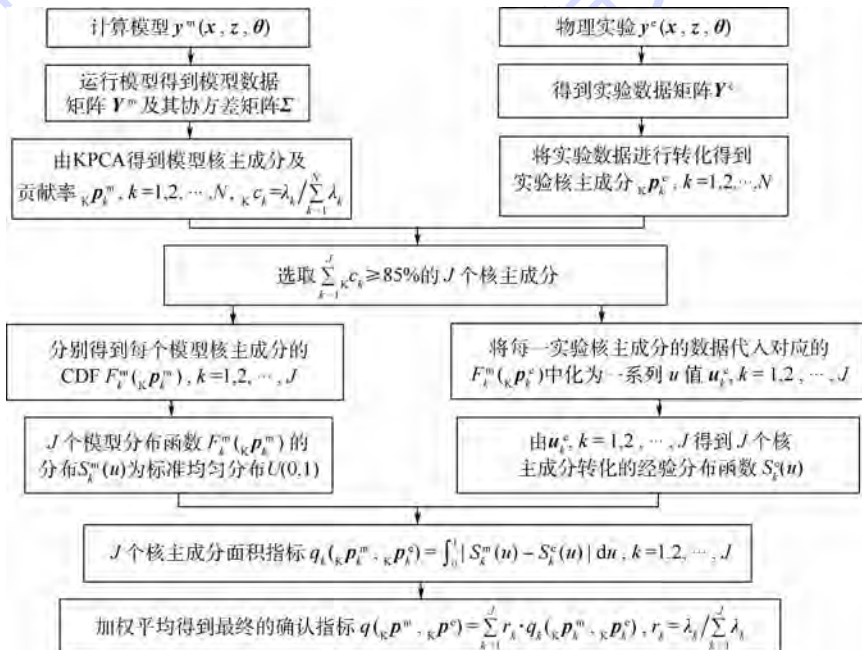


图 3 基于核主成分分析的多输出模型确认指标求解流程

Fig. 3 Validation metric solving flow of multivariate output model based on KPCA

分  $\kappa \mathbf{p}_k^e$ 。当模型与实验一致时,这二组数据应该也是一致的;反之,当模型与实验有差异时,二者之间的差异则可以用来进行模型确认。

5) 选取贡献率大的  $J$  个核主成分进行降维

选取  $\sum_{k=1}^J \kappa_k^c \geq c$ , 即累计贡献率达到  $c$  的  $J$  个核主成分进行后续模型确认(一般  $c$  取 85%)。

6)  $J$  个模型核主成分分布函数的分布

由概率积分转换定理可知,所选取的  $J$  个模型核主成分  $\kappa \mathbf{p}_k^m$  的分布函数  $F_k^m(\cdot)$  的分布为标准均匀分布,即  $S_k^m(u) = u$ 。

7) 求得实验核主成分的转换样本的经验分布函数  $S_k^e(u)$

将每一实验核主成分  $\kappa \mathbf{p}_k^e$  的  $n$  个数据代入对应的模型核主成分  $\kappa \mathbf{p}_k^m$  的累积分布函数(CDF)  $F_k^m(\kappa \mathbf{p}_k^e)$  中,得到这  $n$  个数据的概率值  $u_k^e$ , 计算  $u_k^e$  的经验分布函数  $S_k^e(u)$ 。

8) 求得每个核主成分模型与实验的差异

对选出的  $J$  个核主成分,可以得到转化后的  $J$  条经验分布函数  $S_k^e(u)$ , 将每一条分别和标准均匀分布  $U(0,1)$  进行对比,得到指标:

$$q_k(\kappa \mathbf{p}_k^m, \kappa \mathbf{p}_k^e) = \int_0^1 |S_k^m(u) - S_k^e(u)| du \quad k = 1, 2, \dots, J \quad (18)$$

9) 基于核主成分分析的模型与实验的总差异

将这  $J$  个面积指标进行加权平均得到一个总的指标,加权系数  $r_k = \lambda_k / \sum_{k=1}^J \lambda_k$ , 该总指标的表达式如下:

$$q(\kappa \mathbf{p}^m, \kappa \mathbf{p}^e) = \sum_{k=1}^J r_k \cdot q_k(\kappa \mathbf{p}_k^m, \kappa \mathbf{p}_k^e) \quad (19)$$

需要说明的是:在进行模型核主成分  $\kappa \mathbf{p}_k^m$  与实验核主成分  $\kappa \mathbf{p}_k^e$  的对比时,没有直接使用面积指标而是将其做了类似 u-pooling 法中的转化,其目的是为了规范化差异的取值范围,避免不同输出模型量纲不同而造成的影响。转化后的指标具有明确的范围  $[0, 0.5]$ , 且该指标值越大,表示模型与实验之间的差异越大。最后对各个核主成分得到的指标进行汇总,该方法采用按照核主成分贡献率的大小加权平均,不同核主成分对指标的贡献可以通过加权系数体现。这一方法既解决了 u-pooling 法以及 t-pooling 法存在的多确认点间相关性的问题,也避免了求解多个输出间的联合概率分布函数,还具有降维的功能以便进一步简化分析过程,对于有多个确认点或多输出模型确认

都可以使用,是对面积指标的延伸和拓展。

在上述基于核主成分分析的相关多输出模型确认方法的求解流程中,如果将数据的核主成分分析替换为主成分分析,其余步骤均保持不变,也是一种模型确认方法。但如同上述主成分分析所存在的问题,基于主成分分析的相关多输出模型确认方法对于非线性相关模型的确认效果则不如基于核主成分分析的确认方法好,在第 3 节的算例中会予以证实。

### 3 算例分析

#### 3.1 数值算例

将基于核主成分分析的相关多输出模型确认方法运用于一个数值算例中。假设该数值算例的实验输出如下:

$$\begin{cases} y_1^e = \theta_1 \cos(2\pi x_1 z) + z \sin x_2 \\ y_2^e = \sin(0.5\pi x_1 + z) + z\theta_2 \cos x_2 \end{cases} \quad (20)$$

式中:  $y_1^e$  和  $y_2^e$  代表 2 个具有相关性的实验输出;  $z$  为模型确认点,在本算例中假设有 20 个不同的确认点,  $z$  分别取  $1, 2, \dots, 20$ ;  $x_1$  和  $x_2$  为该算例的输入变量,均为服从标准正态分布  $N(0, 1)$  的随机变量;  $(\theta_1, \theta_2)$  为该算例的参数,其真值均为 1.5。最终该算例是一个含有随机变量的具有 40 维相关输出的模型确认问题,假设了 3 个备选的计算模型见表 1。

表 1 数值算例的 3 个备选的模型

Table 1 Three alternative computational models of the numerical example

模型	公式
模型 1	$y_1^{m1} = \theta_1 \cos(2\pi x_1 z) + z \sin x_2 \quad \theta_1 = 1.5$
	$y_2^{m1} = \sin(0.5\pi x_1 + z) + z\theta_2 \cos x_2 \quad \theta_2 = 1.5$
模型 2	$y_1^{m2} = \theta_1 \cos(2\pi x_1 z) + z \sin x_2 \quad \theta_1 = 1.7$
	$y_2^{m2} = \sin(0.5\pi x_1 + z) + z\theta_2 \cos x_2 \quad \theta_2 = 1.5$
模型 3	$y_1^{m3} = \theta_1 \cos(2\pi x_1 z) + z \sin x_2 \quad \theta_1 = 1.7$
	$y_2^{m3} = \sin(0.5\pi x_1 + z) + z\theta_2 \cos x_2 \quad \theta_2 = 1.7$

#### 1) 方法的正确性验证

首先通过此算例验证所提方法的正确性。模型 1 与实验完全一致,是正确的模型,模型 2 和模型 3 与实验的差异依次增大。所以模型确认结果应是模型 1 优于模型 2 优于模型 3。由式(20)生成 1000 组实验观测数据,表 1 中的模型通过仿真分别得出 10000 组模型响应数据,按照 2.2 节所提出的模型确认方法和步骤,得到每个模型的指标值,结果见表 2。

表2 数值算例的模型确认结果  
Table 2 Model validation results of the numerical example

模型	模型 1	模型 2	模型 3
指标值	0.0120	0.0636	0.1012

模型 1 的指标值小于模型 2 小于模型 3,这一结果说明模型 1 优于模型 2 优于模型 3,结论与定性分析相符,证明了该指标的正确性和有效性。

图 4 给出了该数值算例确认结果的图形表示。从图中也可以直观地看出 3 个模型的优劣。在该算例中模型 1、2 和 3 分别使用核主成分分析得到了 2 个核主成分,每一个模型的每一个核主成分的贡献率以及对应的面积指标  $q_k(\kappa P_k^m, \kappa P_k^e)$  都标在图中。由于 3 个模型的累积分布函数的分布均为标准均匀分布,所以在 3 个图中表示相同。而实验数据经过不同模型转化则得到不同的经验分布函数,通过与标准均匀分布  $U(0,1)$  的对比就可以表示出不同模型与实验间的差异。对于模型 1,由于它和实验完全一致,所以在图中可以看出,对于模型 1 的各个核主成分,实验数据转化

后所得的经验分布曲线与由模型数据转化所得的标准均匀分布曲线几乎完全重合。而对于模型 2 和模型 3,实验数据转化后所得的经验分布曲线与由模型数据转化所得的标准均匀分布曲线的差异则越来越大。

从表 2 与图 4 都可以看出,该方法可以给出实验与模型间的差异,并且能得到正确的模型确认结果,即模型 1 优于模型 2 优于模型 3。

2) 方法的稳健性验算

证明了此方法的正确性后,再来分析此方法的稳健性,将该方法与基于主成分分析的模型确认方法进行对比,从指标的离散程度与错误率两方面对其进行比较。所谓离散程度是指多次计算模型确认指标后得到指标值的标准差,它能够从一定程度上描述指标的变异情况;而错误率则是指多次计算该指标后模型确认结果排序出现错误的频率。由式(20)分别生成 10、100、1000 组实验观测数据,由表 1 中的模型通过仿真分别得出 10000 组模型响应数据。按照 2.2 节所提出模型确认方法和步骤,在实验数据样本量不同的情况下,分别将 2 种方法求解指标的程运行 100 次,

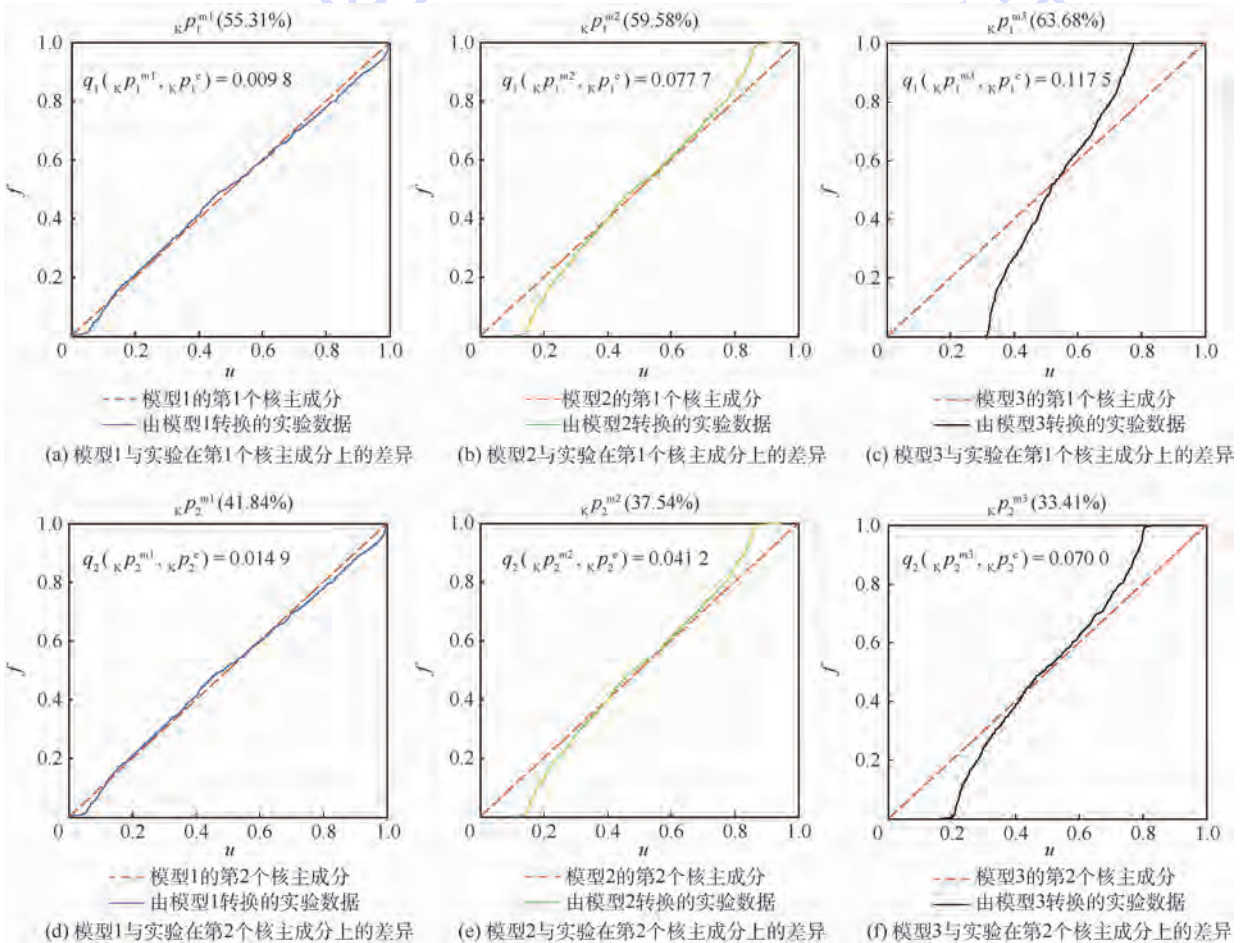


图 4 数值算例实验与模型每一核主成分的对比如

Fig. 4 Comparison of each kernel principal component between experiments and models of the numerical example

计算这 100 个指标的标准差和错误率,计算结果见表 3。从表 3 可以看出,随着实验数据样本量的增加,2 种方法所求得的指标值的标准差和错误率都呈现下降趋势。但无论实验样本量为多少,基于核主成分分析的模型确认指标值的标准差和错误率总是低于基于主成分分析的。

这一结果不难理解,由于核主成分分析比主成分分析多考虑了输出间的非线性相关性,所以获得原始数据的信息更为完整,最终使得基于核主成分分析的方法在结果中体现出一定的优势。由以上两部分说明本文所提出的基于核主成分分析的模型确认方法是正确且较为稳健的。

表 3 数值算例的实验数据分别为 10、100 和 1000 组时与 10000 组模型数据确认结果对比

Table 3 Validation results of the numerical example of comparing 10, 100, 1000 experimental observations and 10000 model responses

指标类型	10 组实验数据				100 组实验数据				1000 组实验数据			
	标准差			错误率/%	标准差			错误率/%	标准差			错误率/%
	模型 1	模型 2	模型 3		模型 1	模型 2	模型 3		模型 1	模型 2	模型 3	
基于 PCA	0.0279	0.0251	0.0234	35	0.0127	0.0147	0.0135	18	0.0044	0.0068	0.0066	2
基于 KPCA	0.0124	0.0120	0.0119	17	0.0043	0.0060	0.0060	3	0.0019	0.0030	0.0033	0

### 3.2 工程算例

如图 5 所示为一汽车前轴示意图,危险截面常发生在工字梁上,其截面形状如图 6 所示。已知危险截面的最大正应力为  $\sigma$  和  $\tau$ ,其中  $M$  和  $T$  分别为前轴所受的弯矩和转矩, $M \sim N(3\,500\,000, 175\,000^2)$ ,  $T \sim N(3\,100\,000, 155\,000^2)$ ,二者均为正态分布,单位为  $N \cdot m$ 。工字梁的几何参数为  $a, b, h, t$ ,其中  $h$  服从正态分布  $h \sim N(85, 4.25^2)$  mm;  $a = 12$  mm,  $b = 65$  mm 可以看作该算例的参数;  $t = 14, 15, 16, 17, 18$  mm,为该算例的确认点。则该工程问题的输出如下:

$$\begin{cases} \sigma^e = \frac{M}{\frac{a(h-2t)^3}{6h} + \frac{b}{6h}[h^3 - (h-2t)^3]} \\ \tau^e = \frac{T}{0.8bt^2 + 0.4\left(a^3 \frac{h-2t}{t}\right)} \end{cases} \quad (21)$$



图 5 汽车前轴示意图

Fig. 5 Schematic of automobile front axle

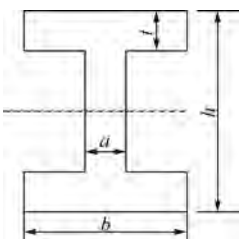


图 6 工字梁截面

Fig. 6 Joist steel section

同理,分别假设如下 3 个备选的计算模型如表 4 所示,其中模型 1 与实验一致,是正确的模型,模型 2 和模型 3 与实验的差异依次增大。所以模型确认结果应是模型 1 优于模型 2 优于模型 3。

由式(21)生成 1000 组实验观测数据,表 4 中的模型通过仿真分别得出 10000 组模型响应数据,按照 2.2 节所提出的模型确认方法和步骤,得到每个模型的指标值,结果见表 5。

表 4 工程算例的 3 个备选的计算模型

Table 4 Three alternative computational models of the engineering example

模型	公式
模型 1	$\sigma^{m1} = \frac{M}{\frac{a(h-2t)^3}{6h} + \frac{b}{6h}[h^3 - (h-2t)^3]}$ $\tau^{m1} = \frac{T}{0.8bt^2 + 0.4\left[a^3 \frac{h-2t}{t}\right]}$ $a = 12 \text{ mm} \quad b = 65 \text{ mm}$
模型 2	$\sigma^{m2} = \frac{M}{\frac{a(h-2t)^3}{6h} + \frac{b}{6h}[h^3 - (h-2t)^3]}$ $\tau^{m2} = \frac{T}{0.8bt^2 + 0.4\left[a^3 \frac{h-2t}{t}\right]}$ $a = 10 \text{ mm} \quad b = 65 \text{ mm}$
模型 3	$\sigma^{m3} = \frac{M}{\frac{a(h-2t)^3}{6h} + \frac{b}{6h}[h^3 - (h-2t)^3]}$ $\tau^{m3} = \frac{T}{0.8bt^2 + 0.4\left[a^3 \frac{h-2t}{t}\right]}$ $a = 10 \text{ mm} \quad b = 63 \text{ mm}$

表 5 工程算例的模型确认结果

Table 5 Model validation results of the engineering example

模型	模型 1	模型 2	模型 3
指标值	0.0080	0.0445	0.1058

从表5的结果可知,模型1的指标值小于模型2小于模型3,这一结果说明模型1优于模型2优于模型3,结论与定性分析相符,再次证明了该指标的正确性和有效性。

图7给出了这一确认结果的图形表示。从图中也可以直观地看出3个模型的优劣。在该算例中模型1、2和3分别使用核主成分分析得到了一个核主成分(因为第1个核主成分的贡献率已经高于85%),模型1的第1个核主成分的贡献率 $\kappa p_1^{m1}$ 为96.22%,模型2的第1个核主成分的贡献率 $\kappa p_1^{m2}$ 为96.34%,模型3的第1个核主成分的贡献率 $\kappa p_1^{m3}$ 为96.46%,所以该算例中仅计

算了模型与实验的第1个核主成分间的差异。由于核主成分分析结果只选择了第1个核主成分,所以加权系数为1,即第1个核主成分的指标值就是最终指标值。由于3个模型的累积分布函数的分布均为标准均匀分布,所以在图中三者表示相同。而实验数据经过不同模型转化则得到不同的经验分布函数,经过与标准均匀分布 $U(0,1)$ 的对比就可以表示出不同模型与实验间的差异。从表5和图7都可以看出该方法可以给出实验与模型间的差异,并且能得到正确的模型确认结果,即模型1优于模型2优于模型3。

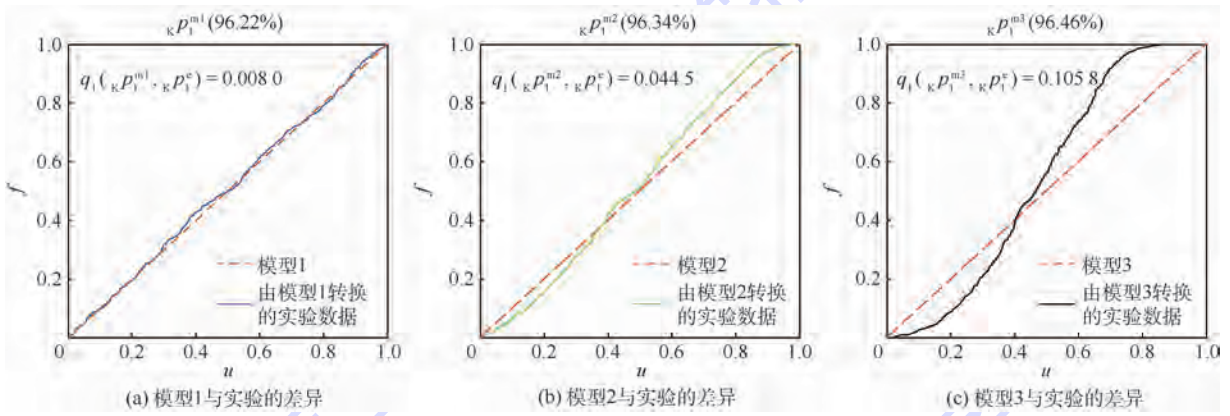


图7 工程算例的实验与模型每一核主成分的对比如

Fig. 7 Comparison of each kernel principal component between experiments and models of the engineering example

## 4 结论

1) 方法将核主成分分析与面积法进行结合,将相关的模型输出与实验的输出通过核主成分分析变为不相关的核主成分,并用面积指标的思想定量描述二者间的差异。

2) 指标求解借鉴了 u-pooling 法的转化方法,将指标的范围规范在 $[0,0.5]$ 区间,避免了输出模型量纲不同所造成的影响。

3) 通过数值算例与工程算例证实了该方法的正确性和有效性,并与基于主成分的确认方法进行对比,证实了所提方法具有较好的稳健性。

4) 相比与多输出模型确认的 PIT 指标法和 t-pooling 法,该方法避免了求解多输出的联合分布函数,使得该方法在计算的难度上大大降低;同时该方法考虑了多个确认点间的相关性并使用核主成分分析处理了这一问题,使得该方法在理论上也更加完善。另外,该方法还利用核主成分分析对多个输出问题进行了降维,对于具有强相关性的高维输出模型确认问题,可以在保证分析精度的情况下大大降低分析的复杂度。

5) 本文提出的指标也有一定的局限性,首先,核主成分分析只是一种数学上处理问题的方法,它分析出的每一个核主成分物理意义不够明确,在工程使用中比较难理解。其次,虽然方法避免了求解多输出的联合分布函数,但是在核主成分分析中核函数构成的矩阵和样本量是成正比的,所以当样本量过大时,该方法的计算量较大。

处理具有相关性多输出模型的确认方法还有很多,可以进一步探索,提出更简洁高效的指标来解决工程中的模型确认问题。

## 参考文献 (References)

- [1] OBERKANPF W L, ROY C J. Verification and validation in scientific computing[M]. New York: Cambridge University Press, 2010: 371-372.
- [2] 郭勤涛,张令弥,费庆国. 结构动力学有限元模型修正的发展——模型确认[J]. 力学进展, 2006, 36(1): 36-42.  
GUO Q T, ZHANG L M, FEI Q G. From FE model updating to model validation: Advances in modeling of dynamics structures [J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(1): 36-42 (in Chinese).
- [3] 刘翠翠. 建模与仿真的 VV&A 方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012: 1-2.

- LIU C C. Research on VV&A methods of the modeling and simulation [ D ]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012; 1-2 (in Chinese).
- [ 4 ] OBERKAMPF W L, SINDIR M N, CONLISK A T. Guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations [ M ]. Reston: AIAA, 1998: 88-89.
- [ 5 ] OBERKAMPF W L, TRUCANO T G, HIRSCH C. Verification, validation, and predictive capability in computational engineering and physics [ J ]. Applied Mechanics Reviews, 2004, 57 ( 1-6 ): 345-384.
- [ 6 ] SCHWER L E. An overview of the PTC 60/V&V 10: Guide for verification and validation in computational solid mechanics [ J ]. Engineering with Computers, 2007, 23 ( 4 ): 245-252.
- [ 7 ] SORNETTE D, DAVIS A, IDE K, et al. Algorithm for model validation: Theory and applications [ J ]. Proceedings of the National Academy of Sciences, 2007; 104 ( 16 ): 6562-6567.
- [ 8 ] LIU Y, CHEN W, ARENDT P, et al. Toward a better understanding of model validation metrics [ J ]. Journal of Heat Transfer-Transactions of the ASME, 2011, 133 ( 7 ): 071005.
- [ 9 ] BURANATHITI T, CAO J, CHEN W, et al. Approaches for model validation: Methodology and illustration on a sheet metal flanging process [ J ]. Journal of Manufacturing Science and Engineering-Transactions of the ASME, 2006, 128 ( 2 ): 588-597.
- [ 10 ] REBBA R, MAHADEVAN S. Validation of models with multivariate output [ J ]. Reliability Engineering and System Safety, 2006, 91 ( 8 ): 861-871.
- [ 11 ] 张保强, 陈国平, 郭勤涛. 模型确认热传导挑战问题求解的贝叶斯方法 [ J ]. 航空学报, 2011, 32 ( 7 ): 1202-1209.
- ZHANG B Q, CHEN G P, GUO Q T. Solution of model validation thermal challenge problem using a Bayesian method [ J ]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32 ( 7 ): 1202-1209 ( in Chinese ).
- [ 12 ] REBBA R, MAHADEVAN S. Model predictive capability assessment under uncertainty [ J ]. AIAA Journal, 2006, 44 ( 10 ): 2376-2384.
- [ 13 ] MAHADEVAN S, REBBA R. Validation of reliability computational models using Bayes networks [ J ]. Reliability Engineering & System Safety, 2005, 87 ( 1 ): 223-232.
- [ 14 ] OBERKAMPF W L, BARONE M F. Measures of agreement between computation and experiment: Validation metrics [ J ]. Journal of Computational Physics, 2006, 217 ( 1 ): 5-36.
- [ 15 ] OBERKAMPF W L, TRUCANO T G. Verification and validation in computational fluid dynamics [ J ]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38 ( 2 ): 209-272.
- [ 16 ] FERSON S, OBERKAMPF W, GINZBURG L. Model validation and predictive capability for the thermal challenge problem [ J ]. Computer Methods in Applied Mechanics & Engineering, 2008, 197 ( 29 ): 2408-2430.
- [ 17 ] LI W, CHEN W, JIANG Z, et al. New validation metrics for models with multiple correlated responses [ J ]. Reliability Engineering & Systems Safety, 2014, 127 ( 6 ): 1-11.
- [ 18 ] JOLLIFFE I T. Principal component analysis [ M ]. Berlin: Springer-Verlag, 2002; 20-24.
- [ 19 ] ANDERSON T W. An introduction to multivariate statistical analysis [ M ]. 3rd ed. New York: Wiley & Sons, 2003; 47-50.
- [ 20 ] BESSE P. PCA stability and choice of dimensionality [ J ]. Statistics & Probability Letters, 1992, 13 ( 5 ): 405-410.
- [ 21 ] SCHÖLKOPF B, SMOLA A, MÜLLER K R. Kernel principal component analysis [ J ]. Advances in Kernel Methods-Support Vector Learning, 2009, 27 ( 4 ): 555-559.
- [ 22 ] 韦振中. 基于核主成分分析的特征提取方法 [ J ]. 广西工学院学报, 2006, 17 ( 4 ): 27-31.
- WEI Z Z. Feature extraction based on kernel principal component analysis [ J ]. Journal of Guangxi University of Technology, 2006, 17 ( 4 ): 27-31 ( in Chinese ).
- [ 23 ] 杨胜凯. 基于核主成分分析的特征变换研究 [ D ]. 杭州: 浙江大学, 2014; 13-24.
- YANG S K. Research on feature transformation based on kernel principal component analysis [ D ]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014; 13-24 ( in Chinese ).
- [ 24 ] SCHÖLKOPF B, SMOLA A, MÜLLER K R. Nonlinear component analysis as a kernel eigenvalue problem [ J ]. Neural Computation, 1998, 10 ( 5 ): 1299-1319.

#### 作者简介:

胡嘉蕊 女, 硕士研究生。主要研究方向: 可靠性工程、模型确认。

吕震宙 女, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器设计及可靠性工程。

# Model validation method with multivariate output based on kernel principal component analysis

HU Jiarui, LYU Zhenzhou\*

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

**Abstract:** At present, for the multiple correlated complex computational models with uncertainty, the traditional validation methods still have some problems, such as difficult calculation and poor stability. Aimed at such complex computational models, a new multivariate model validation method is proposed based on kernel principal component analysis (KPCA). By combining the KPCA with the idea of area metric, the proposed method constructs a new model validation metric which is easy to be calculated and has high stability. In proposed method, the correlated multivariate output variables are transformed into uncorrelated kernel principal component by the KPCA, and then for each kernel principal component, the computational model is compared with the experiment. Thus this method avoids the difficulties of solving the joint cumulative distribution function of multivariate output in the traditional methods. Because the KPCA can effectively extract the nonlinear characteristic of the analyzed model, the multivariate output model validation method based on the KPCA is more robust than that based on the principal component analysis (PCA). Under the same experiment sample data, the method based on the KPCA has a lower error rate than that based on PCA. Furthermore, by extracting the kernel principal component, dimensionality reduction of the multivariate output can be implemented; thereby the complexity of the multivariate output validation can also be reduced. The proposed method can be applied not only to the general multivariate output model validation, but also to the model validation with multiple validation sites. Finally, the correctness and effectiveness of the proposed method are demonstrated by the numerical and engineering examples.

**Keywords:** model validation; multivariate output; correlation; kernel principal component analysis (KPCA); area metric

**Received:** 2016-06-15; **Accepted:** 2016-09-30; **Published online:** 2016-11-14 09:12

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0912.007.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0912.007.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (51475370); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3102015BJ (II) CG009)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0522



# 自适应引导长度的无人机航迹跟踪方法

李巍<sup>1,2</sup>, 陈清阳<sup>1,\*</sup>, 侯中喜<sup>1</sup>

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073; 2. 海军航空工程学院 飞行器工程系, 烟台 264001)

**摘 要:** 为保证无人机安全稳定的飞行, 实现高精度的航迹跟踪, 基于引导点的非线性制导算法, 提出了一种引导长度自适应的航迹跟踪方法。首先建立无人机运动学模型, 依此对非线性的制导算法进行理论分析与试验验证, 建立无人机飞行速度与引导长度之间的关系。之后引出引导长度自适应的航迹跟踪方法, 详细讨论方法的具体实现过程。最后通过各种情况下的仿真对比试验, 验证所提出方法的有效性。仿真结果表明, 所提出的方法能较精确地跟踪各种复杂航迹, 同时在较大的初始偏差和航路点临时切换的情况下能稳定、快速地收敛到期望航迹, 更好地满足各种实际飞行任务的需求。

**关键词:** 航迹跟踪; 无人机; 非线性制导方法; 引导长度自适应; 高精度

**中图分类号:** V249.122<sup>+</sup>.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1481-10

无人机具有重量轻、成本低和适应性强等特点, 已成为世界许多国家的研究热点<sup>[1]</sup>。在无人机的相关研究中, 航迹跟踪是无人机安全飞行、完成飞行任务的基础。在航迹跟踪的过程中, 必须综合考虑无人机的跟踪精度与自身稳定性, 以保证无人机的安全性和追踪的可靠性<sup>[2-3]</sup>。

无人机飞行控制系统作为无人机的“大脑”, 是机上设备进行操纵指令传递、舵面运动控制的所有装置和部件的总和<sup>[4]</sup>。目前对飞行器控制系统的研究, 主要有2种实现方式: 一类实现方式将飞行器控制系统进行分解, 分为外环制导与内环控制2个回路; 另一类实现方式将整个控制系统统一求解, 是一种综合式的方式。综合各种因素, 目前采用较多的仍然是第1类实现方式<sup>[5]</sup>。

在分层设计的飞行控制系统结构中, 针对外环的制导回路, 目前主要的几种航迹跟踪算法包括: 基于比例、微分、积分(PID)控制的跟踪算法、视场制导算法、纯视场跟踪(PLOS)算法、向量场

算法以及非线性制导方法等。其中, 文献[6]将PID控制器与微分几何制导算法相结合, 设计了一套完整的控制系统, 并通过仿真实验进行了验证; 文献[7]在经典PID控制器的基础上, 研究了融合反向传播(BP)神经网络PID控制算法, 提高了无人机的自适应能力; 文献[8]介绍的视场制导算法可以用于航迹跟踪, 却无法有效消除航迹侧偏距; 文献[9]讨论了PLOS算法的抗外界扰动能力(重点是抗风能力); 文献[10-11]介绍的向量场算法具有很高的跟踪精度, 但因涉及的参数较多, 调试较复杂, 实用性一般; 文献[12-13]中讨论的非线性制导方法是利用期望航迹上的虚拟目标点以及虚拟目标点与无人机实际位置之间的“虚拟距离”作引导的跟踪算法; 文献[14]对非线性制导方法可跟踪的航迹进行了分析, 证明了其通用性; 文献[15]在非线性的制导方法的基础上, 考虑制导回路计算所得的期望侧向加速度指令与无人机实际状态之间存在的偏差, 并为了补偿该

收稿日期: 2016-06-15; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-11-14 09:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0909.006.html

基金项目: 中国博士后科学基金(2014M562652)

\* 通讯作者: E-mail: chy1982\_008@nudt.edu.cn

**引用格式:** 李巍, 陈清阳, 侯中喜. 自适应引导长度的无人机航迹跟踪方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1481-1490.  
LI Y, CHEN Q Y, HOU Z X. Path following method with adaptive guidance length for unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1481-1490 (in Chinese).

偏差,在制导回路加入了反馈项,通过仿真证明了该算法能有效提高跟踪精度。

为了满足各种实时飞行任务的需求,本文以基于航迹引导点的非线性制导算法为基础,提出一种引导长度自适应的航迹跟踪方法。其思想是根据无人机的实际位置与航向,实时解算出利于飞机平稳飞行且能够高精度跟踪期望航迹的引导长度,从而提高非线性制导方法在航迹跟踪过程中的灵活性和实用性。

### 1 非线性制导方法

#### 1.1 无人机运动方程

无人机运动方程包括动力学方程和运动学方程,前者体现无人机系统的动力学特性,主要在内回路中考虑,后者体现无人机的运动学特性,主要在外回路中考虑。针对本文所研究的航迹跟踪问题,重点研究外回路产生控制指令的过程。

为描述无人机在空间里的飞行状态,在本文中采用三自由度点质量模型,在满足算法设计的要求下近似地表示无人机的运动特性<sup>[16]</sup>。

在本文中主要考虑平面内的航迹跟踪问题,假设无人机保持平飞的状态,以稳定的高度飞行, $v$ 表示无人机的实际飞行速度,并忽略转弯过程中侧滑角的影响,则运动方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \psi \\ \dot{y} = v \sin \psi \\ \dot{z} = 0 \\ \dot{\psi} = \omega \\ \omega = \frac{g}{v} \tan \phi \quad |\phi| \leq \phi_{\max} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x$ 、 $y$ 、 $z$ 表示无人机在地球轴线(等同于经度、纬度、海拔)中的重心坐标; $\psi$ 为航向角; $\omega$ 为航向角速度,它通过飞机的滚转角输入进行计算; $\phi$ 为滚转角; $\phi_{\max}$ 为飞机所能达到的最大滚转角; $g$ 为当地的重力加速度。

#### 1.2 基于航迹引导点的非线性制导方法

运用基于航迹引导点的非线性制导方法进行无人机航迹跟踪,其原理是通过期望航迹上的引导点以及无人机实时的位置信息,计算无人机的侧向加速度指令,再通过滚转角及副翼控制内回路,保证无人机对航迹的跟踪。

考虑如图1所示的无人机平飞过程中与期望航迹的二维关系图。

图1中, $R$ 为预测航迹半径。假设无人机在某时刻与期望航迹存在一定的侧偏距 $d_{cr}$ ,需要通过侧向指令使无人机趋近期望航迹。设航迹引导点与无人机之间的直线距离用 $d$ 表示,引导长度为 $L$ ,期望的侧向加速度 $a_s$ ,期望航迹(desired path)与无人机速度矢量的夹角为 $\alpha$ ,无人机与引导点连线方向与无人机速度矢量方向的夹角为 $\eta$ ,则 $p$ 点的选择必须满足以下几个约束:

$$\begin{cases} d \equiv L \\ p \in \{(x,y) | (x,y) \in \text{desired path}\} \\ \eta \leq \pi/2 \quad |\alpha| \leq \pi/2 \\ \eta > \pi/2 \quad |\alpha| > \pi/2 \end{cases} \quad (2)$$

在每个控制周期内,利用圆周运动近似无人机飞向引导点的预测轨迹,进而根据牛顿第二定律与图1所示的几何关系,求出期望的侧向加速度 $a_s$ :

$$a_s = \frac{2v^2 \sin \eta}{L} \quad (3)$$

根据飞行动力学原理,当飞行器以滚转角 $\phi$ 飞行时,其受力分析如图2所示。图中: $F_L$ 为升力; $m$ 为飞机质量。

$$mg \tan \phi = ma_s \quad (4)$$

联立式(3)和式(4),最终得到期望滚转角指令:

$$\phi = \arctan \frac{2v^2 \sin \eta}{gL} \quad (5)$$

解算出滚转角指令以后,将其传输给内回路,

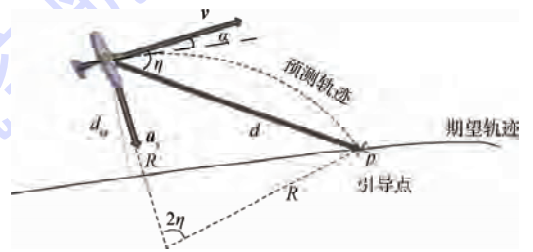


图1 非线性制导方法几何示意图

Fig.1 Geometric drawing of nonlinear guidance method

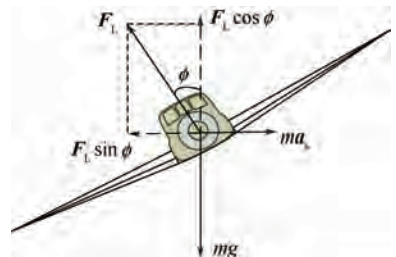


图2 无人机滚转时重力与升力的平衡关系

Fig.2 Equilibrium relationship between weight and lift on rolling of UAV

内回路运用经典 PID 控制理论可实现良好的控制效果,本文中不再详细展开。

通过式(5)可以看出,在飞行速度基本不变的情况下,滚转角主要受引导长度  $L$  和  $\eta$  这 2 个变量的影响,而后者的大小又直接由  $L$  值所决定。因此, $L$  的取值直接影响到滚转角指令的大小,并进而影响实际的跟踪效果。

### 1.3 引导长度对跟踪效果的影响

引导长度是无人机当前位置与当前引导点连线的距离,目前相关的文献没有对非线性制导方法中的引导长度设计进行讨论。

下面通过某次飞行试验的实际数据,分析引导长度对跟踪效果的影响。

试验飞机翼展 2.4 m,机身长度 1.6 m,起飞重量 6.4 kg,采用无刷电机驱动螺旋桨产生拉力。飞机采用后三点、上单翼常规式布局,翼型较厚,低速性能优异,起飞降落较为容易,对场地要求不高,飞行试验用无人机如图 3 所示。

飞行试验时,有大约 4 m/s 的偏南风,设定期望空速恒为 15 m/s,拟跟踪一个四边形航迹(4 个航路点在图 4 中用 \* 点表示)。初始状态将引导长度  $L$  设为 50 m,每飞行一圈增加 20 m,直到 150 m,飞行轨迹如图 4 所示。

从图 4 可以看出,当  $L$  较小(如  $L = 50$  m 和  $L = 70$  m)转弯时,由于受到滚转角幅值与变化速



图 3 飞行试验用无人机

Fig. 3 UAV for flight experiment

率的限制以及环境因素的影响,控制需要一个渐进收敛的过程。在收敛的过程中,飞行轨迹与期望航迹可能出现较大的偏差,特别是顺风的情况下,地速较大,超调现象会尤为明显(如由东南方的航路点飞向东北方的航路点过程)。

分析稳定跟踪直线段时的侧偏距,得到图 5 所示的结果。

计算上述算法在稳定段跟踪过程中侧偏距的均方根,结果如表 1 所示。

从表 1 中可以看出,在稳态跟踪直线的情况下, $L$  越小,跟踪精度越高,在  $L = 50$  m 的情况下,控制精度能收敛到 1 m 的范围内。

飞机滚转角的变化情况,能体现出飞机飞行的稳定性与安全性,在飞行试验时设定滚转角限幅为  $30^\circ$ ,截取一段从拐弯到稳定跟踪的过程,对滚转角进行分析,如图 6 所示。

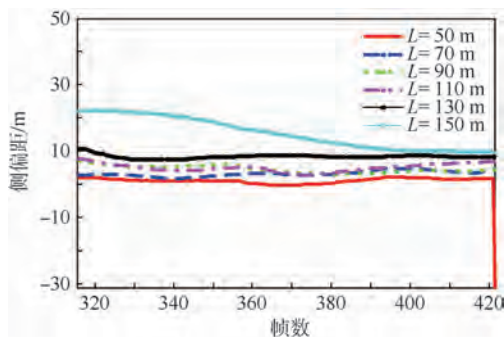


图 5 稳定跟踪过程的侧偏距

Fig. 5 Cross track error of stable tracking process

表 1 稳定跟踪过程精度

Table 1 Accuracy of stable tracking process

$L/m$	侧偏距的均方根/m
50	1.148 2
70	3.740 0
90	4.674 5
110	5.361 7
130	8.245 1
150	9.243 7

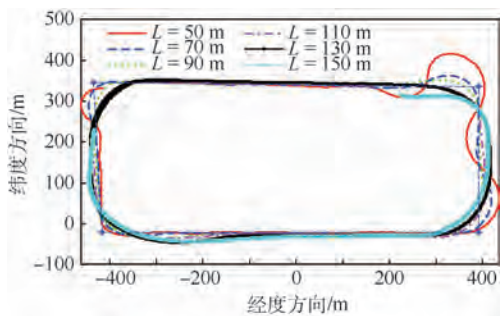


图 4 不同引导长度下的航迹

Fig. 4 Flight track with different guidance lengths

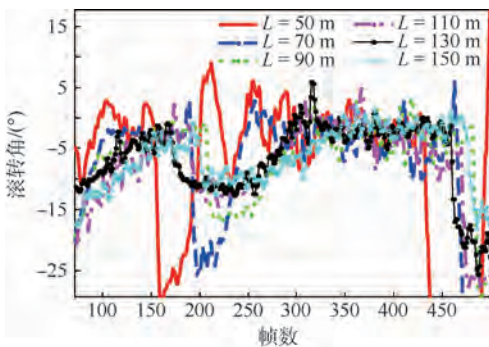


图 6 不同引导长度下的滚转角变化

Fig. 6 Variation of roll angle under different guidance lengths

从图6中可以看出: $L$ 越小,滚转角变化越剧烈。 $L=50\text{ m}$ 时,滚转角接近限幅,出现震荡现象。 $L$ 达到90 m以上时,滚转角曲线保持较平稳的状态。

通过飞行试验和相关的仿真结果,可以得到引导长度与跟踪性能之间的关系:

1) 在飞行速度范围内,相同的引导长度下,随着飞机地速的增加,紧密跟踪航迹的能力变差,直接体现在飞机稳定跟踪上期望轨迹的时间较长,同时拐弯段震荡超调明显。

2) 在曲率变化较小的稳定跟踪段,飞行速度恒定时,引导长度越短,跟踪精度越高。

3) 引导长度越短,滚转角变化越剧烈,由于无人机在实际飞行中存在滚转角幅值和速率限幅,引导长度过短很可能会导致飞机失稳。

综上,从飞行稳定性和安全性角度考虑,合理选取引导长度也有着很重要的意义,以防止出现振荡的现象。因此要实现更佳的航迹跟踪效果,有必要对每一时刻下的引导长度进行优化。

## 2 引导长度自适应的原理

### 2.1 引导长度范围的确定

假设无人机的飞行速度范围为 $(v_{\min}, v_{\max})$ ,由于受到各种外界扰动的影响,无人机的实际飞行速度(即地速)为 $v(v \in (v_{\min}, v_{\max}))$ 。

文献[17]推导了利用非线性制导方法跟踪航迹的近似线性模型,并得到了非线性制导律的带宽 $\omega_{\text{guidance}}$ ,其值由无人机的速度 $v$ 的大小与引导长度 $L$ 的比来确定,即

$$\omega_{\text{guidance}} = \frac{\sqrt{2}|v|}{L} \quad (6)$$

从制导律的动态特性与无人机飞行控制系统的动态特性约束角度考虑,根据香农采样定理,应保证制导律带宽小于无人机飞行控制系统的带宽 $\omega_{\text{UAV}}$ 的一半,即

$$\omega_{\text{guidance}} < \frac{1}{2}\omega_{\text{UAV}} \quad (7)$$

联立式(6)和式(7),得到 $L$ 的下限为

$$L_{\min} > \frac{2\sqrt{2}|v|}{\omega_{\text{UAV}}} \quad (8)$$

由式(8)可以看出,速度 $v$ 下的引导长度变化范围,由无人机飞行控制系统的带宽 $\omega_{\text{UAV}}$ 所决定。根据非线性制导方法及后续的滚转角控制回路, $\omega_{\text{UAV}}$ 可近似用无人机横向滚转通道的闭环控制带宽 $\omega_{\text{H}}$ 表示。

求解 $\omega_{\text{UAV}}$ 的问题进而转换成求解滚转通道的传递函数 $H(s)$ 的问题。首先要求出以副翼偏转增量 $\Delta\delta_a$ 为控制输入,滚转角增量 $\Delta\phi$ 为输出的传递函数 $G(s)$ (主要考虑副翼控制实现无人机滚转)。

建立无人机的横侧向线性小扰动运动方程,状态向量包括侧滑角增量 $\Delta\beta$ 、滚转角速度变化量 $\Delta p$ 、偏航角速度变化量 $\Delta r$ 和滚转角增量 $\Delta\phi$ ,控制输入向量包括副翼偏转增量 $\Delta\delta_a$ 以及方向舵变化量 $\Delta\delta_r$ ,写成矩阵的形式如下<sup>[18]</sup>:

$$\dot{X} = AX + BU \quad X = [\Delta\beta, \Delta p, \Delta r, \Delta\phi]^T \quad U = [\Delta\delta_a, \Delta\delta_r]^T$$

$\dot{X} = AX + BU$ 为横侧向线性状态方程的标准式,其中矩阵 $A$ 、 $B$ 由量纲导数及其一阶导数组成,具体如式(9)~式(11)。

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V} & \frac{Y_p}{V} & \frac{Y_r - V}{V} & \frac{g \cos \mu_e}{V} \\ L_\beta^* & L_p^* & L_r^* & 0 \\ N_\beta^* & N_p^* & N_r^* & 0 \\ 0 & \frac{\cos \mu_e}{\cos \theta_e} & \frac{\sin \mu_e}{\cos \theta_e} & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{V} & \frac{Y_{\delta_r}}{V} \\ L_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中:

$$\begin{cases} L_\beta^* = \varepsilon \overline{L_\beta} + \eta N_\beta \\ L_p^* = \varepsilon \overline{L_p} + \eta N_p \\ L_r^* = \varepsilon \overline{L_r} + \eta N_r \\ N_\beta^* = \varepsilon \overline{N_\beta} + \eta L_\beta \\ N_p^* = \varepsilon \overline{N_p} + \eta L_p \\ N_r^* = \varepsilon \overline{N_r} + \eta L_r \\ L_{\delta_a}^* = \varepsilon \overline{L_{\delta_a}} + \eta N_{\delta_a} \\ L_{\delta_r}^* = \varepsilon \overline{L_{\delta_r}} + \eta N_{\delta_r} \\ N_{\delta_a}^* = \varepsilon \overline{N_{\delta_a}} + \eta L_{\delta_a} \\ N_{\delta_r}^* = \varepsilon \overline{N_{\delta_r}} + \eta L_{\delta_r} \end{cases} \quad (11)$$

其中:横侧向的量纲导数及其相对应的量纲一阶导数详见文献[18]。由此列出特征行列式 $|sI - A|$ 。

根据克莱姆法则,利用特征行列式和控制矩阵 $B$ ,可求出所需要的传递函数。

本文选取水平飞行状态作为基准运动,此时航迹倾角 $\mu_e = 0$ ,便于对其进行理论分析。另外再考虑到由于副翼偏转所产生的侧力和偏航力矩

的效应相对较小,即  $Y_{\delta_a}/V$  和  $N_{\delta_a}^*$  可以忽略,又有  $Y_r \ll V$ , 从而可以得到以副翼偏转增量  $\Delta\delta_a$  为控制输入、滚转角增量  $\Delta\phi$  为输出的传递函数<sup>[18]</sup>:

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = -\frac{L_{\delta_a}^*}{\cos\theta_c} \left[ s^2 - \left( N_r^* + \frac{Y_\beta}{V} \right) s + \left( N_\beta^* + \frac{Y_\beta N_r^*}{V} \right) \right] / \left[ s^4 - \left( L_p^* + N_r^* + \frac{Y_\beta}{V} \right) s^3 + \left( L_p^* N_r^* + \frac{Y_\beta L_p^* + Y_\beta N_r^* - Y_\beta L_\beta^*}{V} \right) s^2 + \frac{N_r^* (Y_p L_\beta^* - Y_\beta L_p^*)}{V} s + \frac{g L_r^* N_\beta^*}{V} \right] \quad (12)$$

通过 AVL(Athena Vortex Lattice) 估算出所研究飞机的各部分气动导数,文献[19]具体阐述了试验所用无人机的气动导数求解过程,并进而得到横侧向的量纲导数<sup>[18]</sup>。经过系统辨识的反复校正,得到副翼-滚转角通道的低阶近似传递函数:

$$G(s) = \frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{-44.03s + 0.333}{s + 0.0009165} \quad (13)$$

辨识传递函数的仿真结果与原辨识数据进行对比,如图7所示。

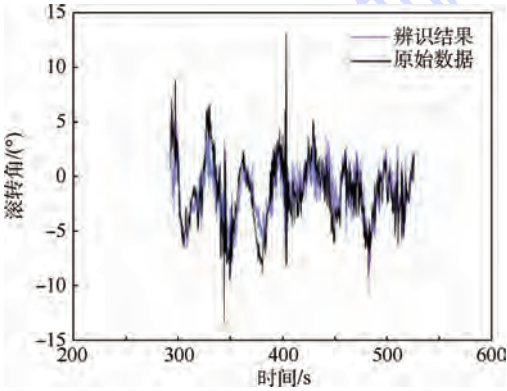


图7 辨识结果与原始数据对比

Fig. 7 Comparison between identification results and initial data

从图7可以看出,辨识出的传递函数能较好地还原原始数据。在求得  $G(s)$  的基础上,设飞行系统的滚转角输入指令为  $\phi_c$ , 输出量为  $\phi_a$ , 两者偏差  $e$  为

$$e = \phi_c - \phi_a \quad (14)$$

采用测速反馈控制进行滚转角回路的控制<sup>[20]</sup>,可以解算出副翼偏转增量  $\Delta\delta_a$ , 并进而利用  $G(s)$  可得到滚转角通道的闭环控制传递函数  $H(s)$ , 系统结构如图8所示。

具体计算如下:

$$\begin{aligned} [(\phi_c - \phi_a)k_p + k_d s \phi_a] G(s) &= s \phi_a \Rightarrow \\ H(s) = \frac{\phi_a}{\phi_c} &= \frac{G(s)k_p}{s(1 - k_d G(s)) + k_p G(s)} \end{aligned} \quad (15)$$

代入相关参数,得

$$H(s) = \frac{\phi_a(s)}{\phi_c(s)} = \frac{0.8806s - 0.00666}{s^2 + 0.8815s - 0.00666} \quad (16)$$

$H(s)$  的伯德图如图9所示。从图9得出控制带宽  $\omega_{UAV}$  大约是0.9, 从而根据式(8)可以求出速度  $v$  下的引导长度下限。

为保证航迹跟踪的实时性,设无人机每个控制周期允许的引导长度计算时间为  $t_a$ , 以上述计算得到的引导长度下限为初始值,不断增加引导长度进行优化,直至计算时间大于  $t_a$  时停止。根据仿真结果,对于试验所用的低速飞机(15~30 m/s),  $L$  的范围上限一般在下限以上的80 m左右范围内,因此在确定引导长度的范围时可以综合考虑计算时间和经验值。

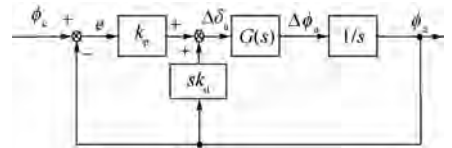


图8 滚转通道闭环传递函数的框图

Fig. 8 Block diagram of roll channel closed-loop transfer function

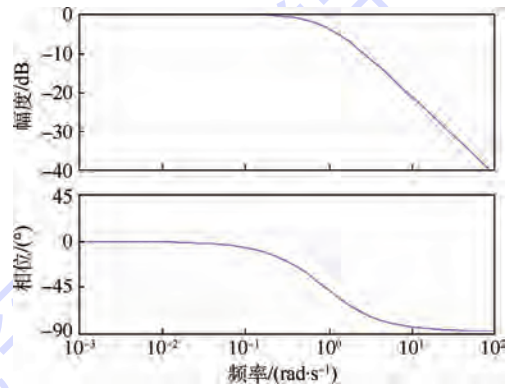


图9 滚转通道闭环传递函数的伯德图

Fig. 9 Bode diagram of roll channel closed-loop transfer function

## 2.2 引导长度的评价准则

设飞机当前位置坐标为  $f(x_e, y_e)$ , 引导长度  $L$  下的引导点坐标为  $(x_{ref}, y_{ref})$ , 由飞机当前位置到引导点之间的预测航迹用圆弧近似表示, 预测航迹的圆心坐标为  $(x_0, y_0)$ , 自适应引导长度的航迹跟踪方法原理图如图10所示。

为了对引导长度进行优化,在这里主要采用预测航迹与期望航迹之间的偏差评价引导长度的合理性。借鉴 PLOS<sup>[5]</sup> 的航迹跟踪方法,在这里采用预测航迹与期望航迹之间的最大的距离偏差  $d_{max}$  及引导点处的航向偏差  $\Delta\theta$  作为评价准则, 评价函数  $P$  可以表示为

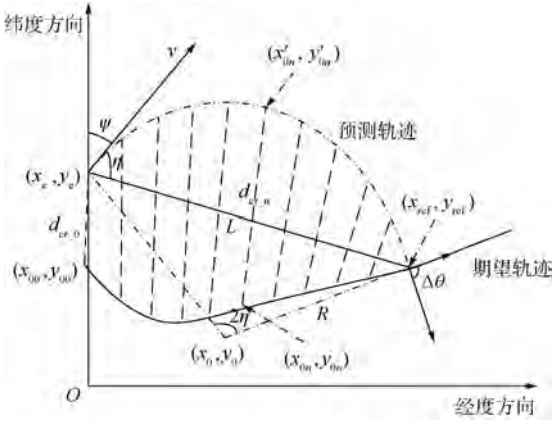


图10 自适应引导长度的航迹跟踪方法原理图

Fig. 10 Illustrative diagram of path following method with adaptive guidance length

$$P = w_1 d_{\max} + w_2 \Delta\theta \quad (17)$$

式中:  $w_1$  和  $w_2$  分别为距离偏差和航向偏差的权重, 且  $w_1 = 1 - w_2$ 。

$w_1$  的值随着侧偏距的变化而变化, 可通过式(18)进行计算:

$$\omega_1 = \begin{cases} 0 & d_{cr} \geq L_{\min} \\ 1 - \frac{d_{cr} - L_{\min}/n_0}{L_{\min} - L_{\min}/n_0} & L_{\min} > d_{cr} \geq L_{\min}/n_0 \\ 1 & d_{cr} < L_{\min}/n_0 \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $L_{\min}$ 、 $n_0$  分别为飞行试验和理论仿真得到的经验值, 通常  $n_0$  取 10 ~ 15。

根据上述评价准则, 设计如下的引导长度自适应计算方法:

1) 当引导长度为  $L$  时, 对预测航迹和期望航迹分别进行等间距离散采样, 得到  $L$  个采样点。分别为  $(x_{01}, y_{01}), (x_{02}, y_{02}), \dots, (x_{0n}, y_{0n})$  和  $(x'_{01}, y'_{01}), (x'_{02}, y'_{02}), \dots, (x'_{0n}, y'_{0n})$ , 其中  $1 \leq n \leq L$ 。

2) 分别计算期望航迹与预测航迹上采样点的坐标: 对于期望航迹上的采样点坐标计算, 首先计算出飞机当前位置在期望轨迹上的投影点  $(x_{00}, y_{00})$ 。计算过程如式(19):

$$\begin{cases} \mathcal{F}_i \in \{(x_i, y_i) | (x_i, y_i) \in \text{desired path}, \\ i = 1, 2, \dots, N\} \\ d_{cr,i} = \sqrt{(x_e - x_i)^2 + (y_e - y_i)^2} \\ (x_{00}, y_{00}) = \{(x_k, y_k) | d_{cr,k} = \min(d_{cr,i}), i = 1, 2, \dots, N\} \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $d_{cr,i}$  为飞机当前点到期望轨迹上某点  $p_i$  的距离;  $N$  为离散采样点个数。

根据  $(x_{00}, y_{00})$  与引导点的坐标, 易得期望轨迹上的采样点的坐标。对于预测航迹上的采样点

坐标计算, 首先应求解出预测轨迹的圆心  $(x_0, y_0)$  的坐标值。利用图 10 所示的几何关系, 可得

$$\begin{cases} x_0 = x_e + \frac{L}{2\sin\eta} \sin\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right) \\ y_0 = y_e - \frac{L}{2\sin\eta} \cos\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right) \end{cases} \quad (20)$$

在此基础上, 类似于式(21)的逆过程, 可得到预测轨迹上相对应的采样点坐标, 如下:

$$\begin{cases} x'_{0i} = x_0 + \frac{L}{2\sin\eta} \sin\left(-\frac{\pi}{2} + \psi + \frac{2\eta n}{L}\right) \\ y'_{0i} = y_0 - \frac{L}{2\sin\eta} \cos\left(-\frac{\pi}{2} + \psi + \frac{2\eta n}{L}\right) \end{cases} \quad (21)$$

3) 计算期望航迹与预测航迹的距离偏差。根据对应采样点的坐标, 通过迭代搜索, 计算出预测航迹与期望航迹的最大距离偏差  $d_{\max}$ , 过程如下:

$$\begin{cases} d_n = \sqrt{(x'_{0n} - x_{0n})^2 + (y'_{0n} - y_{0n})^2} \\ d_{\max} = \max(d_n) \end{cases} \quad n = 1, 2, \dots, L \quad (22)$$

式中:  $d_n$  为预测航迹与期望航迹对应采样点之间的距离。

4) 计算期望航迹与预测航迹在引导点处的角度偏差: 其中期望航迹的航向  $\theta_1$  可通过式(23)求得

$$\begin{cases} k_r = \frac{\Delta y}{\Delta x} \\ \theta_1 = \arctan k_r \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  分别为期望轨迹在引导点附近沿  $x$  轴、 $y$  轴的微小变化量;  $k_r$  为期望航迹在引导点处的切线斜率。

预测航迹在引导点处与  $x$  轴正方向的夹角  $\theta_2$  可以通过  $\eta$  和  $\psi$  求得

$$\theta_2 = \frac{\pi}{2} - \psi - 2\eta \quad (24)$$

从而得出角度偏差  $\Delta\theta$ :

$$\Delta\theta = |\theta_1 - \theta_2| \quad (25)$$

5) 通过对不同的引导长度进行评价得到最优的引导长度  $L_{\text{best}}$ , 过程如下:

$$\begin{cases} P_{\text{best}} = \min(P_j) \quad j = 1, 2, \dots \\ J = \{j | \min(P_j)\} \\ L_{\text{best}} = L_{\min} + J \cdot \text{step} \end{cases} \quad (26)$$

式中:  $j$  为当前控制周期对引导长度的离散采样数;  $P_j$  为不同引导长度下的评价函数值;  $P_{\text{best}}$  为最优评价函数值;  $J$  为对应最优评价函数值的采样周期数;  $\text{step}$  为引导长度的采样步长。

### 3 仿真验证

#### 3.1 复杂航迹跟踪效果验证

设无人机当前位置为  $(0, 0)$ , 初始航向角  $30^\circ$ , 飞行速度  $v = 20 \text{ m/s}$ . 现要分别跟踪  $y_1$ 、 $y_2$  2 条曲线航迹, 其表达式如下:

$$\begin{cases} y_1 = 200 \sin(0.01x) \\ y_2 = 200 \sin(0.005x) \end{cases} \quad (27)$$

根据已知条件, 首先确定引导长度的范围. 将已知条件代入式(8), 可得引导长度下限  $L_{\min} = 60 \text{ m}$ . 内回路的控制频率为  $50 \text{ Hz}$ , 即  $t_a = 0.01 \text{ s}$ , 以较好地保证控制的实时性. 设引导长度的采样步长  $\text{step} = 5$ ,  $n_0 = 5$ , 引导长度的上限和权重值由算法的实时性自动确定. 利用自适应引导长度的方法进行航迹跟踪, 得到如图 11 ~ 图 16 所示结果.

由图 11、图 14 的航迹图可以看出, 自适应引导长度方法对正弦轨迹有较好的跟踪效果, 结合侧偏距变化图可以看出, 只有在跟踪曲线  $y_1$  的峰值处会有较大误差, 其余精度达到  $2 \text{ m}$  以内.

对拐弯处出现较大侧偏距的原因进行分析, 从图 12 的  $35 \sim 45 \text{ s}$  可以看出, 无人机的滚转角在追踪  $y_1$  峰值时接近最大限幅  $0.6 \text{ rad}$ , 而当周

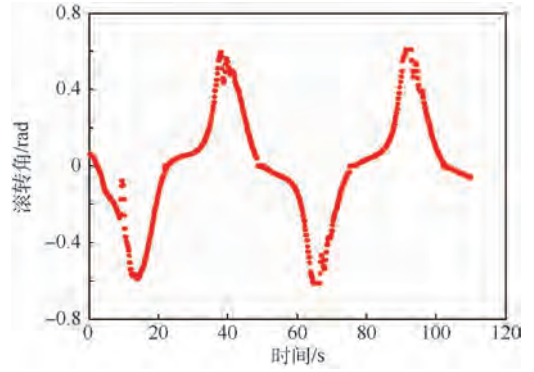


图 12 跟踪曲线  $y_1$  时滚转角示意图

Fig. 12 Schematic of roll angle when tracking curve  $y_1$

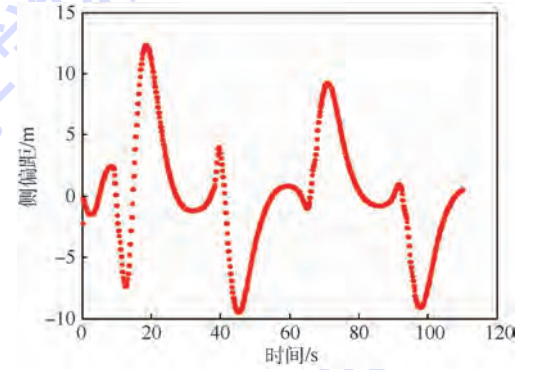
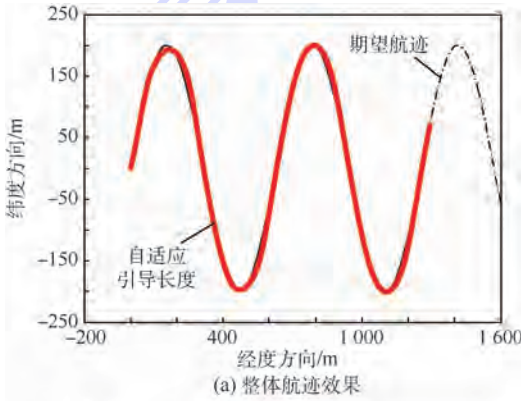
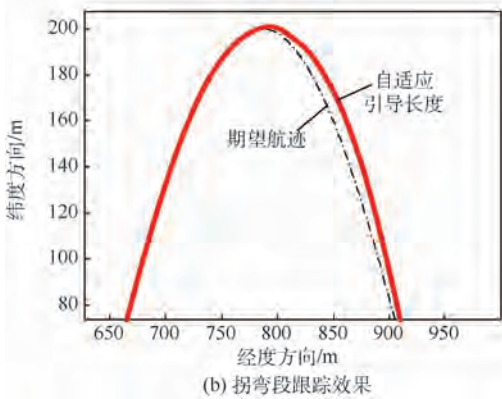


图 13 跟踪曲线  $y_1$  时侧偏距示意图

Fig. 13 Schematic of cross track error when tracking curve  $y_1$



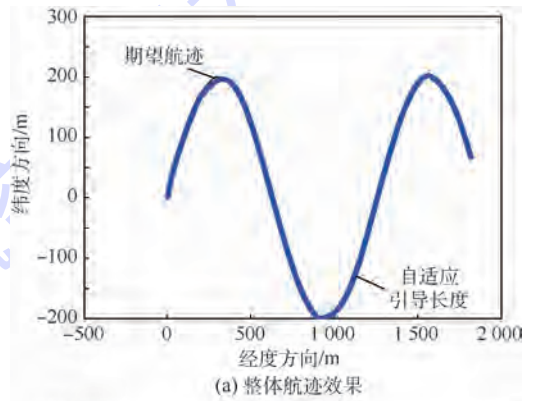
(a) 整体航迹效果



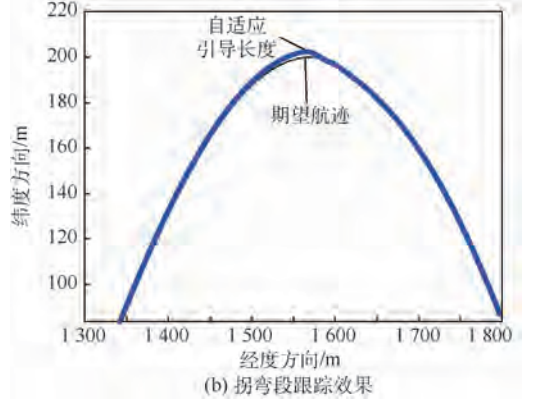
(b) 拐弯段跟踪效果

图 11 跟踪曲线  $y_1$  时航迹示意图

Fig. 11 Schematic of flight track when tracking curve  $y_1$



(a) 整体航迹效果



(b) 拐弯段跟踪效果

图 14 跟踪曲线  $y_2$  时航迹示意图

Fig. 14 Schematic of flight track when tracking curve  $y_2$

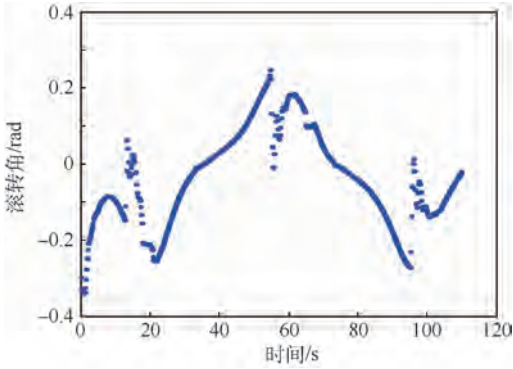


图 15 跟踪曲线  $y_2$  时滚转角示意图

Fig. 15 Schematic of roll angle when tracking curve  $y_2$

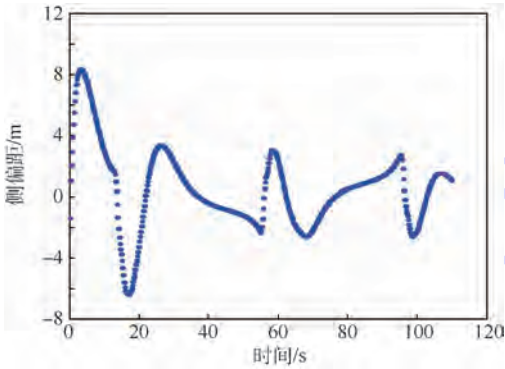


图 16 跟踪曲线  $y_2$  时侧偏距示意图

Fig. 16 Schematic of cross track error when tracking curve  $y_2$

期增大 1 倍、峰值处曲率变化较平缓时 (如图 14 曲线  $y_2$ ), 如图 15 的 50 ~ 70 s 所示, 在满足无人机的静态约束要求的情况下 (滚转角约 0.2 rad), 拐弯段可以达到较高的追踪精度 (2 m 以内)。因此图 13 所示的峰值处误差是无人机自身转弯半径的限制所致。

### 3.2 方法改进前后对比

设无人机当前位置为  $(-100, 100)$  m, 航向角  $45^\circ$ , 期望无人机沿着  $y_3 = x$  的直线飞往位于  $(600, 600)$  m 的大本营, 飞行速度大小  $v = 25$  m/s。在飞向大本营的过程中, 突然发现目标点处有敌情, 要求无人机迅速改到以大本营为圆心, 200 m 为半径的圆形航线上对敌情进行监视。

针对该实际问题, 与 3.1 节类似, 先确定引导长度下限, 由式 (8) 求出  $L_{\min} = 80$  m, 其他参数与 3.1 节保持不变, 将基于定引导长度 (下限) 飞行的效果与改进后方法进行对比, 得到如图 17 ~ 图 20 所示结果。

通过图 17 和图 18 可以看出, 自适应引导长度的航迹跟踪方法与定引导长度的算法相比, 在跟踪精度及飞行的稳定性上有一定的优势, 特别是在消除较大的初始偏差和航路点切换方面。

在较大初始偏差的情况下, 基于自适应引导

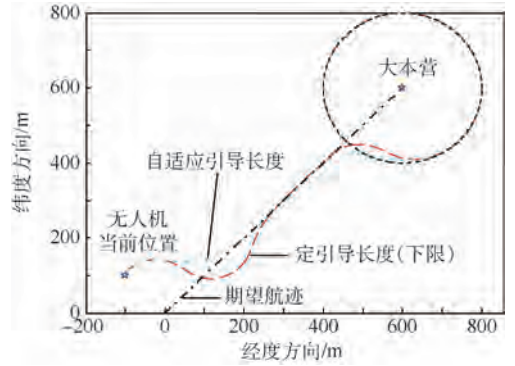


图 17 定引导长度与自适应引导长度航迹对比

Fig. 17 Comparison of flight track between fixed guidance length and adaptive guidance length

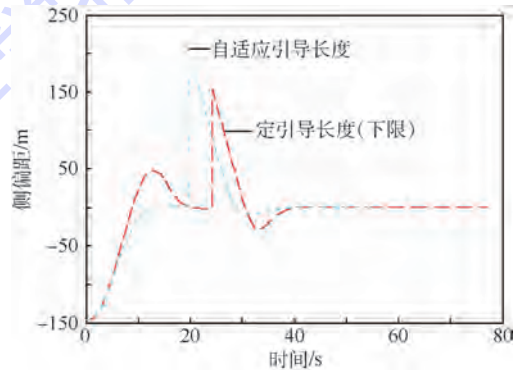


图 18 侧偏距对比

Fig. 18 Comparison of cross track error

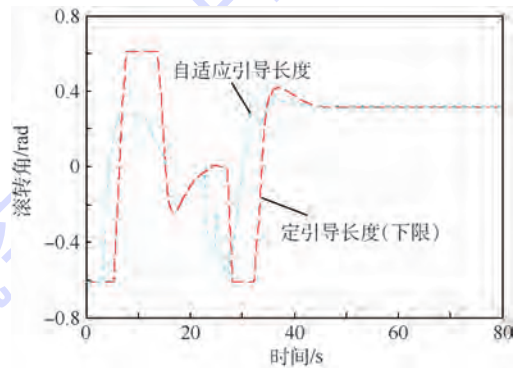


图 19 滚转角对比

Fig. 19 Comparison of roll angle

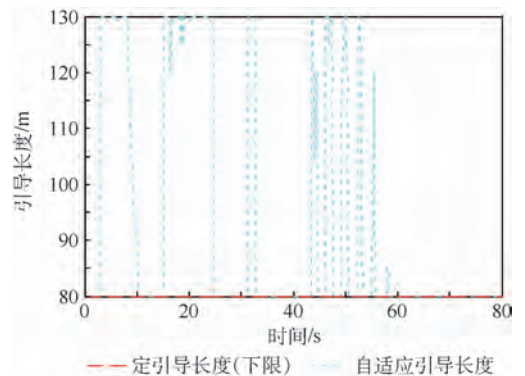


图 20 引导长度变化对比

Fig. 20 Comparison of guidance length variation

长度的航迹跟踪方法,仅利用 12 s 的时间就收敛到期望航迹,实现了对直线段的高精度(侧偏距 5 m 以内)稳定跟踪,而基于定引导长度(引导长度下限)的航迹跟踪方法,则需要 20 s 的时间,在切换到圆形航线的过程中也存在着类似的规律。结合图 19、图 20 进行分析,当无人机当前位置与期望航迹有较大偏差时,无人机以合适的引导长度进行飞行,既保证滚转角较小,飞机平稳飞行,又能快速收敛到期望航迹。当侧偏距减小到一定范围时,自动地选择较短的引导长度飞行,可迅速减小跟踪误差并避免振荡现象。在无人机稳定跟踪阶段,2 种方法的跟踪精度都较高,且均能保持平稳的飞行。

综上,与定引导长度的航迹跟踪方法相比,自适应引导长度的航迹跟踪方法能根据实时状态,自动选择合适的引导长度,既保证飞机安全平稳地飞行,又能保证高精度的航迹跟踪,较好地实现了稳定性与航迹跟踪精度地统一。

## 4 结 论

本文基于航迹引导点的非线性制导方法,对无人机的航迹跟踪问题进行了研究。分析和仿真的结果表明:

1) 在大的尺度下,飞行速度越高,引导长度越长,两者之间必须保证满足飞行器的动态特性;在小的尺度下,引导长度影响航迹跟踪的精度与飞机的稳定性。

2) 引导长度的搜索范围受无人机飞行控制系统带宽的影响,后者可近似用无人机横向滚转通道的闭环控制带宽计算。

3) 引导长度自适应的航迹跟踪方法能较好地跟踪各种复杂航迹,除受无人机自身转弯半径限制的飞行段以外,跟踪精度能达到 2 m 以内。

4) 引导长度自适应的航迹跟踪方法可以较好地解决较大的初始偏差情况下及航路点切换过程中易出现的超调严重、滚转角过大、无人机飞行不稳定等问题。

将提出的方法扩展到三维空间、考虑风场的影响是下一步值得研究的内容。

## 参考文献 (References)

- [1] TAKESHI Y, KEISUKE E, HIROYUKI T. Advanced pure pursuit guidance via sliding mode approach for chase UAV[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009: 6298-6304.
- [2] SUJIT P B, SRIKANTH S, JOAO B S. An evaluation of UAV path following algorithms[C]// European Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 3332-3337.
- [3] HECHT C. Homing guidance using angular acceleration of the line of sight[R]. Reston: AIAA, 1976: 2701-2706.
- [4] SUN M, ZHU R, YANG X. UAV path generation path following and gimbal control[C]// IEEE International Conference of Networking, Sensing and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 870-873.
- [5] RHEE I, PARK S, RYOON C K. A tight path following algorithm of an UAS based on PID control[C]// SICE Annual Conference, IEEE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1270-1273.
- [6] LI C Y, JING W X. Application of PID controller to 2d differential geometric guidance problem[J]. Journal of Control Theory and Applications, 2007, 5(3): 285-290.
- [7] 吴国强. 无人机航迹跟踪控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010: 24-48.
- [8] WU G Q. The study of UAV flight path tracking control method[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010: 24-48 (in Chinese).
- [9] RYSDYK R. UAV path following for constant line-of-sight[C]// AIAA "Unmanned Unlimited" Systems Technologies & Operations Aerospace Land & Sea Conference. Reston: AIAA, 2003: 6626-6636.
- [10] OTHARI M, POSTLETHWAITE L, GU D W. UAV path following in windy urban environments[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2014 74(3-4): 1013-1028.
- [11] DALE A L, ERIC W F, WILLIAM J P. Lyapunov vector fields for autonomous UAV flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1220-1229.
- [12] NELSON D R, BARBER D B, MCLAIN T W, et al. Vector field path following for miniature air vehicles[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2007, 23(3): 519-529.
- [13] SANGHYUK P, JOHN D, JONATHAN P H. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 1-16.
- [14] SANGHYUK P, JOHN D, JONATHAN P H. Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path-following guidance method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(6): 1718-1728.
- [15] OSBOME J, RYSDYK R. Waypoint guidance for small UAVs in wind[C]// AIAA Infotech, Aerospace Conference, Arlington. Reston: AIAA, 2005: 459-470.
- [16] MAO Y H, CHEN Q Y, HOU Z X, et al. An improved nonlinear guidance law for unmanned aerial vehicles path following[C]// Proceedings of the 34th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 5271-5276.
- [17] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 20-32.
- [18] FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Flight dynamics for aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 20-32 (in Chinese).
- [19] 董芳. 无人机航迹跟踪技术的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 37-42.
- [20] DONG F. Research on path tracking technology of UAV[D].

- Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010; 37-42 (in Chinese).
- [18] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006; 75-77, 94-100.
- WU S T, FEI Y H. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006; 75-77, 94-100 (in Chinese).
- [19] 关键. 低速无人机动态气动特性数值模拟及布局研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013; 40-62.
- GUAN J. The numerical research on transient aerodynamic performances and configurations of low speed UAVs[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013; 40-62 (in Chinese).
- [20] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 科学出版社, 2013; 56-70.
- HU S S. Automatic control principle[M]. Beijing: Science Press, 2013; 56-70 (in Chinese).
- 作者简介:**  
李隹 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器动力学与控制。  
陈清阳 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞行器动力学与控制。  
侯中喜 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 临近空间飞行器与技术。

## Path following method with adaptive guidance length for unmanned aerial vehicles

LI Yue<sup>1,2</sup>, CHEN Qingyang<sup>1,\*</sup>, HOU Zhongxi<sup>1</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;  
2. Department of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** To guarantee the flight stability and high accuracy of path following for unmanned aerial vehicles (UAVs), a nonlinear path following method with adaptive guidance length is proposed. First, the kinematic model of UAVs was built. Second, the relation between guidance length and velocity of UAVs was found according to the theoretical analysis and flight experiments of nonlinear guidance law. Then the theory and detailed realization process of the adaptive guidance length method was discussed. Finally, simulation in various situations was carried out to verify the effectiveness of the proposed method. The simulation results show that the proposed method is able to track complex trajectory accurately, even with large initial cross track error or during waypoint switching process. It can satisfy the requirement of actual flight missions.

**Keywords:** path following; UAV; nonlinear guidance method; adaptive guidance length; high accuracy

**Received:** 2016-06-15; **Accepted:** 2016-09-21; **Published online:** 2016-11-14 09:09

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161114.0909.006.html

**Foundation item:** China Postdoctoral Science Foundation (2014M562652)

\* **Corresponding author.** E-mail: chy1982\_008@nudt.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0515

# 微射流作用下的超声速流场控制机理研究

刘平超, 刘艳明\*, 陈思成, 秦洋

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)



**摘 要:** 以  $24^\circ$  压缩拐角为流场模型, 针对不同注入总压微射流作用下来流马赫数为 2.9 的超声速压缩拐角流场进行了数值研究, 喷射方向与来流垂直。研究表明, 微射流阻挡作用下, 其下游速度被减小, 而减弱了分离激波强度。此外, 微射流与来流耦合会产生正反向旋转流向涡对, 在其下洗作用下, 高能量流体被带入到边界层底部近壁面处, 使此处低能流体被激活, 进而增强了边界层的抗逆压能力不易发生分离, 且这种激活能力会随注入总压的增加而增强。权衡控制效果和注入能量认为, 注入压比 (注入总压/来流总压) 为 0.60 的微射流为最优方案, 在其作用下, 拐角区分离面积被减小了近 70%、激波交汇点与壁面的距离被降低了近 37%、分离激波强度被削弱近 12%。

**关键词:** 微射流; 边界层; 注入总压; 涡对; 分离

**中图分类号:** V221.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2017)07-1491-10

压缩拐角是研究超声速流场结构的典型流动模型, 包含边界层发展、分离、激波/边界层干扰 (Shock Wave Boundary Layer Interaction, SWBLI) 等复杂流动现象。其中 SWBLI 普遍存在于跨声速、超声速和高超声速飞行器内部和外部流动中, 不但会增加飞行阻力, 还会诱发边界层分离和流动不稳定性, 严重影响飞行器性能, 因此, 寻求有效的 SWBLI 控制一直是国内外学者的研究热点。近年来, 主动流动控制技术, 例如微射流等形式因其良好的变工况性能而在流动控制领域展现出了独特的优越性及广阔的应用前景。

作为主动流动控制技术的一种, 微射流 (MJ) 主要是流体通过微型喷口喷出并与来流耦合而实现流动控制的一种方法, 由于喷口直径较小, 通常不大于 1 mm, 因此被称为微射流。Ryszard 等最早提出了利用定常 MJ 与超声速来流作用产生的流向涡实现对 SWBLI 的控制, 结果表明采用 MJ

控制减小了分离区尺寸, 削弱了激波振荡幅度<sup>[1-3]</sup>。Ali 等利用粒子成像测速 (PIV) 和背景导向纹影技术就不同注入压比 (MJ 注入总压/来流总压) 下直径为 0.4 mm 的 MJ 与超声速来流作用特性进行了研究, 他们认为 MJ 与来流作用产生的斜激波倾角与注入压比呈线性关系, 且间距较小的 MJ 分布会削弱所产生的流向涡强度<sup>[4-7]</sup>。在此基础上, 他们又对 MJ 作用下马赫数为 2 的来流在  $24^\circ$  压缩拐角引发的 SWBLI 进行了实验研究, 当注入压比增加至 3 时可以将其在分离区造成的壁面压强波动最大削减约 50%<sup>[8-9]</sup>。Verma 等则进一步研究了  $90^\circ$  垂直注入 MJ 与  $45^\circ$  倾斜注入 MJ 分别对 SWBLI 的影响情况, 认为对壁面压强波动起到相同的抑制效果时, 垂直注入 MJ 需要的注入总压更小, 更具优势<sup>[10-11]</sup>。另外, Souverein 和 Debiève 通过实验说明了展向倾斜  $45^\circ$ 、直径为 0.8 mm 的 MJ 对 SWBLI 引发的分离有抑制作

收稿日期: 2016-06-14; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-09-01 16:17

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160901.1617.003.html

基金项目: 清华大学汽车安全与节能国家重点实验室开放基金 (KF14011)

\* 通讯作者: E-mail: liuym@bit.edu.cn

**引用格式:** 刘平超, 刘艳明, 陈思成, 等. 微射流作用下的超声速流场控制机理研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (7): 1491-1500. LIU P C, LIU Y M, CHEN S C, et al. Study of supersonic flow field control mechanism with micro jet [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (7): 1491-1500 (in Chinese).

用,并给出了 MJ 作用下分离区示意图<sup>[12-13]</sup>。除以上基础研究以外,Young 等则把 MJ 运用到了超声速进气道的流动控制中,认为在将流量为进气道流量 1.5% 的射流布置在正激波分叉区内后总压恢复提升了 3.5%,畸变指数下降了 35%<sup>[14]</sup>。这些研究都在一定程度上验证了 MJ 的流动控制潜力,但是其控制机理尚不明确。比如,现有研究表明,超临界 MJ 会对超声速来流形成阻挡作用并与之耦合产生流向涡对,而改变注入压比又会影响 MJ 与来流的相互作用程度,最终造成控制效果各有不同。但不同注入压比 MJ 对主流如何起到的控制作用,下游流场又是如何变化? 这些问题在已有的研究中很难找到。

鉴于 MJ 在流动控制领域的广阔应用前景及其控制机理尚不明确的研究现状,本文以压缩拐角作为流场模型,对不同注入压比 MJ 作用下的超声速流场进行了数值模拟,研究 MJ 在不同

注入压比下对边界层的控制作用以及对拐角附近激波的控制作用,并在控制机理上进行了探索性研究。

## 1 计算模型、数值方法及算例验证

### 1.1 计算模型和数值方法

计算模型为常规压缩拐角模型,如图 1(a)所示,其中 X 方向为流向,Z 方向为展向,各尺寸已在图中标出。如图 1(b)所示,MJ 轴线位于 (-50,0,-5) mm 处,喷嘴出口与壁面齐平,喷射方向垂直于来流。MJ 为收缩型喷管,形状尺寸如图 1(c)所示,喷嘴出口直径 D 为 1 mm。边界条件如图 1(a)、图 1(b)所示。来流参数及边界层厚度见表 1,各方案 MJ 入口参数及出口平均马赫数见表 2,其中各方案中 MJ 均为欠膨胀状态。利用注入压力与来流总压的比值将注入压力进行无量纲化,即得到注入压比。

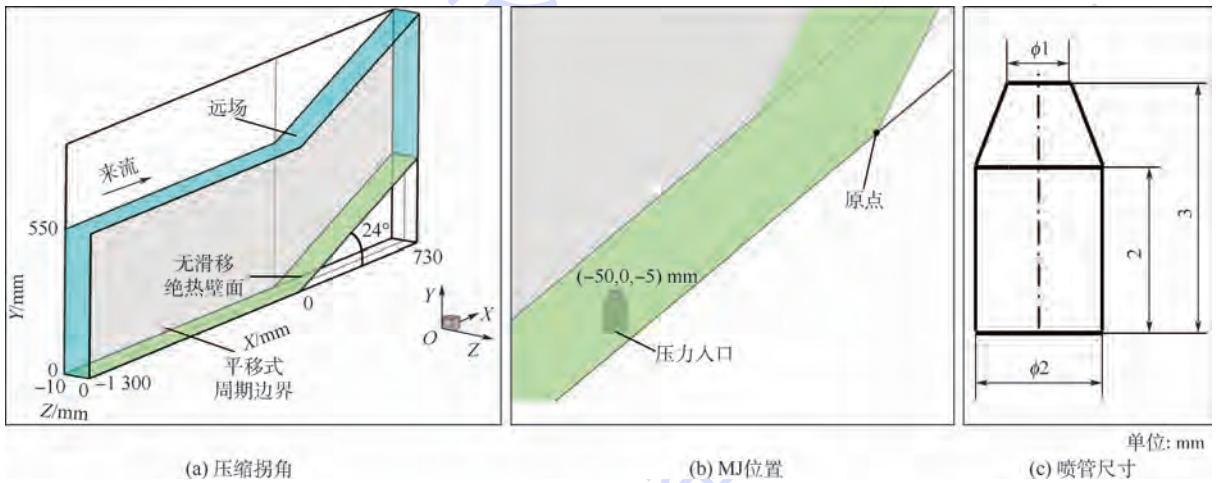


图 1 计算模型

Fig. 1 Calculation model

表 1 来流参数及边界层厚度

Table 1 Incoming flow parameters and boundary layer thickness

参数	来流总压/kPa	来流总温/K	来流马赫数	单位雷诺数/( $10^7 \text{ m}^{-1}$ )	边界层厚度/mm
数值	680	265	2.9	6.5	15.4

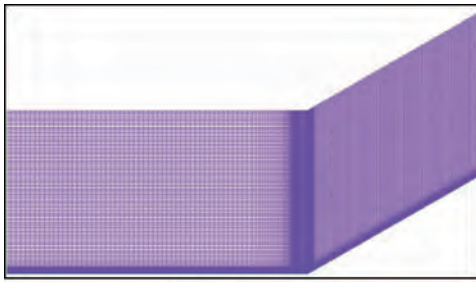
表 2 各方案 MJ 入口参数及出口平均马赫数

Table 2 Inlet parameters and average outlet Mach number of MJ in different schemes

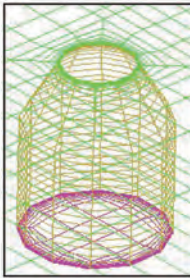
方案	入口总压/kPa	注入压比	入口总温/K	出口平均马赫数
No control			265	
Case 1	78	0.11	265	0.84
Case 2	108	0.16	265	0.86
Case 3	308	0.45	265	0.86
Case 4	408	0.60	265	0.86
Case 5	680	1	265	0.86

注: No control 为未加 MJ 方案。

所有计算方案均采用布局形式一致的结构网格,如图 2 所示。MJ 采用 O-Block 划分方式。为了获得 MJ 周围和拐角区域的流动细节,近壁面、MJ 附近、拐角处采用网格加密。本文通过 Fluent 软件对雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行数值模拟,湍流模型为 Realizable  $k-\varepsilon$ ,此外,黏性底层的求解对 SWBLI 流场结构模拟至关重要,为提高其准确性,这里采用 Enhanced Wall Treatment 壁面函数。此壁面函数要求  $y^+ \approx 1$  才可确保对黏性底层进行求解,为保证此值,将第 1 层节点布置在距离壁面 0.001 mm 处。 $y^+ \approx 1$  会在近壁面引入大长宽比网格而不利于计算收敛,所以在求解过程中采用 CAFSM (Convergence Acceleration For Stretches Meshes) 方法改善这种状况并加速收敛速度。鉴于此方法对初场要求较高,因此计算前利用多重网格初始化(FMG)技术以满足其要求。



(a) 整体网格布局



(b) MJ 处网格布局

图 2 网格布局

Fig. 2 Grid layout

### 1.2 算例验证

文献[15]对压缩拐角流场进行了详细的实验研究,实验模型如图 3 所示,此模型与本文计算模型相近,并且其实验数据具有一定代表性,所以选取此实验进行算例验证。为排除网格数量的影响,验证时分别对数量约为  $0.6 \times 10^6$ 、 $1.0 \times 10^6$ 、 $1.6 \times 10^6$  的网格进行了计算,计算方法以及网格布置方式均与本文相同。得到的壁面压强分布以及未受扰动位置处边界层流向速度分布与文献[15]提供的实验数据的对比情况如图 4 所示(图中  $\delta$ 、 $P_w$ 、 $U_w$  分别为实验中边界层厚度、来流静压及来流速度),图示表明网格数为  $1.0 \times 10^6$ 、

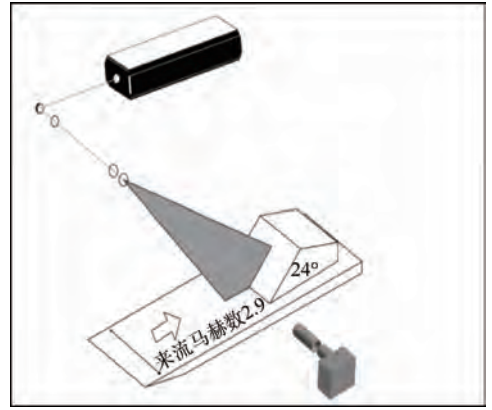
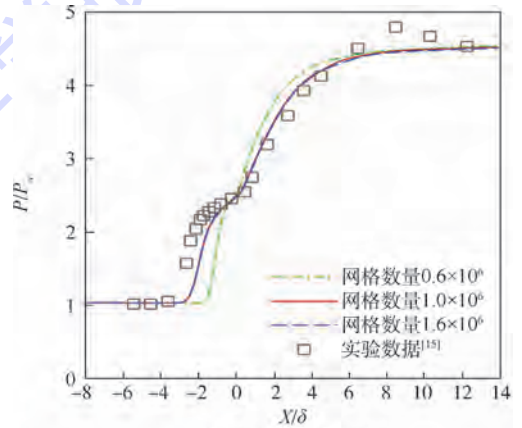
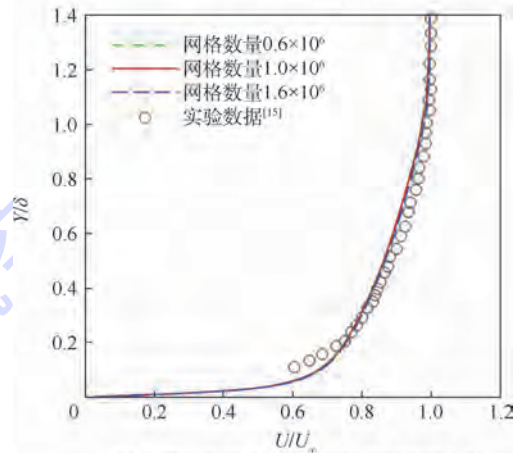


图 3 实验模型<sup>[15]</sup>

Fig. 3 Experimental model<sup>[15]</sup>



(a) 壁面压强分布对比



(b) 上游未受扰动位置边界层流向速度分布

图 4 模拟结果与实验数据<sup>[15]</sup>对比

Fig. 4 Comparison between simulation results and experimental data<sup>[15]</sup>

$1.6 \times 10^6$  的计算结果基本相近且与实验数据吻合较好。通过对比证明了本文计算方法及网格布置方式的可靠性,为节省计算资源,网格总数设置约为  $1.0 \times 10^6$ 。

## 2 计算结果及其分析

### 2.1 不同方案 MJ 周围流场分析

图 5 为不同方案 MJ 展向中心平面马赫数云

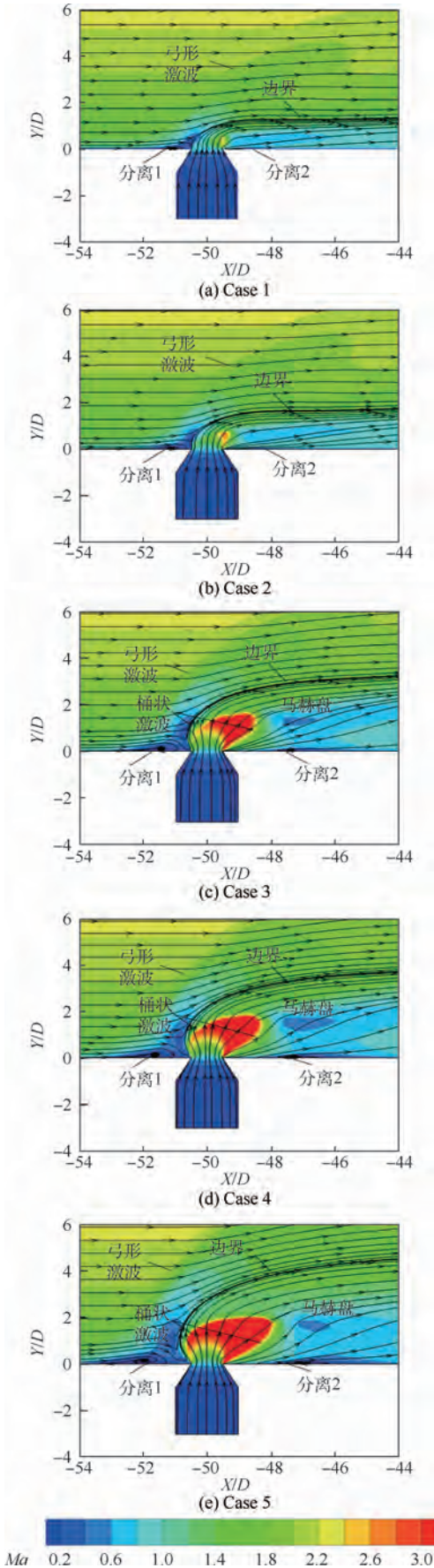


图5 不同方案MJ展向中心平面马赫数云图  
Fig. 5 Mach number contours of different schemes at spanwise center surface near MJ

图。坐标均用喷嘴出口直径  $D$  进行无量纲化。如图所示, MJ 对横向来流产生阻挡形成一道弓形激波, 弓形激波作用下使迎风区近壁面发生流动分离 1。随着注入压比的增加, 弓形激波强度、分离程度均有所增强, 如图 5(a) ~ 图 5(e) 中流线变化所示。射流流出喷口发生膨胀, 并终止于桶状激波及马赫盘, 膨胀随注入压比的增加而更加强烈, 如图 5(a) ~ 图 5(e) 马赫数云图所示。此外, 射流与来流之间形成了明显的边界, 由于注入压比最大, 出口膨胀程度最剧烈, 所以图 5(e) 中 Case 5 相对其他方案造成的边界与壁面的距离都要大。MJ 下游背风区的低压特性会造成此处近壁面产生流动分离 2, 如图 5(a) ~ 图 5(e) 流线所示, 注入压比的增加会使此分离加剧。

上述分析可知: 高压注入 MJ 会造成更强的阻挡特性、更加剧烈的射流膨胀及更大程度的流动分离 (如图 5(e) 中分离 1、分离 2)。

此外, MJ 与来流耦合作用还会产生复杂的三维涡结构, 图 6 给出了 MJ 与横向来流作用产生的三维涡结构 (各方案均会产生同样涡结构, 这里以 Case 4 计算结果为代表), 其中  $X = -40D$  平面的涡量标度  $\Omega' = \Omega/1000$ ,  $\Omega$  为实际涡量值。涡结构由以下 3 对涡组成: 近壁面流动遇射流阻挡形成的马蹄涡对; 射流与来流剪切掺混形成的正反向旋转流向涡对 (Counter Rotating Vortex Pair, CVP); 在 CVP 由于其涡强度、作用范围相对其他涡对较大, 所以是对来流造成影响的主要作用者。沿图 6 中  $X$  轴正方向观察, 正涡量涡为顺时针旋转, 负涡量涡为逆时针旋转。

以上给出了 MJ 与来流作用产生的三维涡结

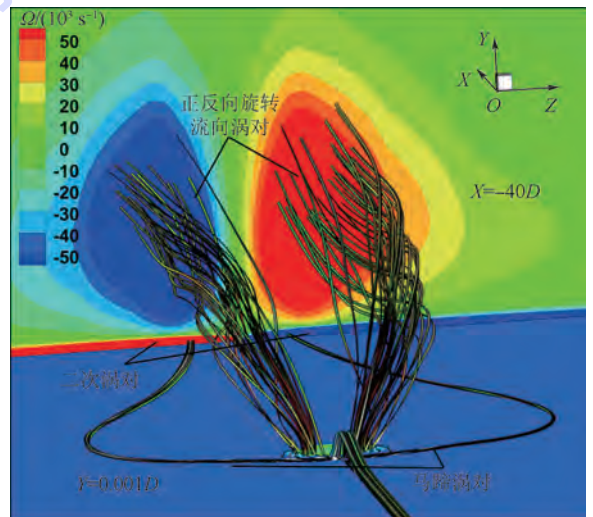


图6 三维涡结构示意图  
Fig. 6 Sketch map of three-dimensional vortex structure

构示意图并分析得到 CVP 是影响主流流动的主要作用者,虽然各方案 MJ 与来流作用均会产生 CVP,但其强度、作用范围会因注入压比的不同而发生明显变化。图 7 为 MJ 下游  $X = -40D$  处各方案涡量云图,由图 7(a) ~ 图 7(e) 所示,流动关于展向中部呈现了高度的对称特性。CVP 涡核之间是上洗区域,涡核两侧为下洗区域。除这些共性外,注入压比的增加会增大 CVP 的搅动范围,产生此变化的原因在于 CVP 的产生主要依靠 MJ 与来流在边界处(即图 5 中的边界)的剪切掺混作用,而注入压比的增加扩大了边界范围,这就导致涡的搅动范围增加。为辨识各方案产生的 CVP 强度,取图 7(a) ~ 图 7(e) 中最大涡量  $\Omega_{\max}$ ,并将其列入表 3 中(由于对称性,表中仅列出正涡量)。由表中数据可知,CVP 强度未随着注入压比的增加而增强,Case 4 中强度最大。但 Case 5 中由于 MJ 造成的强弓形激波导致来流速度损失过大无法与其形成强耦合作用而减弱了 CVP 强度。

通过给出 MJ 与来流作用产生的三维涡结构示意图以及对不同方案产生的 CVP 特性分析可知:CVP 是影响主流流动的主要作用者,且随注入压比的增加其搅动范围会增大,Case 4 中产生的 CVP 强度最大。

## 2.2 各方案 MJ 下游流场特性变化及 MJ 控制机理

CVP 沿流向运动过程中,其特性会发生改变。此变化在各方案中均会呈现,这里以 Case 4 为代表对其进行定性描述。CVP 特性沿流向变化如图 8 所示,图中给出了  $X = -40D, -35D, -30D, -25D$  处截面涡量云图。由图中涡量及流线所示:随流向位置远离 MJ,涡强度衰减、涡核与壁面的距离增加、涡核间距增加。

上述特性势必会因为注入能量的不同而在量值上产生差异。图 9 就从涡强度、涡与壁面距离、涡核间距 3 个角度出发定量地给出了不同方案中 CVP 沿流向发展变化的程度。由图 9(a) 所示,各方案产生的 CVP 沿流向运动时,都会产生涡量耗散,相对  $X = -40D$  处,在  $X = -25D$  位置 Case 1 ~ 5 的耗散程度依次为:82%、78%、75%、73%、72%。以上数据说明,高注入压比 MJ 产生的 CVP 沿流向衰减程度要弱。虽然 Case 5 衰减程度最小,但由于起初产生的 CVP 强度并非最大,所以衰减后最大涡量依旧稍低于 Case 3 及 Case 4。此外,图 9(b)、图 9(c) 给出了 CVP 涡核位置(用  $Y, Z$  方向速度为 0 位置代表)在  $Y$  方

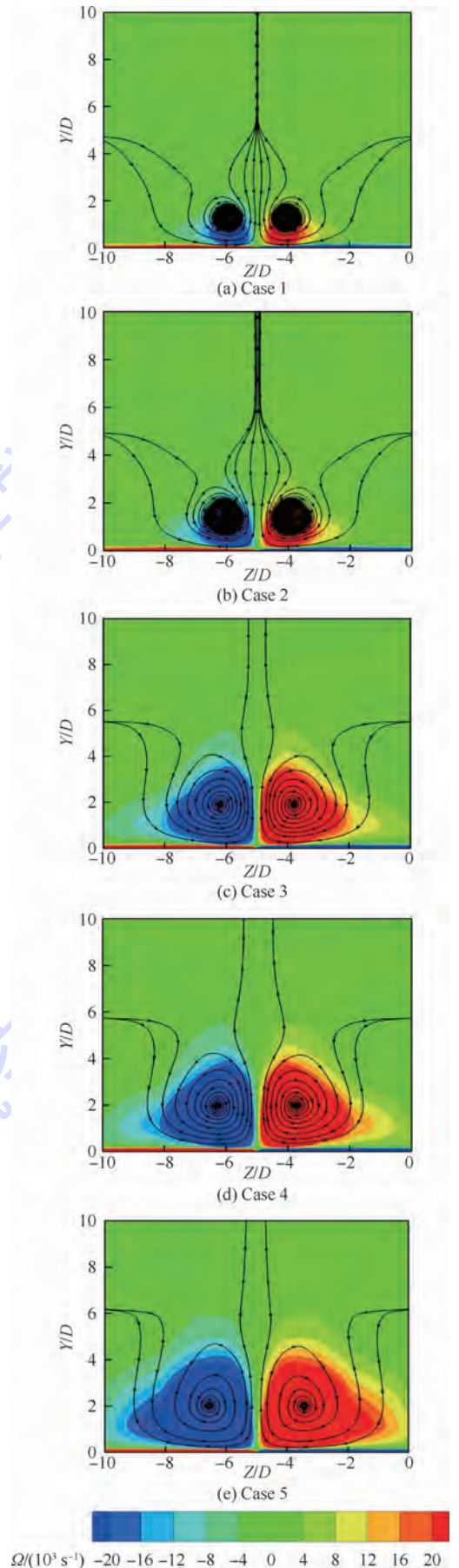


图 7  $X = -40D$  处不同方案涡量云图

Fig. 7 Vorticity contours of different schemes at  $X = -40D$

表3 不同方案 X = -40D 处最大涡量

Table 3 Maximum vorticity of different schemes at X = -40D

方案	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
$\Omega_{max}/(10^4 s^{-1})$	3.89	5.56	11.97	12.31	9.90

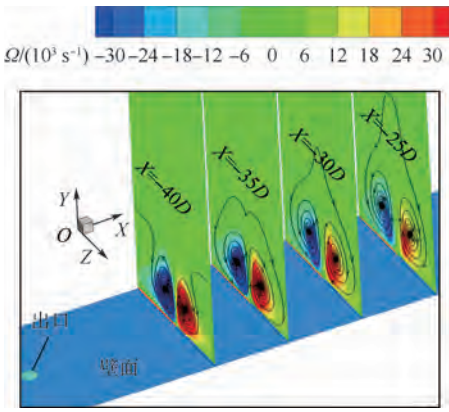


图8 Case 4 中 CVP 流向变化特性

Fig. 8 Streamwise variation feature of CVP in Case 4

向的变化及 Z 方向的间距变化。由图中数据, Case 1 ~ 5 中涡核与壁面的距离依次增加了 62%、33%、17%、17%、32%, 涡核间距依次增加了 45%、51%、49%、44%、36%, 并未呈现规律性变化, 但高注入压比方案产生的 CVP 相对低注入压比方案产生的 CVP, 其涡核与壁面的距离以及涡核间距 S 在下游各流向位置均较大, 从而可以卷入更高能量的流体到边界层底部, 并扩大 CVP 在展向的作用范围。

MJ 作用下, 壁面剪切力沿流向又是如何变化, 如图 10 所示。图 10(a)、图 10(b) 和图 10(c) 分别给出了不同方案在 X = -35D、X = -30D、X = -25D 处的展向壁面剪切系数  $C_f$  分布, 其中纵坐标  $C'_f = C_f \times 10^3$ ,  $C_f$  为实际值。由图 10 所示, 壁面剪切系数关于展向中部对称, 同 CVP 的分布一致。此外, 在图 10(a)、图 10(b)、图 10(c) 中均可以发现随注入压比的增加, 展向两侧附近的壁面剪切系数也随之增大, 而且随流向位置靠近下游拐角处, 展向两边缘处的壁面剪切系数相对 No control 方案增量越大。前述已知 Case 5 产生的 CVP 并非最强, 但其搅动范围最大, 而且沿流向运动会逐渐远离壁面向展向两侧移动, 所以在 CVP 下洗作用下会带入远离壁面处的更高能量流体到边界层底部近壁面和展向边缘, 以至于其激活能力相对较好。虽然 MJ 对靠近展向两侧的流动有不同程度的激活能力, 但由于靠近展向中部 MJ 阻挡作用较强, 所以在靠近展向中部 (如图 10(a)、图 10(b) 中位于 -5.5D ~ -4.5D 处) 造成了负面影响。随流向位置逐渐靠近拐角, MJ 阻挡作用变弱, 负面影响呈弱化趋势。

以上分析已知在 CVP 下洗作用下, 靠近展

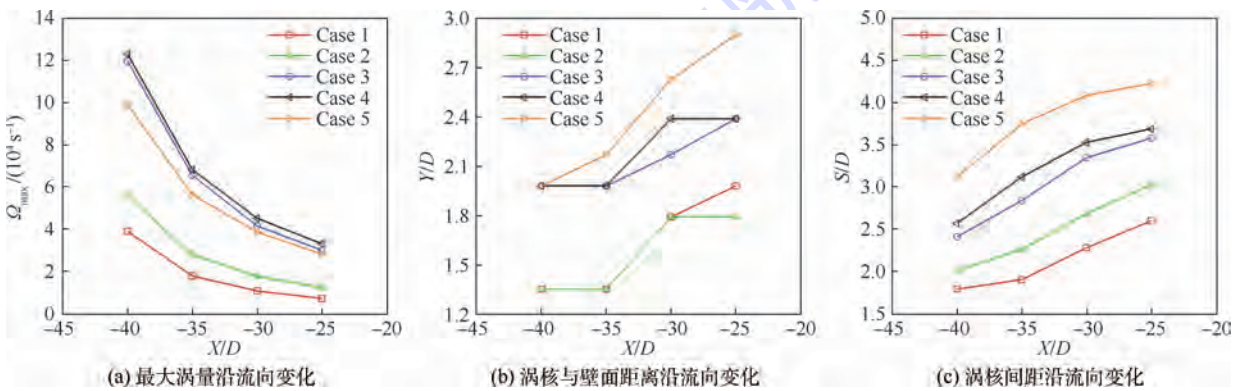


图9 不同方案 CVP 流向变化特性

Fig. 9 CVP variation feature of different schemes in streamwise direction

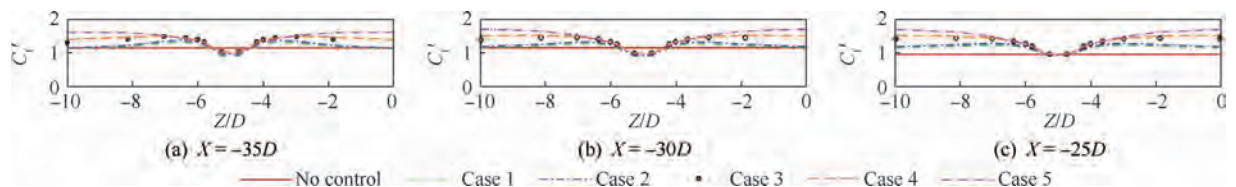


图10 展向壁面剪切系数分布

Fig. 10 Shear coefficient distribution at spanwise wall surface

向两侧处的壁面剪切系数值均有增加,但边界层的变化如何,如图 11 所示。图 11 给出了  $Z = -1D$  处在  $X = -35D$ 、 $X = -30D$ 、 $X = -25D$  3 个流向位置的流向速度分布(如图 11(a)~图 11(c)所示)以及对应的近壁面框中放大图(如图 11(d)~图 11(f)所示)。由图 11(a)~图 11(c)所示,由于 MJ 对来流的阻挡作用,边界层在  $Y = 1D$  以上位置不再饱满,在边界层底部近壁面( $Y = 1D$  以下位置)却出现了相反的趋势:流向速度分布变得更加饱满且随注入压比的增加其程度增强,如图 11(d)~图 11(f)所示,另外,随流向位置靠近拐角分离区, MJ 作用下的边界层底部近壁面处的速度分布相对 No control 方案的饱满程度

会随之变大,这一点与展向壁面剪切系数值沿流向的变化趋势一致。边界层底部的变化主要与 MJ 产生的 CVP 的强度、搅动范围、衰减程度等几大因素有关,高压注入方案(如 Case 4、Case 5)在以上因素中均占据了优势,所以对近壁面流动的激活效果较好。Case 4 产生的 CVP 虽最强,但搅动范围相对 Case 5 较小,所以激活能力稍弱于 Case 5。

综合以上对流场沿流向变化的分析:Case 5 产生的 CVP 对靠近展向两侧的边界层近壁面流动有相对较强的激活作用;Case 4 产生的 CVP 在到达拐角分离区之前,其强度相对其他方案一直最大。

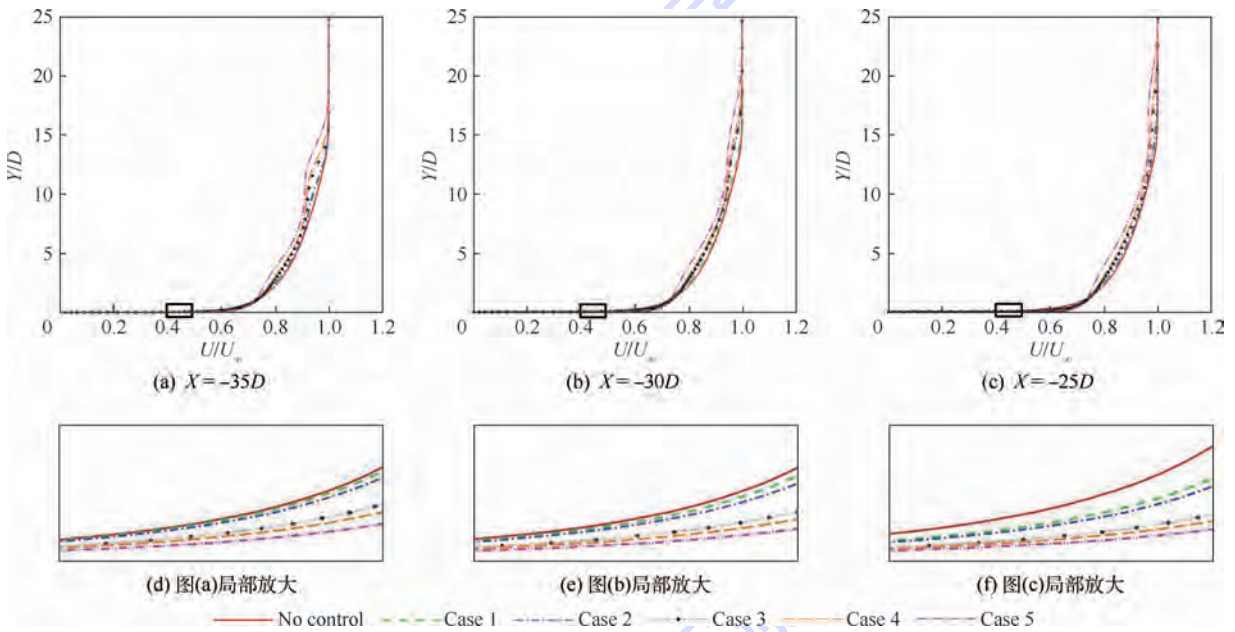


图 11  $Z = -1D$  处流向速度分布

Fig. 11 Streamwise velocity distribution at  $Z = -1D$

### 2.3 各方案 MJ 作用下压缩拐角附近流场特性变化及 MJ 控制机理

上述分析已知不同方案 MJ 与来流作用下会使其下游边界层发生变化,这种变化势必会对拐角附近流动产生影响。图 12 为沿  $Y$  轴负方向俯视的壁面剪切系数云图。云图中忽略了大于 0 的部分以便对分离区进行辨识。图 12(a)中给出了未加控制时的分离位置及再附位置。MJ 作用下,分离区被有效抑制,特别是在图 12(e)中 Case 4 中 MJ 对分离区面积削弱程度最大,在其作用下分离位置最靠近下游,削弱幅度近 70%。前文分析已知随注入压比的增加, MJ 对靠近展向两侧的边界层底部低能流体有更好的激活作用,这可以提高边界层抵抗逆压梯度的能力而不易分离,所以控制效果集中体现在展向两侧,且在高压方案

中表现明显,如图 12(d)~图 12(f)所示。但 Case 5 中 MJ 造成边界层在  $Y = 1D$  以上位置不饱满程度相对较大且在其下游背风区造成的分离 2 (如图 5(e))也最大,这会使分离 2 与拐角分离区更加靠近,从而导致两处分离有相连趋势,所以在 Case 5 控制下分离位置要稍靠前(如图 12(e)、图 12(f)对比所示)。

图 13 给出了展向中部面压力系数云图,其中压力系数  $C_p = (P_s - P_\infty)/(0.5\rho U_\infty^2)$ ,其中: $P_s$  为静压; $\rho$  为空气密度。由图 13(a)所示,拐角处形成的  $\lambda$  形激波由分离激波和一系列压缩波构成的再附激波组成,二者相交处为激波交汇点。除拐角处激波外, MJ 与来流作用还会产生弓形激波和膨胀波,如图 13(b)所示。加入控制后图中  $\lambda$  形激波有明显变化:分离区减小导致分离激波

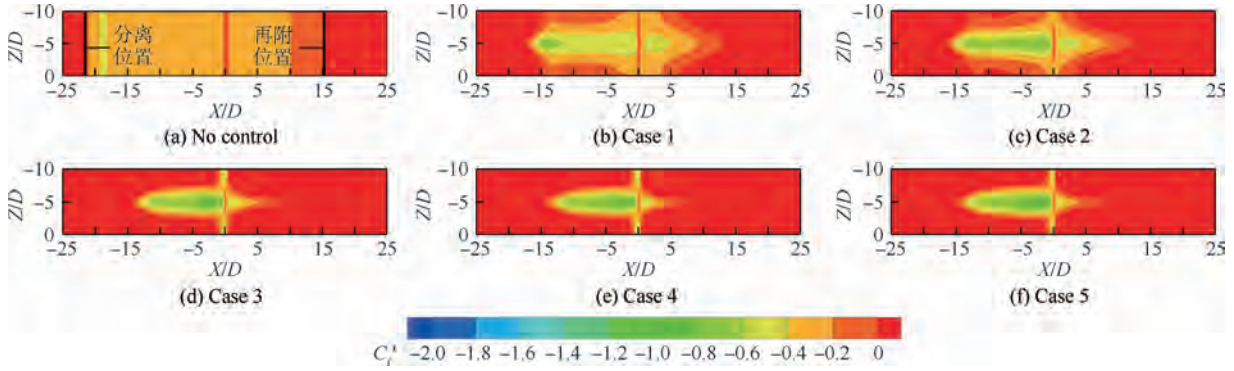


图 12 压缩拐角附近壁面剪切系数云图

Fig. 12 Shear coefficient contours at wall surface around compression corner

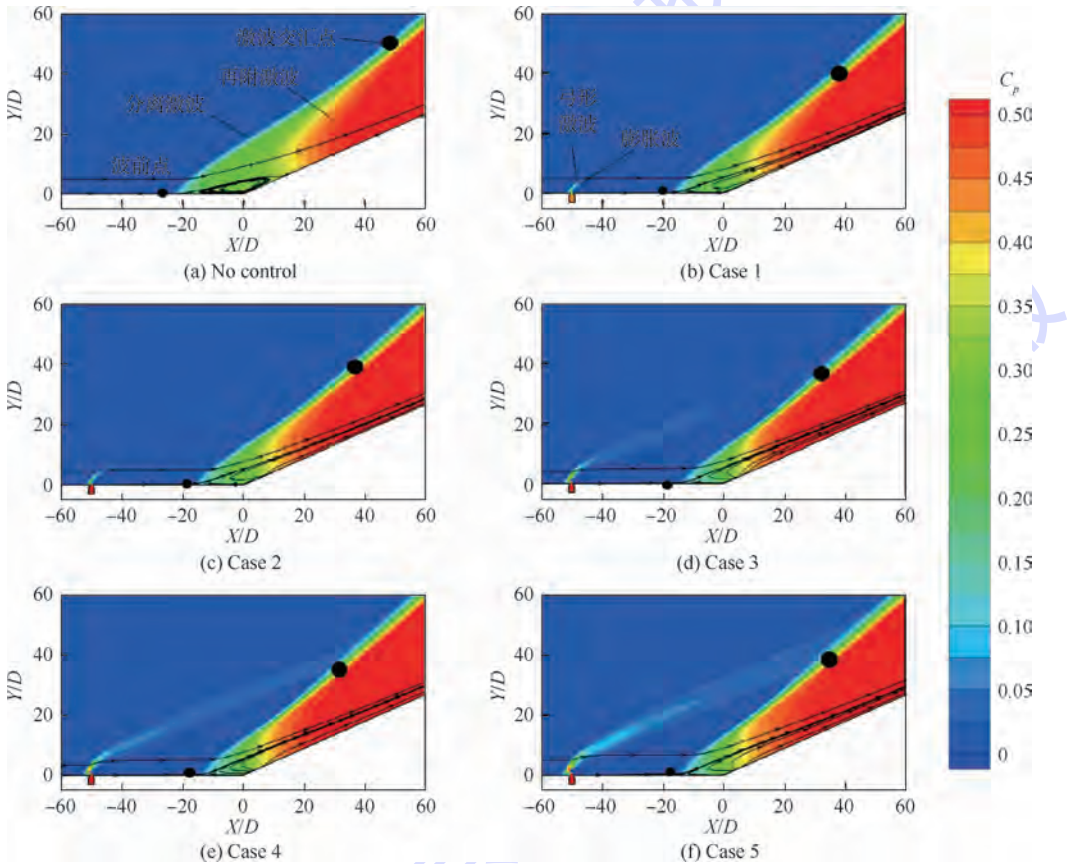


图 13 展向中部面压力系数云图

Fig. 13 Pressure coefficient contours at spanwise center surface

向下游移动、再附激波向上游移动、交汇点与壁面的距离减小。压比增加到 0.45 以后交汇点与壁面距离不再发生改变,如图 13(d) ~ 图 13(f) 所示,这是因为这 3 种方案对于分离区的改变程度相近导致的,交汇点最多下降了约 37%。另外,如图 13(a) ~ 图 13(f) 所示,上游同一位置的流线经过分离激波发生较大偏折,最后在再附激波作用下逐渐与斜坡平行。相对图 13(a),加入控制后拐角处分离漩涡在 CVP 上洗作用下不再闭合,流体被抬起直接流向下流,对拐角处的分离流动起到了改善作用。

图 14 为拐角附近壁面展向中部的压力系数分布曲线。由图所示,拐角上游压力系数因为分离激波作用陡升,所以在压力系数上升起始段斜率最大。取斜率最大线段终点(即图 14 中黑点标识位置)作为分离激波波后点,取分离激波脚前一点为波前点(如图 13(a) 所示)。各方案曲线距离较近,为清晰辨识波后压强,将分离激波前后压强及压强比列入表 4,由表中数据可知分离激波强度在 Case 5 控制下最大被削弱了 13%, Case 4 中削弱能力与其相近,为 12%。MJ 作用下会减小来流速度,且减小程度随注入压比的

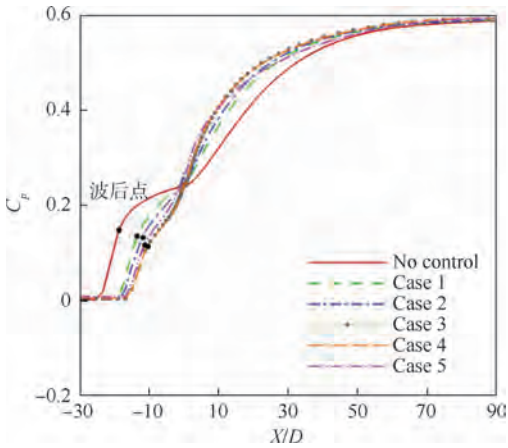


图 14 压缩拐角附近壁面中心线的压力系数分布曲线  
Fig. 14 Pressure coefficient distribution curves at center line of wall surface around compression corner

表 4 分离激波前后压强

Table 4 Pressure before and after separation of shock wave

方案	波前压强/kPa	波后压强/kPa	波后压强/波前压强
No control	21.7	40.2	1.85
Case 1	21.7	38.7	1.78
Case 2	21.7	38.3	1.76
Case 3	22.0	35.9	1.63
Case 4	22.1	35.9	1.62
Case 5	22.6	36.3	1.61

增加而增大,所以增加注入压比可以进一步削弱分离激波强度。分离区域减小会使再附激波向上游移动,由此导致了斜坡壁面压力系数在 MJ 作用下会有所升高,但最终均恢复到未加控制时的值。

以上分析证明了 MJ 对超声速压缩拐角流场的流动有改善作用,而且 Case 4 对拐角附近的分离抑制程度最大,近 70%,Case 5 对分离激波强度削弱最多,近 13%。权衡 2 种方案带来的控制效果及所需能量,Case 4 为最优方案。

### 3 结 论

本文针对展向间距为 10 倍出口直径、不同压比垂直注入 MJ 作用下的 24° 超声速压缩拐角流场进行了数值研究,并得到以下结论:

1) MJ 与来流耦合产生的 CVP 是影响来流的主导者,随注入压比的增加,其搅动范围会扩大,注入压比为 0.60 的方案产生的 CVP 强度最大。

2) CVP 沿流向运动时,涡核会逐渐远离壁面,涡核间距会增加,其强度会衰减,衰减程度随注入压比的增加而减小。MJ 阻挡作用下会减小

来流速度,进而削弱分离激波强度,削弱程度随注入压比的增加而变大。在靠近展向两侧位置处,边界层近壁面流体被 CVP 下洗作用带入的高能流体激活,而且随注入压比的增加,被激活程度随之增大。

3) MJ 对压缩拐角附近流动有明显改善作用, $\lambda$  形激波交汇点与壁面的距离随注入压比的增加而逐渐减小,直至注入压比为 0.45 时不再改变,最大被降低了约 37%。注入压比为 0.60 时拐角附近的分离抑制程度最大,近 70%,注入压比为 1 时分离激波强度被削弱最多,近 13%。权衡各方案控制效果及所需能量,注入压比为 0.60 的方案控制效果最优。

### 参考文献 (References)

- [1] PIOTR D, RYSZARD S. Shock wave-boundary layer interaction control by streamwise vortices [C] // Proceedings of XXI IC-TAM, 2004.
- [2] RYSZARD S. Shock wave induced separation control by streamwise vortices [J]. Journal of Thermal Science, 2005, 14(3): 249-254.
- [3] RYSZARD S, PAWEL F, JAN S, et al. Shock wave-boundary layer interaction control by air-jet streamwise vortices [C] // Proceedings of the 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, 2007: 1-7.
- [4] KUMAR R, BOTU A, ALI M Y, et al. Virtual shock shaping using microjet arrays [C] // AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010: 1-8.
- [5] ALI M Y, AHMED K A, KUMAR R, et al. Flowfield characteristics of oblique shocks generated using microjet arrays [C] // AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2011, 6(3): 1-15.
- [6] KUMAR R, ALI M Y, ALVI F S, et al. Generation and control of oblique shocks using microjets [J]. AIAA Journal, 2011, 49(12): 2751-2759.
- [7] ALI M Y, ALVI F S. Three-dimensional flowfield of microjets in supersonic crossflow [C] // 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [8] ALI M Y, ALVI F S, MANISANKAR C, et al. Studies on the control of shock wave-boundary layer interaction using steady microactuators [C] // 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2011.
- [9] ALI M Y, ALVI F S, KUMAR R, et al. Studies on the influence of steady microactuators on shock-wave/boundary-layer interaction [J]. AIAA Journal, 2013, 51(12): 2753-2762.
- [10] VERMA S B, MANISANKAR C. Shockwave/boundary-layer interaction control on a compression ramp using steady microjets [J]. AIAA Journal, 2012, 50(12): 2753-2764.
- [11] VERMA S B, MANISANKAR C, AKSHARA P. Control of

- shock-wave boundary layer interaction using steady micro-jets [J]. Shock Waves, 2015, 25(5):535-543.
- [12] SOUVEREIN L J, DEBIÈVE J F. Effect of air jet vortex generators on a shock wave boundary layer interaction [J]. Experiments Fluids, 2010, 49(5):1053-1064.
- [13] SOUVEREIN L J, DEBIÈVE J F. Effect on a shock wave boundary layer interaction of air jet vortex generators [J]. Progress in Flight Physics, 2012, 3:141-156.
- [14] YOUNG D D, JENKINS S A, MILLER D N. An investigation of active flowfield control for inlet shock/boundary layer interaction [C] // AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2013:1660-1670.
- [15] MATTHEW J R, PATRICK B, CHRISTOPHER W, et al. Experimental study of a Mach 3 compression ramp interaction at  $Re_\theta = 2400$  [J]. AIAA Journal, 2009, 47(2):373-385.

#### 作者简介:

刘平超 男, 硕士研究生。主要研究方向: 流动控制。

刘艳明 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 内外流流动控制、叶轮机械气动热力学。

陈思成 男, 硕士研究生。主要研究方向: 流动控制。

秦洋 男, 硕士研究生。主要研究方向: 流动控制。

## Study of supersonic flow field control mechanism with micro jet

LIU Pingchao, LIU Yanming\*, CHEN Sicheng, QIN Yang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** An numerical investigation was conducted to study the influence of micro jet with different total injection pressure on the supersonic flow field ( $Ma = 2.9$ ) for a  $24^\circ$  compression corner. The ejecting direction is vertical to incoming flow. The results show that the velocity of the fluid downstream the micro jet decreases due to the obstruction of micro jet, and then the decrease can weaken the separation shock intensity. In addition, high-energy fluid is brought into the bottom of the boundary layer near the wall to activate it to be fuller with the downwash effect of counter-rotating vortex pair generated by coupling of micro jet and mainstream, which leads to the stronger ability of resisting adverse pressure and the separation of the boundary layer. The activation ability enhances with the increase of total injection pressure. Weighing the control result and injection power, we think the scheme is the best when the total injection pressure ratio (total injection pressure/total freestream pressure) is 0.60. The boundary layer separation area is restrained by nearly 70%, the distance of the intersection point of  $\lambda$  shock wave and the wall is reduced by almost 37%, and the separation shock intensity is weakened by nearly 12% under this scheme.

**Keywords:** micro jet; boundary layer; total injection pressure; vortex pair; separation

Received: 2016-06-14; Accepted: 2016-07-22; Published online: 2016-09-01 16:17

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160901.1617.003.html

Foundation item: Open foundation for State Key Laboratory of Automotive Safety and Energy of Tsinghua University (KF14011)

\* Corresponding author. E-mail: liuym@bit.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核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

## 1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学与工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

## 3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电话:(010)82315594,82338922,82314839

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》  
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵  
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇  
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金  
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人  
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰  
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平  
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁  
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第43卷第7期 2017年7月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.43 No.7 July 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



9 771001 596175