



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2015-07

Vol.41 No.7

目次

基于几何方法的洲际航空编队飞行路径规划	徐肖豪, 孟令航, 赵焱飞 (1155)
基于火灾疏散安全指数的飞机客舱防火设计	张青松, 戚瀚鹏, 罗星娜 (1165)
考虑喷油润滑的附件机匣温度场分析	陈云霞, 刘王佳 (1171)
基于 PCA 和 WPSVM 的航天器电特性识别方法	李可, 刘祎, 杜少毅, 孙毅, 王浚 (1177)
三维真实地形环境下无人机救援航路规划方法	梁宵, 王宏伦, 孟光磊, 陈侠 (1183)
基于动力学递推算法的绳系卫星系统刚柔耦合多体模型	钟睿 (1188)
数字化组合测量辅助飞机装配质量检测技术	景喜双, 张鹏飞, 王志佳, 赵罡 (1196)
基于渐非凸渐凹化过程的子图匹配算法	李晶, 刘传凯, 王勇, 古楠楠, 石锐, 李琳 (1202)
考虑气动力非线性柔性飞机阵风响应分析	毕莹, 杨超, 吴志刚 (1208)
高频不稳定燃烧的声学数值仿真	初敏, 徐旭 (1215)
压力传感器激波管校准条件下的动态参数估计	李强, 王中宇, 王卓然, 燕虎 (1223)
面向空中威胁的无人机动态碰撞区建模与分析	刘畅, 王宏伦, 姚鹏, 雷玉鹏 (1231)
基于 FDTD 方法研究重力作用下瑞利波传播特性	刘宁, 李敏, 孙杰 (1239)
基于转子不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识	刘超, 刘刚 (1246)
宽高比对微小通道空气流动换热特性影响实验	刘阳鹏, 徐国强, 李海旺, 田一土 (1253)
基于微分器的轨迹线性化控制方法及其应用	邵星灵, 王宏伦, 张惠平, 张晓峰 (1259)
红外窗口材料的热辐射特性测量方法	王亚辉, 王强, 张伯川, 徐力 (1269)
航天器测试需求描述及其自动生成	高世伟, 吕江花, 乌尼日其格, 孟祥曦, 马世龙 (1275)
抑制俯仰 II 型 PIO 的四种滤波器性能比较	卢扬, 于黎明, 付永领 (1287)
固溶时效处理对高强高韧钛合金显微组织与力学性能的影响	夏晓洁, 吴国清, 黄正, 李志燕 (1294)
基于 NUIO 的无人机作动器故障检测	张鹤, 钟麦英 (1300)
基于 POD 曲线的预警机雷达检飞概率模型	王晗, 马小兵, 赵宇 (1307)
后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响	孙朋朋, 黄章峰 (1313)
量子点与 TiO_2 电极参数对光阴极电子寿命及性能影响	权琳琳, 李卫平, 耿慧芳, 刘慧丛, 朱立群 (1322)
基于三维光场的静态场景前景分割	魏巍, 老松杨, 康来, 白亮 (1330)
红外多光谱相机的图像串扰校正方法	陈慧伟, 赵慧洁, 贾国瑞 (1337)
基于四面体网格的软组织位置动力学切割仿真算法	白隽瑄, 潘俊君, 赵鑫, 郝爱民 (1343)
基于模板匹配整帧屏幕视频帧内无损编码方法	冯立新, 陶品, 温江涛, 杨士强 (1353)

CONTENTS

Geometric approach for intercontinental formation flight path planning	XU Xiaohao, MENG Linghang, ZHAO Yifei (1155)
Fire protection design in aircraft cabin based on fire evacuation safety index	ZHANG Qingsong, QI Hanpeng, LUO Xingna (1165)
Accessory gearbox temperature field analysis considering fuel injection lubrication	CHEN Yunxia, LIU Wangjia (1171)
Spacecraft electrical characteristics identification method based on PCA feature extraction and WPSVM	LI Ke, LIU Yi, DU Shaoyi, SUN Yi, WANG Jun (1177)
Path planning for UAV under three-dimensional real terrain in rescue mission	LIANG Xiao, WANG Honglun, MENG Guanglei, CHEN Xia (1183)
Rigid-flexible coupling multibody model for the tethered satellite system based on recursive dynamics algorithm	ZHONG Rui (1188)
Digital combined measuring technology assisted quality inspection for aircraft assembly	JING Xishuang, ZHANG Pengfei, WANG Zhijia, ZHAO Gang (1196)
Subgraph matching algorithm based on graduated nonconvexity and concavity procedure	LI Jing, LIU Chuankai, WANG Yong, GU Nannan, SHI Rui, LI Lin (1202)
Gust response analysis of flexible aircraft with aerodynamic nonlinearity	BI Ying, YANG Chao, WU Zhigang (1208)
Acoustic numerical simulation of high frequency combustion instability	CHU Min, XU Xu (1215)
Dynamic parameter estimation of pressure transducer in shock tube calibration test	LI Qiang, WANG Zhongyu, WANG Zhuoran, YAN Hu (1223)
Modeling and analysis of dynamic collision region for UAV avoiding aerial intruders	LIU Chang, WANG Honglun, YAO Peng, LEI Yupeng (1231)
Propagation characteristics of Rayleigh wave under gravity based on FDTD method	LIU Ning, LI Min, SUN Jie (1239)
Parameter identification of magnetic bearing based on rotor unbalance responses	LIU Chao, LIU Gang (1246)
Experiment of air flow behavior and heat transfer characteristics in microchannels with different aspect ratios	LIU Yangpeng, XU Guoqiang, LI Haiwang, TIAN Yitu (1253)
Control method and applications of robust trajectory linearization via nonlinear differentiators	SHAO Xingling, WANG Honglun, ZHANG Huiping, ZHANG Xiaofeng (1259)
Measurement method for thermal radiation characteristics of IR window materials	WANG Yahui, WANG Qiang, ZHANG Bochuan, XU Li (1269)
Spacecraft test requirement description and automatic generation method	GAO Shiwei, LYU Jianghua, WUNIRI Qiqige, MENG Xiangxi, MA Shilong (1275)
Performance comparison of four pre-filters used to prevent pitch category II PIO	LU Yang, YU Liming, FU Yongling (1287)
Effects of solution-aging treatment on microstructure and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy	XIA Xiaojie, WU Guoqing, HUANG Zheng, LI Zhiyan (1294)
NUIO based actuator fault detection for a UAV	ZHANG He, ZHONG Maiying (1300)
Probability model for early warning aircraft radar flight test based on probability of detection curve	WANG Han, MA Xiaobing, ZHAO Yu (1307)
Effect of sweep angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer	SUN Pengpeng, HUANG Zhangfeng (1313)
Influence of quantum dots and TiO ₂ photoanode parameters on electron lifetimes and performance of photonode	QUAN Linlin, LI Weiping, GENG Huifang, LIU Huicong, ZHU Lique (1322)
3D light fields based foreground segmentation in static scenes	WEI Wei, LAO Songyang, KANG Lai, BAI Liang (1330)
Image crosstalk correction method of the infrared multispectral camera	CHEN Huiwei, ZHAO Huijie, JIA Guorui (1337)
Algorithm of position-based dynamics and cutting simulation for soft tissue using tetrahedral mesh	BAI Junxuan, PAN Junjun, ZHAO Xin, HAO Aimin (1343)
Lossless intra coding on whole frame for screen content video based on template matching	FENG Lixin, TAO Pin, WEN Jiangtao, YANG Shiqiang (1353)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0515

基于几何方法的洲际航空编队飞行路径规划



徐肖豪^{1,2}, 孟令航^{*1,2}, 赵焜飞²

(1. 天津大学 计算机科学与技术学院, 天津 300072; 2. 中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300)

摘 要: 针对洲际航空编队飞行路径规划, 首先, 基于编队飞行空气动力学研究结论和球面度量特征, 建立了编队飞行路径规划的基本模型; 其次, 基于编队路径的拓扑特征, 将编队路径规划问题抽象为球面点集上基于测地线的加权 Steiner 最小树规划问题 (WGSMT), 建立了 WGSMT 的有限几何简化原则; 针对避障编队路径规划, 证明衔接点的引入仅改变紧邻的 Steiner 点的拓扑特征, 而不降低规划结果的准确性, 以支持 OAWGSMT 编队路径规划. 最后, 构造一种基于“构造-修复”思想的编队路径规划方法, 通过实际算例验证了算法的有效性. 研究形成洲际航空编队路径规划的几何基础, 使问题复杂度依赖于航班集规模而非球面离散化网格规模.

关 键 词: 航空运输; 编队飞行; 路径规划; Steiner 最小树; 几何方法

中图分类号: U8; V19

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1155-10

根据世界机场协会的预测, 未来的 20 年内, 世界航空运输旅客运输量将以每年 4% 的速度增加, 2025 年将达到 90.95 亿人; 货运量以每年 5.4% 的速度增加, 2025 年达到 2.14 亿吨. 为满足如此巨大的航空运输需求, 预计 2025 年空中交通流量达到 6.79 亿架次^[1]. 与此相适应, 燃油消耗将达到每年 480 兆吨, CO₂ 排放量达到 13.71 亿吨^[2], 空管保障、能源供应、环境压力都将不堪重负. 通过技术和运行模式革新提高航空运输的运行效率、降低能源消耗和运输成本, 迫在眉睫^[3].

编队飞行时, 后机利用前机尾涡场上洗气流能够有效降低诱导阻力, 改善燃油经济性^[3]. 2009 年欧盟提出“2050 年航空领域碳排放比 2005 年降低 50% 的目标”^[4] 以及随后 Nehrass^[5]、Ning^[6-8]、Flanzer^[9]、Xue^[10] 等学者针对长距、跨声速、可压缩、黏滞空气尾涡场远场模型的研究, 引起了人们对商业航空领域实施编队

飞行问题的广泛关注. 商业航空编队飞行的研究主要包括气动耦合效应、导航、航空器设计和空中交通运行等 4 个方面. 其中, 编队飞行路径规划属于空中交通运行范畴, 而编队飞行路径的优劣决定了编队飞行的燃油经济性.

在编队飞行路径规划方面, Ribichini 和 Frazzoli 提出基于贪婪机制的多 Agent 协商结盟算法以优化编队调度逻辑^[11]; Bower 和 Flanzer 基于到达时间约束优化编队集结点^[12]; Kent 和 Richards 将编队路径规划抽象为球面点集上的加权费马点求解问题, 基于欧氏平面边加权 Steiner 最小树的有限几何简化原则建立了最优加权集结拓扑优化模型, 利用模拟退火算法优化编队调度逻辑^[13]; Kent 和 Richards 研究了考虑风场影响的编队路径规划问题^[14]. 上述研究建立编队路径规划的基本模型, 形成求解编队路径规划问题的框架和思路, 但航空约束特征考虑不足.

收稿日期: 2014-08-20; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2015-01-12 15:59

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150112.1559.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61039001); 国家科技支撑计划(2011BAH24B10)

作者简介: 徐肖豪(1949—), 男, 浙江金华人, 教授, xuxhao2008@sina.com

* 通讯作者: 孟令航(1977—), 男, 河南桐柏人, 博士研究生, 讲师, mlhmenglinghang@163.com, 主要研究方向为空中交通管理决策与支持.

引用格式: 徐肖豪, 孟令航, 赵焜飞. 基于几何方法的洲际航空编队飞行路径规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1155-1164. Xu X H, Meng L H, Zhao Y F. Geometric approach for intercontinental formation flight path planning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1155-1164 (in Chinese).

Hino 提出一种两阶段编队路径规划方法:编队路径拓扑选择 (Formation Path Topology Selection, FPTS) 和编队路径优化 (Formation Path Optimization, FPO)^[15]. FPTS 阶段考虑飞行性能约束, 建立实现节油目的的集结包线和脱离包线; FPO 阶段在集结包线和脱离包线构成的凸边界内利用时序二次型优化规划集结点和脱离点. Xu 等提出一种两阶段编队路径优化框架^[16]: 首先通过预设航班编队的时间和空间边界约束, 利用类似于滤波的方法从大规模航班集合中识别可行编队航班集; 然后利用整数规划在可行编队航班集上优化编队调度逻辑. Hino 和 Xu 从编队气动耦合理论出发建立编队路径节点的规划域, 使问题的复杂度大为降低, 但球面度量考虑不足.

本文针对洲际航空编队路径规划问题, 结合编队飞行的航空约束特征和球面度量特征, 研究问题建模和几何求解方法. 首先基于当量航程概念和编队路径的拓扑特征, 建立球面上编队路径规划的基本模型; 然后, 将编队路径规划问题抽象为递归构造球面点集上基于测地线的加权 Steiner 最小树问题 (Weighted Geodesic Steiner Minimal Tree, WGSMT), 推导构造球面 3 点、4 点 WGSMT 的有限几何简化原则; 最后, 针对球面避障编队路径规划 (Obstacle Avoidance WGSMT, OAWGSMT), 给出两阶段编队路径规划方法.

1 问题描述

1.1 编队路径

根据 Bower 的定义^[12], 编队路径由起飞机场、离场集结点、集结航段、航路集结点、编队航段、航路脱离点、脱离航段、进场脱离点和目的地机场构成, 如图 1 所示. 集结点和脱离点分别为航空器加入和脱离编队的点. 对于同一机场起飞和降落的子编队, 由于航空器在爬升、下降航段尾涡场不稳定, 因而设置集结机动区和脱离机动区, 同一机场起降航班子编队在机动区内保持正常间隔飞行; 机动区的半径通常在 100 n mile 范围^[12]. 由

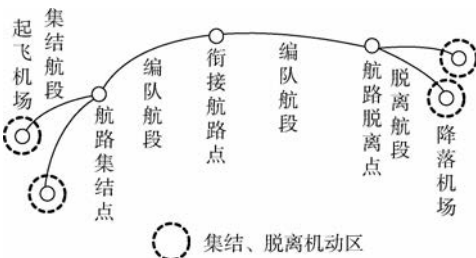


图 1 编队飞行路径结构

Fig. 1 Formation flight path structure

于飞行区域可能存在飞行限制区、危险天气、通信导航盲区、备降机场位置约束等, 需要增加中间衔接航路点以避免不利约束区域.

图 1 所示编队路径可抽象为图 2 所示树状网络 $T = (D, A, R, B, C)$. 其中 $D = \{d_i, i = 1, 2, \dots, m\}$ 为根节点集, 表示起飞机场集合; $A = \{a_j, j = 1, 2, \dots, n\}$ 为叶节点集, 表示降落机场集合; $R = \{r_i, i = 1, 2, \dots, m - 1\}$ 和 $B = \{b_j, j = 1, 2, \dots, n - 1\}$ 分别表示集结点集和脱离点集; $C = \{c_k, k = 1, 2, \dots, K\}$ 表示衔接点集.

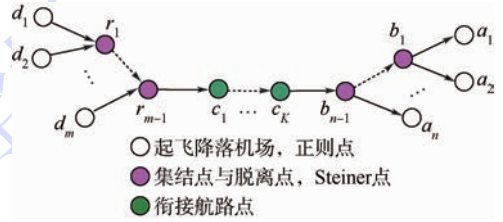


图 2 编队路径结构抽象出的树状网络

Fig. 2 Tree network structure abstracted from formation flight path

如果 r_i, b_j 分别是起飞机场 d_{i-1}, d_i 和降落机场 a_{j-1}, a_j 的集结点和脱离点, 记为

$$(r_i, b_j) = 4\text{-Steiner}(d_{i-1}, d_i, a_{j-1}, a_j) \quad (1)$$

如果 r_i 是起飞机场 d_{i-1}, d_i 和降落机场 a_j 的集结点, 记为

$$r_i = 3\text{-Steiner}(d_{i-1}, d_i, a_j) \quad (2)$$

如果 b_j 是起飞机场 d_i 和降落机场 a_{j-1}, a_j 的集结点, 记为

$$b_j = 3\text{-Steiner}(d_i, a_{j-1}, a_j) \quad (3)$$

1.2 当量航程

规划编队路径需要评价在不同编队调度模式下的燃油经济性, 以确定最优编队调度方案.

引入当量航程概念: 任何两个节点 v_i, v_j 之间的当量航程 $g_e(v_i, v_j)$ 为其几何航程 $g(v_i, v_j)$ 与编队飞行相对燃油里程^[3] ε_{ij} 的比值, 即

$$g_e(v_i, v_j) = g(v_i, v_j) / \varepsilon_{ij} \quad (4)$$

其含义为单机飞行与编队飞行的续航里程之比, 其中 $g(v_i, v_j)$ 为大圆测度. 给定编队调度逻辑下总当量航程越短, 编队燃油经济性就越好.

相对燃油里程取决于给定编队队形、编队规模、编队间距、推力设定、大气环境等. 假定所有编队航空器为同质航空器, 梯形编队, 侧向最优间距基于 Horseshoe 模型确定, 纵向间距 5 ~ 40 倍翼展, 将 q 架编队航空器视为一架有效展弦比为单机展弦比 q 倍的假想航空器并且按照单机最大升阻比飞行, 可得到最大相对燃油里程^[3]:

$$\varepsilon = 2q / (q + 1) \quad (5)$$

1.3 数学模型

1.3.1 目标函数

对一组候选编队航班集 $F = \{f_i = \langle d_i, a_i, q_i \rangle | i = 1, 2, \dots, I; d_i \in D, a_i \in A, q_i \in \mathbf{N}\}$, 按照规定的编队调度规则在规划衔接所有航班起止点的路径网络 $T = (D, A, R, B, E, Q, W)$, 在满足相关编队约束的前提下, 使编队飞行路径的总当量航程最短, 即

$$\min f = \sum_{(v_i, v_j) \in E} q_{ij} g_e(v_i, v_j) \quad (6)$$

其中:

1) $f_i = \langle d_i, a_i, q_i \rangle$ 表示航班 f_i 的起飞机场、降落机场和机队规模;

2) 编队飞行路径网络 $T(D, A, R, B, E, Q, W)$:
 $D = \{d_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为所有候选航班的起飞机场集合;

$A = \{a_j | j = 1, 2, \dots, n\}$ 为所有候选航班的降落机场集合;
 $R = \{r_i | i = 1, 2, \dots, m-1\}$ 为规划的集结点集合;

$B = \{b_j | j = 1, 2, \dots, n-1\}$ 为规划的脱离点集合;

$E = [e_{ij}]_{2(m+n-1) \times 2(m+n-1)}$ 为 T 中节点的邻接矩阵, $e_{ij} = 1$ 表示 v_i 与 v_j 邻接, $v_i \in D \cup R \cup B \cup A$, $v_j \in D \cup R \cup B \cup A$, 否则, $e_{ij} = 0$;

$Q = \{q_{ij} | i = 1, 2, \dots, 2(m+n-1), j = 1, 2, \dots, 2(m+n-1)\}$ 为各边上的编队规模;

$W = \{w_{ij} | i = 1, 2, \dots, 2(m+n-1), j = 1, 2, \dots, 2(m+n-1)\}$ 为 E 的权重集合.

$$g_e(v_i, v_j) = w_{ij} g(v_i, v_j) \quad (7)$$

$$w_{ij} = 1/\varepsilon_{ij} \quad (8)$$

1.3.2 当量航程约束

对于任意航班, 编队当量航程应不劣于单独执行航班任务的当量航程, 如图 3 所示.

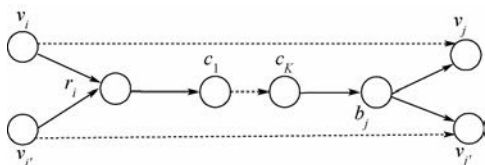


图 3 当量航程约束

Fig. 3 Equivalent voyage constraint

$$g_e(v_i, r_i) + g_e(\langle r_i, b_j \rangle) + g_e(b_j, v_j) \leq g_e(v_i, v_j) \quad (9)$$

式中: $\langle r_i, b_j \rangle = 4\text{-Steiner}(v_i, v_i', v_j, v_j')$; $\langle v_i, v_j \rangle$ 为节点 v_i 与 v_j 之间的路径.

1.3.3 集结时间窗约束

对于任一集结点 $r \in R$, 若两个航班子编队 i

和 j 到达其前驱节点 v_i 和 v_j 的时刻分别为 t_i^a 和 t_j^a , 双方应能在最大允许延误时间窗 Λ_i, Λ_j 内和速度包线 $[V_i^{\min}, V_i^{\max}]$ 、 $[V_j^{\min}, V_j^{\max}]$ 内选择合适的离开时刻 t_i, t_j 和速度 V_i, V_j , 以确保同时到达集结点 r .

$$t_i + g_e(v_i, r)/V_i = t_j + g_e(v_j, r)/V_j$$

$$v_i \in D \cup R, v_j \in D \cup R$$

$$t_i \in [t_i^a, t_i^a + \Lambda_i], t_j \in [t_j^a, t_j^a + \Lambda_j]$$

$$V_i \in [V_i^{\min}, V_i^{\max}], V_j \in [V_j^{\min}, V_j^{\max}] \quad (10)$$

当 $v_i \in D$ 时, Λ_i 表示允许的最大地面延误时间; 当 $v_i \in R$ 时, Λ_i 表示允许的最大空中等待时间.

1.3.4 拓扑结构约束

规定所有意图编队的航班两两递归集结编队, 则编队路径 T 为 Steiner 树, 如图 2 所示. T 的拓扑结构应满足:

1) 所有集结点入度不大于 2、出度为 1, 所有脱离点入度为 1、出度不大于 2.

2) 所有衔接点的出度和入度均为 1.

1.3.5 流量平衡约束

对于任一集结点和脱离点, 由于流入节点的流量必然等于流出节点的流量, 因而同一 Steiner 点关联的 3 条边存在约束:

$$q_{r_i}^1 + q_{r_i}^2 = q_{r_i} \quad i = 1, 2, \dots, m-1 \quad (11)$$

$$q_{b_j}^1 + q_{b_j}^2 = q_{b_j} \quad j = 1, 2, \dots, n-1 \quad (12)$$

$$q_{c_k} = q_{c_{k'}} \quad c_k \in C, c_{k'} \in C \quad (13)$$

$$\sum_{i=1}^m q_{d_i} = \sum_{j=1}^n q_{a_j} \quad (14)$$

式(11)、式(12)分别表示集结点和脱离点的流量平衡约束, 其中 r_i^1, r_i^2 分别为 r_i 的两个前驱节点, b_j^1, b_j^2 为 b_j 的两个后继节点; 式(13)为衔接点流量平衡约束, c_k 和 $c_{k'}$ 为相邻衔接点; 式(14)表示所有意图集结的航班必须全部可达其降落机场.

1.3.6 飞行受限区约束

根据航空情报部门发布的航空情报信息所确定的禁止、限制航空器通过或威胁飞行安全的区域称为飞行受限区. 要求编队路径不能通过飞行受限区. 假定按照圆形公布障碍区域边界 (见图 4), 飞行受限区约束表示为

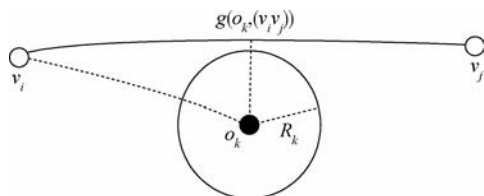


图 4 飞行受限区限制的编队飞行路径

Fig. 4 Formation flight path constrained by flight restricted area

$$g(o_k, \widehat{v_i v_j}) \geq R_k \quad k = 1, 2, \dots, K \quad (15)$$

式中: $\widehat{v_i v_j}$ 为连接 v_i 与 v_j 大圆劣弧; $O = \{(o_k, R_k) | k = 1, 2, \dots, K\}$ 为障碍物集合, o_k 为圆心; R_k 为受限区半径. 由球面三角知识:

$$g(o_k, \widehat{v_i v_j}) = R_E \arctan[\tan(\widehat{v_i v_j}) \sin \angle v_j v_i o_k]$$

其中: R_E 为地球半径.

1.3.7 备降机场约束

双发延程飞行 (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards, ETOPS) 是国际民航管理机构为保证双发飞机安全飞行而提出的一项特别要求, 指运行航路上有一点到合适机场的距离超过规定 60 min 飞行 (ETOPS 60) 或超过 180 min 飞行 (ETOPS 180) 的运行^[17]. 考虑航空器编队飞行中的发动机失效风险, 要求编队路径任意一点在审定的延程时间内按照单机、单发失效飞行至少能够找到一个适于着陆的备降机场.

编队路径上任意大圆弧段 $\widehat{v_i v_j}$ 满足 ETOPS 限制的充分必要条件是: 包括起降机场和备降机场在内, 所有相邻机场的 ETOPS 圆必须存在一对交点, 且交点对必须位于 $\widehat{v_i v_j}$ 的两侧. 否则, 需要在相邻机场的 ETOPS 圆内增加一个衔接点 c_{ij}^1 , 以确保编队航程全部被所有 ETOPS 圆最大包络线所覆盖, 如图 5 所示. 图中, χ_{ij}^1, χ_{ij}^2 为 $\widehat{v_i v_j}$ 上的备降机场. 从而备降机场约束转化为对上述条件的约束满足判定.

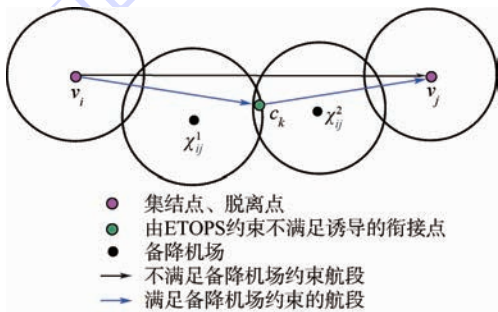


图 5 备降机场约束不满足时新增中间衔接航路点 c_k

Fig. 5 A new connection point c_k is added whenever ETOPS constraint is not satisfied

2 WGSMT 的有限几何简化

观察图 2, 由于规定起降机场对间两两编队, 因而集结点的入度为 2, 出度为 1; 脱离点的入度为 1, 出度为 2. 如果将中间衔接航段视为超边, 则图 2 所示树状结构即为满拓的 Steiner 树, 其中起降机场为正则点, 节点度为 1, 集结点和脱离点为 Steiner 点, 节点度为 3, 每一个集结点或脱离点均衔接两个正则点和一个 Steiner 点. 满足上述特征

的网络称为 Steiner 树. 本文将编队飞行路径规划问题抽象为 WGSMT 构造问题: 规划支撑起降机场集合的最短加权衔接网络.

2.1 基本定义

Steiner 最小树 (Steiner Minimal Tree, SMT) 问题是具备 NP (Non-Polynomialtime, NP) 难的经典几何问题, 在网络分析与布局、城市交通规划、大规模集成电路设计、决策优化等领域有着广泛的应用. Courant 和 Robbins 给出了 Steiner 点满足的基本几何性质^[18]. Melzak 给出了 SMT 问题的有限几何简化原则, 使 SMT 问题转化为一个有限问题^[19]. 文献[13-14]利用欧氏空间上的角度条件及建立在该角度条件上的有限几何简化原则规划编队路径, 球面度量特征考虑不足.

Dolan 等给出 GSMT (Geodesic Steiner Minimal Tree, GSMT) 的定义^[20].

定义 1 GSMT 问题.

给定球面 Φ 上的点集 $V = \{v_1, v_2, \dots, v_n\}$, 设法在 Φ 上添加点集 $S = \{s_1, s_2, \dots, s_m\}$, 构造 $V \cup S$ 的最小支撑树, 使其距离最短.

针对编队路径规划, 给出几何描述:

定义 2 WGSMT 问题.

给定球面 Φ 上图 $G = (V, E, Q)$, $D \in \Phi$ 和 $A \in \Phi$ 是 $V \in \Phi$ 的一个划分, 设法在 Φ 上添加点集 R, B , 构造 $V \cup R \cup B$ 的最小支撑树 $T = (D, A, R, B, E, Q, W)$, 使其为大圆测度下衔接 D 与 A 的最小加权网络.

定义 3 OAWGSMT 问题.

给定球面 Φ 上的图 $G = (V, Q, O)$, $D \in \Phi$ 和 $A \in \Phi$ 是对 $V \in \Phi$ 的一个划分, O 为障碍物集合, 设法在 Φ 上添加点集 R, B, C , 构造 $V \cup R \cup B$ 的最小支撑树 $T(D, A, R, B, C, E, Q, W)$, 使其为大圆测度下衔接 D 与 A 且不通过 O 中任意障碍物的最小加权网络.

2.2 WGSMT 编队路径存在的充分必要条件

Cockayne^[21] 和 Weng^[22] 推导出 GSMT Steiner 角恰好为 120° . 本节推导 WGSMT 编队路径存在的充分必要条件.

如图 6 所示, S 为单位球面上不共大圆线的 3 点 A, B, C 的 Steiner 点, 其中 $\angle ASB, \angle BSC, \angle CSA$ 分别称为点 A 和 B 、点 B 和 C 、点 C 和 A 的关联 Steiner 角.

由向量内积定义可得

$$\begin{cases} g(A, S) = \arccos(\overrightarrow{OA} \cdot \overrightarrow{OS}) \\ g(B, S) = \arccos(\overrightarrow{OB} \cdot \overrightarrow{OS}) \\ g(S, C) = \arccos(\overrightarrow{OC} \cdot \overrightarrow{OS}) \end{cases} \quad (16)$$

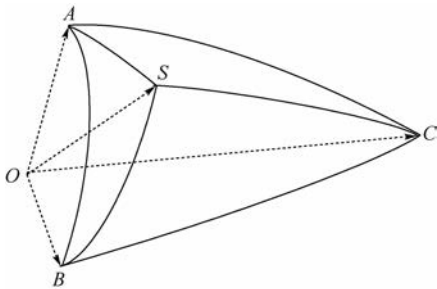


图 6 球面 3 点的 Steiner 点

Fig. 6 Steiner point of 3 points on sphere

由定义 1:

$$\min f = q_A w_{\widehat{AS}} g(A, S) + q_B w_{\widehat{BS}} g(B, S) + q_C w_{\widehat{SC}} g(S, C) \quad (17)$$

约束条件为

$$\vec{OS} \cdot \vec{OS} = 1 \quad (18)$$

构造拉格朗日函数:

$$\min \bar{f} = q_A w_{\widehat{AS}} g(A, S) + q_B w_{\widehat{BS}} g(B, S) + q_C w_{\widehat{SC}} g(S, C) + \lambda \vec{OS} \cdot \vec{OS} \quad (19)$$

利用拉格朗日乘子法可得球面上任意不共大圆线的 3 点 A、B、C 的加权 Steiner 点 S 的角度条件为

$$\angle ASB = \arccos \frac{(q_C + 1)^2 - (q_A + 1)^2 - (q_B + 1)^2}{2(q_A + 1)(q_B + 1)} \quad (20)$$

$$\angle BSC = \arccos \frac{(q_A + 1)^2 - (q_B + 1)^2 - (q_C + 1)^2}{2(q_B + 1)(q_C + 1)} \quad (21)$$

$$\angle CSA = \arccos \frac{(q_B + 1)^2 - (q_A + 1)^2 - (q_C + 1)^2}{2(q_A + 1)(q_C + 1)} \quad (22)$$

式(20)~式(22)为 WGSMT Steiner 点存在的角度条件,属于必要但非充分条件.根据 1.3.5 节中的流量平衡约束有 $q_C = q_A + q_B$,利用两流出节点流量 q_A 和 q_B 可以确定 WGSMT Steiner 点的球面位置.

由于编队路径不超过半个球面,即任一条 Steiner 边或正则边的弧度不超过 π ,因而只需证明与 Steiner 点关联的 Steiner 边和正则边在 $(0, \pi)$ 上存在局部极小点. WGSMT Steiner 点为局部极小点的充分条件为

$$\frac{d^2 \bar{f}}{d(\vec{OS})^2} = -\frac{q_A + 1}{2} \cot^3 \widehat{AS} - \frac{q_B + 1}{2} \cot^3 \widehat{BS} - \frac{q_C + 1}{2} \cot^3 \widehat{SC} > 0 \quad (23)$$

在洲际航空中,合理假设 $\widehat{AS} \approx \widehat{BS} \in (0, \pi/2)$, $q_A \approx q_B \gg 1$,式(23)可变为

$$-\cot \widehat{SC} > \cot \widehat{AS} \quad (24)$$

只要 $\pi/2 < \widehat{SC} < \pi$ 且 $\widehat{SC} - \pi/2 < \pi/2 - \widehat{AS}$,即

$$0 < \widehat{AS} < \pi/2 \text{ 且 } \pi/2 < \widehat{SC} + \widehat{AS} < \pi \quad (25)$$

充分条件式(23)自然满足.

式(25)的几何含义为:集结航段小于 1/4 地球周长,集结与编队航段之和大于 1/4 大圆且小于 1/2 大圆.当前洲际航空运输一般在 5 000 ~ 10 000 n mile 之间,恰好位于该运行区间,表明洲际航空最优编队飞行路径存在且唯一.

2.3 WGSMT 的有限几何简化

由式(20),WGSMT Steiner 点必然位于由式(20)所确定的一段小圆劣弧上,同样也必然位于由式(21)、式(22)所确定的小圆劣弧上.由 WGSMT Steiner 点唯一,由式(20)~式(22)所确定小圆劣弧交于唯一 WGSMT Steiner 点 S,如图 6 所示.洲际航空运输中,大圆弧 $\widehat{AS}$ 、 $\widehat{BS}$ 远短于大圆弧 $\widehat{SC}$,在推导相关性质时可以近似应用欧氏平面相关性质以简化问题,因此选择球面圆弧 $\widehat{AC}$ 、 $\widehat{BC}$ 来构造 WGSMT Steiner 点.

假定 $q_A \gg 1, q_B \gg 1$,利用三角函数公式及流量平衡条件,容易得到

$$\cos\left(\frac{1}{2}\angle ASB + \angle BSC\right) \approx -1 \quad (26)$$

即

$$\frac{1}{2}\angle ASB + \angle BSC \approx \pi \quad (27)$$

同理可得

$$\frac{1}{2}\angle ASB + \angle ASC \approx \pi \quad (28)$$

图 7 中,利用大圆弧连接 $\widehat{SC}$,其反向延长线与 $\triangle ASB$ 的球面外接圆帽相交与点 C' .根据式(27)与式(28),立即得到 $\angle ASC' = \angle BSC' = \frac{1}{2}\angle ASB$,从而

$$\angle ABC' = \angle BAC' = \frac{1}{2}\angle ASB \quad (29)$$

进而得到构造 WGSMT 的几何简化原则:

1) 对于球面 3 点 A、B 和 C,根据式(20)计算

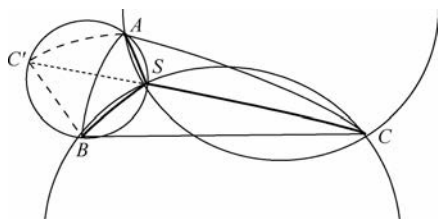


图 7 球面 3 点 WGSMT 的有限几何简化

Fig. 7 Simplifying WGSMT to a finite geometric planning problem of 3 points on sphere

$\angle ASB$, 进而利用式(29)计算 $\angle ABC'$ 和 $\angle BAC'$; 在球面点集 $\{A, B, C\}$ 的凸包外侧, 利用大圆弧 $\widehat{AB}$ 构造球面等腰 $\triangle ABC'$ 及其球面外接圆, 使满足式(29), 则大圆弧 $\widehat{CC'}$ 与 $\triangle ABC'$ 球面外接圆交于异于 C' 的另外一点 S 即为球面 3 点 A, B 和 C 满足角度条件式(20)~式(22)的 WGSMT Steiner 点, 如图 6 所示。

2) 对于球面 4 点 A, B 和 C, D , 在球面点集 $\{A, B, C, D\}$ 的凸包外侧, 分别利用 $\widehat{AB}$ 和 $\widehat{CD}$ 构造球面等腰 $\triangle ABS'_{AB}$ 和球面等腰 $\triangle CDS'_{CD}$ 及外接圆, 使

$$\angle ABS'_{AB} = \angle BAS'_{AB} = \frac{1}{2} \angle AS_{AB}B \quad (30)$$

$$\angle CDS'_{CD} = \angle DCS'_{CD} = \frac{1}{2} \angle CS_{CD}D \quad (31)$$

则 $S'_{AB}S'_{CD}$ 与两球面三角形的外接圆交于异于 S'_{AB} 、 S'_{CD} 的两交点 S_{AB} 、 S_{CD} 为球面的 4 点 A, B 与 C, D 的 WGSMT Steiner 点, 如图 8 所示。

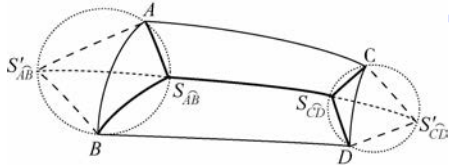


图 8 球面 4 点 WGSMT 的有限几何简化
Fig. 8 Simplifying WGSMT to a finite geometric plan problem of 4 points on sphere

3) 对于任意 Steiner 角, 假定为图 7 所示 $\angle BSC$, 若 $\angle BSC < \angle BAC$, 根据上述规则所规划的 Steiner 点 S 将位于球面点集 $\{A, B, C\}$ 的凸包外侧, 此时应取 S 点为 A 点, 度为 2. 在编队路径中, 表明该点恰位于某一机场。

3 编队飞行路径规划的几何方法

编队飞行路径规划问题具有以下特征:

- 1) 主要编队燃油效益区间为洲际航空运输, 满足规划精度要求的规划空间巨大。
- 2) 边的权重依赖于编队调度方案, 具备动态网络流特征。
- 3) 编队路径具备球面度量特征和航空约束特征, 求解困难。

在离散球面空间上利用数值算法规划编队路径具有依赖于离散网格数量的复杂度, 而几何方法的复杂度则仅依赖于节点规模。根据编队路径的拓扑特征, 编队飞行路径规划问题可以被抽象为一个含动态网络流特征几何规划问题: OAWGSMT 构造问题。考虑基于“构造-修复”思想的规划避障编队路径: 利用 WGSMT 有限几何简化原则在球面

点集上递归构造 WGSMT 编队路径; 利用可视图方法及 WGSMT 有限几何简化原则修复 WGSMT 编队路径得到 OAWGSMT 编队路径。

基本假设如下:

1) 给定意图编队的航班集合已经满足约束条件式(9)与式(10)。实际上, 可以从式(9)与式(10)出发, 建立可接受编队模式^[16]的时间维和空间维判别边界, 利用含边界约束的最优层次聚类得到满足式(9)与式(10)的航班集, 本文不研究该问题。

2) 同一起飞机场的航班集飞往同一降落机场。如果存在起飞机场 d_i 的航班集飞往 n_j 个降落机场 $a_{n1}, a_{n2}, \dots, a_{nj}$, 流量依次为 $q_{n1}, q_{n2}, \dots, q_{nj}$, 则将 d_i 分解为 n_j 个与 d_i 地理位置相同的虚拟起飞机场 $d_{n1}, d_{n2}, \dots, d_{nj}$, 令 $(d_{n1}, a_{n1}), (d_{n2}, a_{n2}), \dots, (d_{nj}, a_{nj})$ 的流量依次为 $q_{n1}, q_{n2}, \dots, q_{nj}$; 反之, 如果存在 m_i 个起飞机场 $d_{m1}, d_{m2}, \dots, d_{mi}$ 的航班飞往同一降落机场 a_m , 流量分别为 $q_{m1}, q_{m2}, \dots, q_{mi}$, 则将 a_m 分解为 m_i 个与 a_m 位置相同的虚拟降落机场 $a_{m1}, a_{m2}, \dots, a_{mi}$, 令 $(d_{m1}, a_{m1}), (d_{m2}, a_{m2}), \dots, (d_{mi}, a_{mi})$ 的流量依次为 $q_{m1}, q_{m2}, \dots, q_{mi}$ 。

基本步骤如下:

步骤 1 构造 WGSMT 编队飞行路径。

仅考虑编队路径的约束 1.3.4 节与 1.3.5 节的约束条件, 将编队路径规划问题抽象为含流量平衡约束的动态 WGSMT 构造问题, 按照某种启发规则确定节点间的编队调度逻辑, 利用球面 4 点 WGSMT 有限几何简化原则递归构造如图 9 所示的 WGSMT 编队路径。

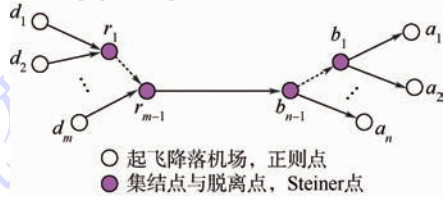


图 9 WGSMT 编队路径
Fig. 9 WGSMT formation path

1) 如果 D, A 非空, 按照深度优先规则, 基于起降机场对的影响力因子 λ_{ij} , 每次从 D, A 中仅选择 λ_{ij} 最大起降机场对 $(d_{i1}, a_{j1}, q_{i1j1})$ 及与其空间维相似度最高的起降机场对 $(d_{i2}, a_{j2}, q_{i2j2})$ 构造球面 4 点的 WGSMT。利用 WGSMT 有限几何简化原则, 得到集结点 r_{i1} 和脱离点 b_{j2} , 如图 10 所示。其中, 虚线为当前单独执行任务路径; 实线为规划的编队路径。

$$\lambda_{ij} = q_{ij} \left(1 - \frac{g(d_i, \bar{d}) + g(a_j, \bar{a})}{\max \{g(d_{i'}, \bar{d}) + g(a_{j'}, \bar{a})\}} \right) \quad (32)$$

式中: $(\bar{d}, \bar{a})$ 为所有起降机场对的几何中心. 任意起降机场对, 舰队规模越大, 与所有起降机场对几何中心的位置越近, 则影响力因子越大.

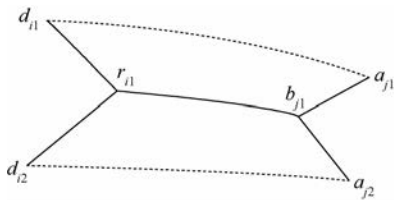


图 10 球面 4 点的 WGSMT 构造
Fig. 10 Constructing WGSMT of 4 points on sphere

2) 在 D, A 中利用 $(r_{i1}, b_{j2}, q_{i1j1} + q_{i2j2})$ 取代正则点对 $(d_{i1}, a_{j1}, q_{i1j1})$ 和 $(d_{i2}, a_{j2}, q_{i2j2})$, 得到更新后的规划域; 转至 1), 直至完成所有正则点对的构造.

3) 经过前两步 1) 和 2) 后, 所得到的编队路径可能存在 3 种情况:

① 所有 Steiner 点的度恰好为 3, WGSMT 编队路径满拓.

② 存在 Steiner 点的度为 2, 表明某一机场为集结点或脱离点.

③ 存在 Steiner 点的度大于 3, 如图 11 中的 r_{i1} 和 b_{j1} . 出现该情况的原因在于递归构造 WGSMT 树的过程中, 利用 Steiner 点代替其支撑的正则点进行构造. 此路径非几何意义上的最优. 修复方法: 从 d_{i1}, d_{i2} 选择与 d_{i3} 空间相似度较高的一点, 假定为 d_{i2} 点, 构造 $r'_{i2} = 3\text{-Steiner}(d_{i2}, d_{i3}, r_{i1})$; 同样, 从 d_{i1}, d_{i2} 选择与 d_{i3} 空间相似度较高的一点, 假定为 a_{j3} 点, 构造 $b_{j2} = 3\text{-Steiner}(a_{j2}, a_{j3}, b_{j1})$, 最终得到如图 12 所示的满拓 WGSMT.

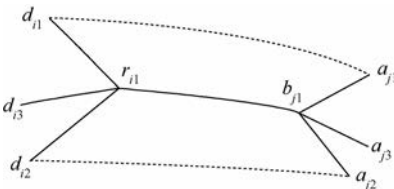


图 11 存在 Steiner 点的度大于 3 的 WGSMT
Fig. 11 WGSMT with Steiner points whose degrees are greater than 3

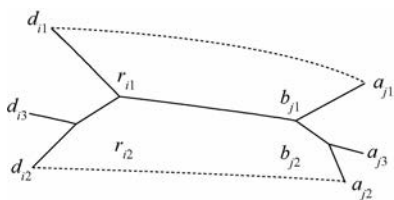


图 12 修复后的 WGSMT
Fig. 12 Repaired WGSMT

步骤 2 OAWGSMT 路径规划.

1) 构造 r_{m-1} 与 b_{n-1} 之间的最短避障路径.

对于 WGSMT 路径的主干航段 $r_{m-1}b_{n-1}$, 利用可视图方法在球面上规划几何航程最短、满足 1.3.6 节和 1.3.7 节中约束的最短避障路径 $\langle r_{m-1}, c_1, \dots, c_K, b_{n-1} \rangle$, 以取代 (r_{m-1}, b_{n-1}) , 如图 13 所示. 此时 $(r_{m-1}, b_{n-1}) \neq 4\text{-Steiner}(r_{m-2}, d_m, a_n, b_{n-2})$, 因而 $\langle r_{m-1}, c_1, \dots, c_K, b_{n-1} \rangle$ 非 v_i 与 v_j 间的最优路径, 但 $\langle c_1, c_2, \dots, c_K \rangle$ 是 c_1 与 c_K 间的最优路径.

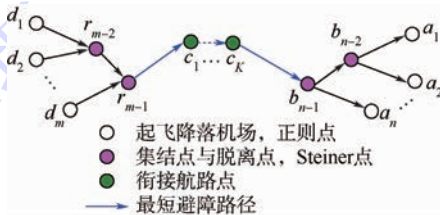


图 13 r_{m-1} 与 b_{n-1} 间的最短避障路径
Fig. 13 Shortest obstacle-avoidance path between r_{m-1} and b_{n-1}

2) 构造 OAWGSMT 编队飞行路径.

分别构造 $r'_{m-1} = 3\text{-Steiner}(d_m, r_{m-2}, c_1)$ 和 $b'_{n-1} = 3\text{-Steiner}(c_K, a_n, b_{n-2})$, 以取代 $r_{m-1} = 3\text{-Steiner}(d_m, r_{m-2}, c_1)$ 和 $b_{n-1} = 3\text{-Steiner}(c_K, a_n, b_{n-2})$.

由于 $\langle c_1, \dots, c_K \rangle$ 是 c_1 与 c_K 之间的最短避障路径, r'_{m-1} 为球面点集 $\{d_m, r_{m-2}, c_1\}$ 上满足目标 f 且满足 1.3.4 ~ 1.3.7 节中约束的 Steiner 点, b'_{n-1} 为 $\{c_K, a_n, b_{n-2}\}$ 上的满足目标 f 且满足 1.3.4 ~ 1.3.7 节中约束的 Steiner 点, 因而图 14 所示路径必然为满足目标 f 最小且满足约束 1.3.4 ~ 1.3.7 节的 OAWGSMT 编队路径.

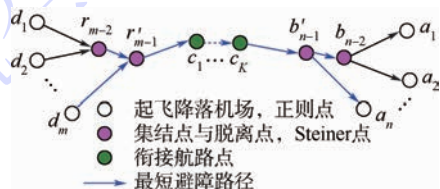


图 14 OAWGSMT 编队路径
Fig. 14 OAWGSMT formation path

根据上述分析, 不加证明给出下列定理, 以支持 OAWGSMT 编队路径修复算法.

定理 1 对于球面不共大圆线 3 点 $\{A, B, C\}$ 的 WGSMT Steiner 点 S 及衔接点 C_k , 支撑 $\{A, B, C_k\}$ 的 WGSMT Steiner 点 S' 仍是支撑 $\{A, B, C\}$ 的 OAWGSMT Steiner 点, 如图 15 所示.

定理 2 对于球面不共大圆线 4 点 $\{A, B, C, D\}$ 的 WGSMT Steiner 点 S_{AB}, S_{CD} 及衔接点 C_k , 支

撑 $\{A,B,C_k\}$ 的 WGSMT Steiner 点 s'_{AB} 和支撑 $\{C,D,C_k\}$ 的 WGSMT Steiner 点 s'_{CD} 仍是支撑 $\{A,B,C,D\}$ 的 OAWGSMT 的 Steiner 点,如图 16 所示。

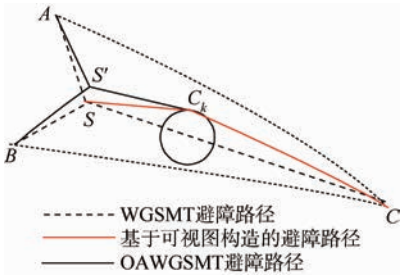


图 15 球面 3 点 OAWGSMT 构造
Fig. 15 Constructing OAWGSMT of 3 points on sphere

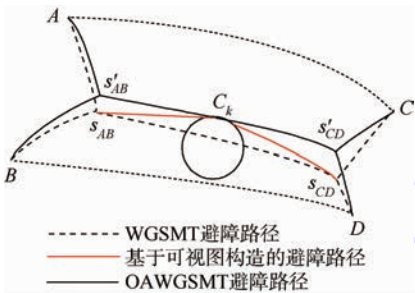


图 16 球面 4 点 OAWGSMT 构造
Fig. 16 Constructing OAWGSMT of 4 points on sphere

4 算 例

利用表 1 所示的实际航班数据验证本文编队飞行路径规划方法的有效性. 选择我国东海岸、日本、俄罗斯远东地区、美国阿拉斯加、美国西海岸的部分主要机场构成备降机场集,如表 2 所示. 机型为 Boeing 777-200B, 执行 ETOPS-180 标准, 单发失效速度 0. 80/350 kn, ETOPS-180 半径约为 1 050 n mile. 飞行受限区中心坐标为 N46. 75E149. 68, 半径 371. 75 n mile.

表 1 候选编队航班集
Table 1 Candidate flight set

起降机场对	航班号	起飞机场		降落机场		航班架次
		纬度/ (°)	经度/ (°)	纬度/ (°)	经度/ (°)	
上海-长滩	ZZ029	31. 20	121. 34	33. 82	-118. 15	1
香港-洛杉矶	CX880	22. 31	113. 91	33. 94	-118. 41	1
台北-旧金山	CI004 BR028	25. 08	121. 23	37. 62	-122. 38	2
台北-洛杉矶	CI008 BR016	25. 08	121. 23	33. 94	-118. 41	2
台北-温哥华	CI032 BR010	25. 08	121. 23	49. 19	-123. 18	2
台北-奥克兰	CI053	25. 08	121. 23	37. 71	-122. 34	1

图 17 为 WGSMT 编队路径示意图,图 18 为 OAWGSMT 编队路径示意图. 节点上数字表示航班架次,括号中数字表示本场起降航班架次. 表 3

为 WGSMT 编队路径与 OAWGSMT 编队路径经济性评价结果. 计算结果表明:

1) 由于执行 ETOPS-180 标准,计划航线和编队路径均位于 ETOPS 一圆内,无不满足备降机场约束的编队航段.

2) WGSMT 编队路径有 2 个满拓的集结点 r_{ht} 和 r_{hts} 、2 个满拓的脱离点 b_{vasll} 和 b_{asll} 、2 个度为 2 的脱离点“旧金山”和“洛杉矶”;OAWGSMT 编队路径有 1 个满拓的集结点 r_{ht} 、1 个度为 2 的集结点上海,2 个满拓的脱离点 b'_{vasll} 和 b_{asll} 、2 个度为 2 的脱离点“旧金山”和“洛杉矶”,1 个衔接点 c . 两种路径均满足节点度约束和流量平衡约束.

3) 只有“上海-长滩”的 OAWGSMT 编队路径的燃油经济性优于 WGSMT. 原因是由于衔接点 c 的引入,使“上海”由正则点变为集结点,几何航程缩短.

4) 编队飞行的燃油经济性约 40% 左右,所有编队航空器获得相对均衡的编队燃油经济效益. 该结果较为乐观,主要原因在于:

- ① 未考虑大间距编队飞行时黏性阻力、大气浮力、大气紊流、尾涡碰撞、定位误差等因素影响;
- ② 未考虑集结机动和脱离机动区范围影响;
- ③ 未考虑编队稳定性限制的最大编队规模束.

表 2 备降机场集

Table 2 Alternate aerodromes set

名称	纬度/(°)	经度/(°)	等级
香港国际机场	N22. 31	E113. 91	4F
东京羽田国际机场	N35. 77	E140. 39	4F
斯雷登塔察克机场	N56. 24	E162. 69	4D
安克雷奇国际机场	N61. 19	W150. 01	4E
旧金山国际机场	N37. 62	W122. 38	4E

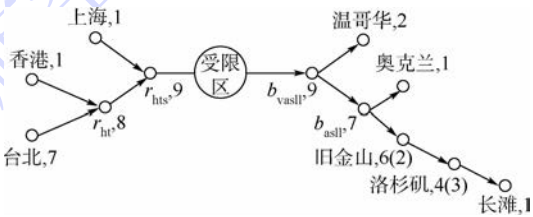


图 17 WGSMT 编队飞行路径
Fig. 17 WGSMT formation flight path

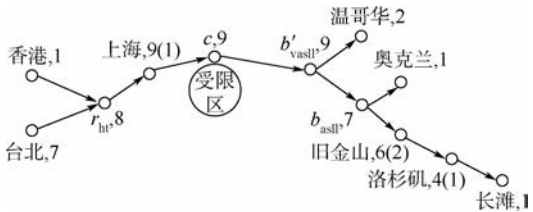


图 18 OAWGSMT 编队飞行路径
Fig. 18 OAWGSMT formation flight path

表 3 编队飞行路径的经济效益
Table 3 Economic benefits of formation flight path

起降机场对	起飞机场		降落机场		架次	计划航程/ n mile	WGSMT		OAWGSMT	
	纬度/(°)	经度/(°)	经度/(°)	经度/(°)			当量航程/ n mile	节省/%	当量航程/ n mile	节省/%
上海-长滩	31.20	121.34	33.82	-118.15	1	5 649.29	3 281.08	41.92	3 226.98	42.88
香港-洛杉矶	22.31	113.91	33.94	-118.41	1	6 294.23	3814	39.41	3 822.95	39.26
台北-旧金山	25.08	121.23	37.62	-122.38	2	5 606.80	3 229.43	42.40	3 238.84	42.23
台北-洛杉矶	25.08	121.23	33.94	-118.41	2	5 893.70	3 413	42.09	3 422.19	41.93
台北-温哥华	25.08	121.23	49.19	-123.18	2	5 175.85	2 977.24	42.48	3 006.85	41.91
台北-奥克兰	25.08	121.23	37.71	-122.34	1	5 605.20	3 230.54	42.37	3 239.95	42.20

5 结 论

1) 针对洲际航空编队飞行路径规划问题,提出当量航程定义,使编队飞行的燃油经济性得以表达;在此基础上,建立了编队路径飞行规划问题在球面上的数学表达.

2) 基于编队路径的拓扑特征,将编队路径规划问题抽象为 WGSMT 问题,推导出 WGSMT Steiner点的角度条件,建立了 WGSMT 问题的有限几何简化原则,形成了 WGSMT Steiner 点的编队路径的精确几何构造方法.

3) 针对 OAWGSMT 编队路径规划问题,证明了衔接点的引入仅改变紧邻的 Steiner 点的拓扑特征.

4) 在 2)和 3)的基础上,构造基于“构造-修复”思想的编队飞行路径几何规划方法.

研究形成洲际航空编队飞行路径规划的几何规划的方法基础,使问题复杂度依赖于节点的数量而非球面的离散化网格数量,降低了问题复杂度.

本文仅给出了 WGSMT 编队路径的几何构造解,为进一步解决大规模洲际航空编队飞行路径规划:①需考虑黏性阻力、大气浮力、大气紊流、尾涡碰撞、定位误差等因素的影响,建立远场涡传播与消散模型及诱导阻力因子的不确定分布模型,提高编队飞行路径规划的精确性和鲁棒性;②结合高空风场模型和动态气象要素影响,考虑编队稳定性限制的最大编队规模约束和最小曲率半径约束,建立更加符合运行实际的洲际航空编队飞行路径规划模型.③在 WGSMT 几何构造解基础上,结合洲际航空运行区间特征,推导 WGSMT Steiner 点近似解析解.

参考文献 (References)

[1] Airport Council International. Global traffic forecast 2006—2025 executive summary, Edition 2007[R]. Montreal: Airport Council

International,2007.
[2] Rojo J J. Future trends in local air quality impacts of aviation [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
[3] Blake W, Multhopp D. Design, performance and modeling considerations for close formation flight, AIAA-1998-4343 [R]. Reston: AIAA, 1998.
[4] Dijkers H P A, Van Nunen R, Bos D A, et al. Integrated design of a long-haul commercial aircraft optimized for formation flying, AIAA-2011-6969[R]. Reston: AIAA, 2011.
[5] Nehrbass J G, Frommer J B, Garison L A, et al. Point to point commercial aircraft service design study including formation flight and morphing[C]// AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum. Reston: AIAA, 2004: 20-22.
[6] Ning S A. Aircraft drag reduction through extended formation flight[D]. Stanford:Stanford University, 2011.
[7] Ning S A, Flanzer T C, Kroo I M, et al. Aerodynamic performance of extended formation flight[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(3):855-865.
[8] Ning S A, Kroo I M. Compressibility effects of extended formation flight, AIAA-2011-3812[R]. Reston: AIAA, 2011.
[9] Flanzer T C, Bieniawski S R, Blake W B, et al. Operational analysis for the formation flight for aerodynamic benefit program, AIAA-2014-1460[R]. Reston: AIAA, 2014.
[10] Xue M, Hornby G. An analysis of the potential savings from using formation flight in the NAS, AIAA-2012-4524 [R]. Reston: AIAA, 2012.
[11] Ribichini G, Frazzoli E. Efficient coordination of multiple-aircraft systems[C]// Proceedings of IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003, 1: 1035-1040.
[12] Bower G C, Flanzer T C, Kroo I M. Formation geometries and route optimization for commercial formation flight, AIAA-2009-3615[R]. Reston: AIAA, 2009.
[13] Kent T, Richards A. A geometric approach to optimal routing for commercial formation flight, AIAA-2012-4769 [R]. Reston: AIAA, 2012.
[14] Kent T E, Richards A G. On optimal routing for commercial formation flight, AIAA-2013-4889[R]. Reston: AIAA, 2013.
[15] Hino T. Real time path planning method of aircraft formations [C]//28th International Congress of the Aeronautical Sciences. Brisbane: ICAS, 2012: 1-5.

[16] Xu J S,Ning S A,Bower G C,Kroo I M,et al. Aircraft route optimization for formation flight [J]. Journal of Aircraft, 2014, 51 (2) :490-501.

[17] Chiles P. ETOPS redefined [J]. AeroSafety World, 2007, 2 (3) :88-92.

[18] Courant R, Robbins H. What is mathematics? [M]. New York:Oxford University Press,1951.

[19] Melzak Z A. On the problem of Steiner [J]. Canadian Mathematical Bulletin,1961,4 (2) :143-148.

[20] Dolan J,Weiss R,Smith J M G. Minimal length tree networks on the unit sphere [J]. Annals of Operations Research, 1991, 33 (7) :501-535.

[21] Cockayne E J. On fermat's problems on the surface of a sphere [J]. Mathematics Magazine,1972,45 (4) :216-219.

[22] Weng J F. Steiner trees on curved surfaces [J]. Graphs and Combinatorics,2001,17 (2) :353-363.

Geometric approach for intercontinental formation flight path planning

XU Xiaohao^{1,2}, MENG Linghang^{*1,2}, ZHAO Yifei²

(1. School of Computer Science and Technology, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: For intercontinental formation flight path planning problem, a basic model was developed based on the aerodynamic models and spherical metric characteristics of formation flight. The problem was then abstracted as the weighted geodesic Steiner minimum tree (WGSMT) problem in spherical point set due to its topological characteristics. The principles of simplifying WGSMT to a finite geometry planning problem were proposed. We also proved that the connecting points induced by obstacles only changed the topology of their adjacent Steiner points while did not lose the accuracy of solution. Finally, a two stage formation path planning algorithm based on “construct-repair” approach was developed, whose validity was verified by an example. Significance of the study is that the sphere geometric fundamentals of intercontinental formation path planning are built, which therefore makes the complexity of the problem depend on the scale of flight set rather than that of geographic grids, thereby reduces the complexity of the problem dramatically.

Key words: air transportation; formation flight; path planning; Steiner minimal tree (SMT); geometric approach

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0489

基于火灾疏散安全指数的飞机客舱防火设计



张青松*, 戚瀚鹏, 罗星娜

(中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

摘 要: 为研究飞机客舱设计对防火性能的影响,首次提出火灾疏散安全指数(FESI)的概念.利用 PyroSim 及 Pathfinder 仿真软件对飞机客舱的火灾场景和疏散过程进行模拟,确定不同客舱内表面积、出口宽度和高度及搭载人数下出口的 FESI,分析以上设计因素对客舱火灾疏散能力的影响.使用 BP 神经网络算法确定几种窄体飞机在确保火灾疏散安全情况下的最大搭载人数.并以 B737-800 飞机为例对其疏散方案进行优化,模拟结果表明:客舱的内部表面积、舱门尺寸及座位数都是显著影响客舱防火性能的设计因素,典型布置下的 B737-800 飞机最大承载人数为 154 人,在疏散方案优化后可增加至 175 人.所提出的 FESI 不仅可对现有飞机的防火性能进行评估,优化客舱布局及人员疏散方案,还可为国产大型飞机客舱防火设计提供依据,同时为其他领域的消防研究提供参考.

关 键 词: 飞机客舱; 火灾; 疏散; 火灾疏散安全指数(FESI); 防火设计

中图分类号: V223+.2; X932

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)07-1165-06

近几年来,包括美国航空公司 1420 航班空难、华航 120 航班空难、伊春空难在内的民航客机火灾事故频发.而客舱结构和布局会对火灾疏散时的人员安全产生很大的影响,因此,分析飞机客舱的防火性能并科学合理地指导乘客进行疏散,成为了民航安全领域的重点研究方向之一.

为对飞机客舱的防火性能进行研究,美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)进行了一系列的全尺度火灾实验,对火灾时客舱内的温度、能见度、毒性气体浓度等进行了研究^[1-4]. Wang 等^[5]基于 FAA 的 C-133 机身全尺度模拟数据,利用 SMARTFIRE 对飞机客舱火灾进行数值模拟,并预测了轰燃发生的时间. Galea^[6]利用 air EXODUS 仿真软件,研究火灾疏散时飞机的安全标准要求. Sharma^[7]应用 multi-agent 研究

人为因素对飞机客舱人员疏散的影响,开发了 AvatarSim 软件来模拟紧急情况下客舱人员疏散.张炜等^[8]基于 Delmia 软件建立客舱模型,根据元胞自动机原理得到客舱紧急情况下人员安全疏散的路径和时间.张青松等^[9]利用提出的拟合算法设计了飞机客舱火灾仿真环境,基于性能化的理念提出了客舱防火设计的方法.

这些研究多关注于特定的火灾场景和人员行为,并没有研究客舱结构及布局变化对防火性能的影响,而这是在飞机客舱防火设计阶段就需要考虑的问题.为此,本文提出了飞机客舱火灾疏散安全指数(Fire Evacuation Safety Index, FESI)的概念,并以 B737 型飞机结构为基础,分析不同设计条件下各出口的 FESI,研究客舱结构及布局对防火性能的影响,得到了若干窄体单通道飞机在确

收稿日期: 2014-08-01; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2014-12-17 11:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.1113.007.html

基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合资助项目(U1333123); 中央高校基本科研业务费专项资金(SY-1442)

* 通讯作者: 张青松(1977—),男,河北晋州人,副教授, nkzqsong@126.com, 主要研究方向为安全评价与规划、公共安全.

引用格式: 张青松, 戚瀚鹏, 罗星娜. 基于火灾疏散安全指数的飞机客舱防火设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1165-1170. Zhang Q S, Qi H P, Luo X N. Fire protection design in aircraft cabin based on fire evacuation safety index[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1165-1170 (in Chinese).

保火灾疏散安全情况下的最大搭载人数,并基于 FESI 的概念对 B737-800 飞机的疏散方案进行了优化. 本研究不仅可对现有飞机的客舱火灾疏散能力进行评估,优化客舱布局及人员疏散方案,还可为国产大型飞机客舱防火设计提供依据,同时所提出的 FESI 的概念还可为其他领域的消防研究提供参考.

1 火灾疏散安全指数的提出

基于性能化防火设计(Performance-based Fire Protection Design, PFPD)思想的飞机客舱火灾疏散研究通常通过对比各出口的可用安全疏散时间(Available Safe Egress Time, ASET)与必需安全疏散时间(Required Safety Egress Time, RSET)分析疏散过程的安全性,即若 $ASET < RSET$,则表示疏散过程是危险的;若 $ASET \geq RSET$,则表示疏散过程安全^[10]. 然而,该方法仅能表征疏散过程是否安全,无法体现出防火性能的优劣. 为此,本文基于性能化的思想,提出了火灾疏散安全指数 FESI:

$$FESI = RSET / ASET \quad (1)$$

FESI 是一个表征客舱防火性能的无量纲数值,其值越小,表示防火性能越高. 当 $FESI > 1$ 时,表示该火灾疏散过程是危险的;当 $FESI \leq 1$ 时,表示该疏散过程是安全的. 同时,1 与 FESI 之间的差值为安全冗余,体现了客舱防火设计的安全余度,该差值越大,说明火灾疏散过程越安全,反之差值越小,说明火灾疏散过程越危险.

1.1 可用安全疏散时间

在客舱火灾疏散中,出口处的环境条件对人员疏散的影响最为严重,因此研究火灾对人员安全的影响时主要考虑各出口处的环境. 由于飞机客舱火灾对人员疏散的主要危险有害因素为火灾产生高温和 CO,因此 ASET 主要考虑这两方面的因素,选取两者最小值加以确定:

$$ASET = \min(ASET(C_{CO}), ASET(T_E)) \quad (2)$$

式中: $ASET(C_{CO})$ 为基于 CO 浓度的 ASET, s; $ASET(T_E)$ 为基于温度 T_E 的 ASET, s.

根据安全线模型^[11], $ASET(C_{CO})$ 及 $ASET(T_E)$ 为

$$ASET(T_E) = 3.049 \times 10^{-9} \times T_E^{4.405} \quad (3)$$

$$ASET(C_{CO}) = 36960.5 / C_{CO} \quad (4)$$

式中: T_E 为客舱某出口处的实时温度, °C; C_{CO} 为客舱某出口处的实时 CO 浓度, 10^{-6} .

1.2 必需安全疏散时间

出口时间模型中的 RSET 包含 3 个主要组成

部分:发现起火时间(t_{det})、准备疏散时间(t_{pre})和客舱疏散时间(t_{evac})^[12],而客舱疏散时间又包含了开舱门及放置应急梯的时间(t_{od})和运动时间(t_{move}). 应用疏散仿真结果及出口时间模型,可确定火灾场景下各出口的 RSET:

$$RSET = t_{det} + t_{pre} + t_{move} + t_{od} \quad (5)$$

2 客舱防火性能影响因素分析

2.1 火灾疏散场景设置

飞机客舱火灾疏散的全尺度实验由于其耗资和安全性等问题难以进行,因此计算机仿真技术成为了重要的研究手段. 为此,利用基于火灾动力学模拟工具(Fire Dynamics Simulator, FDS)的可视化火灾仿真软件 PyroSim 作为火灾仿真工具,确定客舱火灾疏散中各出口的 ASET;使用 Pathfinder 作为疏散仿真软件,确定客舱火灾疏散中各出口的 RSET. 以 B737-800 飞机结构为基础,建立相应仿真模型,对其客舱防火设计影响因素进行分析. 其中, B737-800 为单通道的窄体飞机. 其客舱长 27.70 m, 宽 3.76 m, 高 2.3 m, 典型布置为 160 座, 其中头等舱 16 座, 商务舱 18 座, 经济舱 126 座, 舱门两对共 4 个, 宽 1.1 m, 高 1.9 m.

在火灾仿真中,采用旋转矩形方块拟合圆弧方法建立客舱 PyroSim 模型. 根据燃油泄漏的池火模型,设定火源位置在客舱左侧中部,火源为 t^2 -稳定火源,其热释放速率(Heat Release Rate, HRR)为 10 MW,在 237 s 时达到最大 HRR. 而中国的运输类飞机适航标准要求疏散验证中只允许使用一半的出口^[13],同时假定中部疏散门无法打开,因此设定在本模型中仅开放右侧的 2 个出口,前部出口为出口 1,后部出口为出口 2,各出口处距地 1.7 m 处(人眼高度)设置热电偶和 CO 浓度探测器,监控出口的实时温度 T_E 及 CO 浓度 C_{CO} ,火灾仿真模型如图 1 所示.

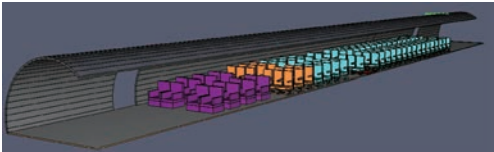


图 1 客舱火灾仿真模型

Fig. 1 Fire simulation model for aircraft cabin

在建立 Pathfinder 疏散模型时,设置客舱内人员自动选择距离最近的出口,使仿真更接近实际^[14]. 疏散时人员的步速设置为正态分布,标准差为 0.3,平均速度为 1.1 m/s,最大步速为 1.2 m/s,最小步速为 0.96 m/s;肩宽为 0.363 ~

0.469 m 之间的随机值; t_{det} 和 t_{pre} 均为 2 s, t_{od} 为 10 s. 疏散仿真模型如图 2 所示.



图 2 客舱疏散仿真模型

Fig. 2 Evacuation simulation model for aircraft cabin

2.2 FESI 影响因素分析

由于 FESI 可表征客舱防火性能的优劣,因此 FESI 的影响因素即为客舱防火性能的影响因素. 由 BFD 火灾模型可知,影响火灾场景下 ASET 的因素包括火灾受体的内部表面积、通风口的开口

因子^[15]. 对于飞机来说,其客舱内部表面积及出口的宽度、高度会对 ASET 产生影响,而出口的宽度和客舱内的人数为 RSET 的潜在影响因素. 同时,这些也是在客舱防火设计中需考虑的最为重要的因素. 为此,利用建立的火灾及疏散模型,结合火灾疏散安全指数,以 B737-800 型飞机为基础,通过改变客舱内部表面积、舱门宽度和高度及旅客人数,进行多次仿真,确定不同场景下两出口处的客舱火灾疏散安全指数,分析这些因素变化对 FESI 的影响,部分结果见表 1,其中场景 4 为典型客舱布置下的 B737-800 型飞机的火灾疏散情况.

表 1 不同场景下两出口的 FESI

Table 1 FESI at two exits under different scenarios

场景	内表面积/m ²	门高/m	门宽/m	总人数	出口 1 人数	出口 2 人数	FESI 1	FESI 2
1	341.6	1.90	1.1	160	70	90	0.694 2	0.984 6
2	354.9	1.90	1.1	160	70	90	0.649 1	0.971 7
3	368.1	1.90	1.1	160	70	90	0.649 4	0.959 6
4	381.4	1.90	1.1	160	70	90	0.691 5	1.027 6
5	394.7	1.90	1.1	160	70	90	0.680 6	0.995 5
6	381.4	1.90	0.9	160	70	90	0.689 0	1.001 2
7	381.4	1.90	1.0	160	70	90	0.690 9	1.014 9
8	381.4	1.90	1.2	160	70	90	0.694 2	1.031 5
9	381.4	1.90	1.3	160	70	90	0.701 2	1.034 3
10	381.4	1.90	1.1	154	67	87	0.665 8	0.998 4
11	381.4	1.90	1.1	156	68	88	0.676 0	1.008 8
12	381.4	1.90	1.1	158	69	89	0.685 2	1.017 4
13	381.4	1.90	1.1	162	71	91	0.699 5	1.037 6
14	381.4	1.90	1.1	164	72	92	0.710 5	1.043 0
15	381.4	1.90	1.1	166	73	93	0.732 6	1.048 8
16	381.4	1.90	1.1	168	74	94	0.742 3	1.060 2
17	381.4	1.90	1.1	170	75	95	0.752 0	1.067 3
18	381.4	1.75	1.1	160	70	90	0.618 1	0.918 8
19	381.4	1.60	1.1	160	70	90	0.580 5	0.877 0
20	381.4	1.45	1.1	160	70	90	0.559 5	0.841 0

注:FESI 1 为出口 1 的火灾疏散安全指数;FESI 2 为出口 2 的火灾疏散安全指数.

由仿真结果可知,B737-800 型飞机 FESI 1 为 0.691 5,显著小于 1,安全冗余很大,表明其在疏散过程中十分安全;然而 FESI 2 为 1.027 6,该值大于 1 表明通过该出口进行疏散的人员并不安全.这是由于在典型布置场景下,客舱后部有着较前部更多的旅客,而在火灾疏散时人员会自动选择最近的出口,致使 70 名旅客选择出口 1,而另 90 名旅客选择出口 2,如此导致了 FESI 2 远大于 FESI 1. 因此,虽然出口 2 的 ASET 较出口 1 略大,但使用该出口的旅客远多于出口 1,导致其 RSET 大大超出了出口 1 的 RSET,最终造成了 FESI 2 大于 1.

2.2.1 客舱内表面积及舱门宽度对 FESI 的影响

为研究客舱内部表面积及舱门宽度对 FESI 的影响,以 B737-800 型飞机为基础,适当增大和缩小以上两个参数,同时保持舱门宽度及旅客人

数不变,通过仿真模拟,得到了客舱内表面积及舱门宽度与 FESI 的关系曲线,如图 3 所示.

图 3 反映了客舱内 160 名旅客在火灾场景下疏散过程中舱门宽度及客舱内部表面积与两出口 FESI 间的关系,其中舱门宽度分别为 0.9,1.0,1.1,1.2 和 1.3 m. 由此可以看出,客舱内部表面积在 381.4 m² 时,两舱门的 FESI 同时达到最大值,当内部表面积逐渐增大或减小时,FESI 会同时减小,在面积减小至 368.1 m² 时,FESI 达到最小值,随后随着面积的减小,FESI 不断增大. 在仿真中设定的客舱内部表面积最小值为 341.6 m²,这是由于当客舱内部面积过小时,无法容纳 160 名旅客,这就使得其对应的数据没有实际意义,因此,将此场景下的客舱内表面积区间设定为 341.6 ~ 394.7 m²

同时,还发现 FESI 随着舱门宽度的增大而增

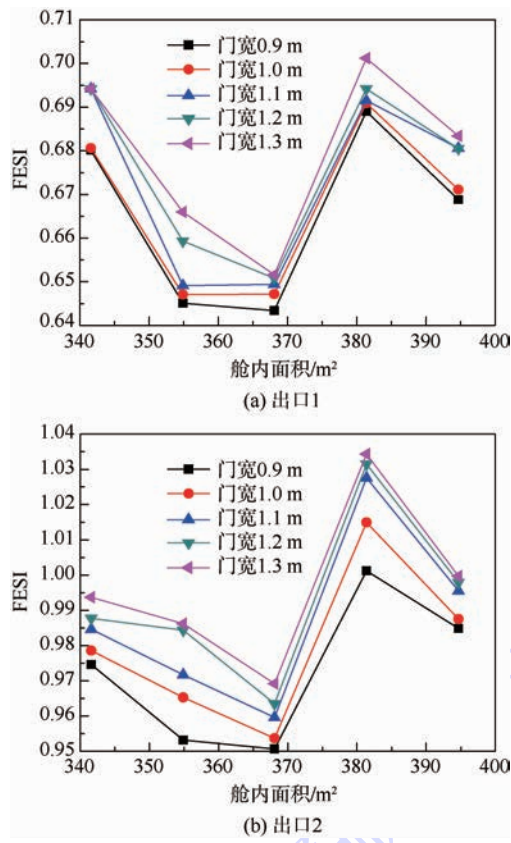


图3 客舱内部表面积及舱门宽度与 FESI 的关系
Fig.3 Relationship between FESI and cabin internal surface area or width of exit

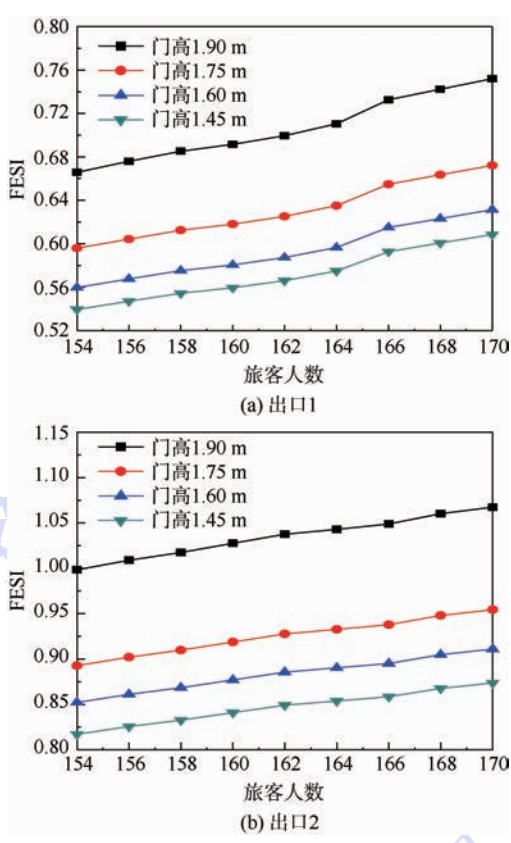


图4 舱门高度及人数与 FESI 的关系
Fig.4 Relationship between FESI and height of exit or population

大,即随着舱门宽度的增加,客舱火灾疏散安全性逐渐降低.这是因为在如 B737 的单通道窄体飞机中进行疏散时,由于中间通道较为狭窄,只能满足一个人通行,这就导致旅客会依次到达出口,而不是拥挤在出口处等待疏散,使得适当扩大或缩小出口的宽度对 RSET 并无影响;而舱门宽度的增大必然会造成通风面积的增加,对火灾的发展产生有利的影响,引起 ASET 的减小,最终导致 FESI 的增大,从而降低火灾疏散能力.然而,虽然减小舱门宽度会增大客舱火灾疏散的安全性,但当其减小到接近旅客肩宽时,会大大增加旅客通过舱门的时间,导致疏散效率降低,增大 FESI,进而不利于疏散安全.值得注意的是,以上结论均基于窄体单通道飞机所得,对于宽体多通道飞机,其疏散特征有很大不同,因此并不遵循以上规律.

2.2.2 旅客人数及舱门高度对 FESI 的影响

为研究客舱内部表面积及舱门高度对 FESI 的影响,以 B737-800 型飞机为基础,适当增大和缩小以上两个参数,同时保持客舱内表面积及舱门宽度不变,通过仿真模拟,得到了舱门高度及旅客人数与 FESI 的关系曲线,如图 4 所示.

由图 4 可以看出,两出口的 FESI 随着旅客人

数的增加而不断增长,这是由于人数的增多导致的 RSET 的增大所导致的结果.这就意味着某些航空公司为了经济利益,改变飞机内部座位布局而增加搭载旅客人数,此类行为会使得飞机客舱的火灾疏散能力降低,造成安全隐患.此外,随着出口高度的降低,两出口的 FESI 也随之减小,使得飞机客舱的火灾疏散能力得以加强.同时还可看出,出口高度从 1.90 m 降至 1.75 m 期间致使 FESI 降低的幅度最大,随后继续降低出口高度, FESI 的降幅较为平均.因此在进行飞机设计时,应在保障人员正常通行的情况下尽量降低出口高度至 1.75 m 左右,使飞机获得较好的火灾疏散能力.

3 基于客舱防火性能的疏散方案优化

3.1 飞机旅客人数上限的设定

根据以上分析,飞机搭载的旅客人数会严重影响其防火性能,因此确定特定型号飞机的旅客人数上限对航空公司运营时的安全管理至关重要.然而舱内部表面积、舱门宽度和高度都会对旅客人数上限产生影响,这些因素之间的相互影响较为复杂,因此采用 BP(Back-Propagation)神经网络

络的方法对飞机旅客人数上限进行分析预测.同时,只要客舱座位数不大于人数上限,即可保障其防火性能,确保火灾疏散时的人员安全.其中,BP神经网络输入层包括客舱内部表面积、舱门宽度和高度以及 FESI 2 这 4 个因素,输出层仅有一个因素,即旅客人数上限.使用矩阵实验室软件(MATLAB)中的神经网络工具箱对仿真数据进行训练,使用的 BP 神经网络模型如图 5 所示.图中 w 为 BP 神经网络模型中的作用函数自变量, b 为调节学习参数, w 和 b 的值由 MATLAB 软件自动生成并随着数据训练过程不断更新至适当的数值,数字 4、10、1 和 1 分别为 BP 神经网络模型各层中的参数数量.

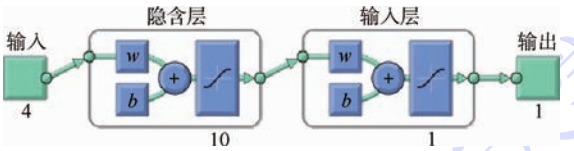


图 5 BP 神经网络模型图

Fig. 5 Model diagram of back-propagation neural network

在完成训练后,以出口 2 的 $FESI = 1$ 作为临界条件,结合特定飞机客舱的长度、宽度、高度及其舱门宽度和高度,输入到 BP 神经网络模型中,得到了多种型号飞机的旅客人数上限,见表 2.

表 2 各型飞机的人数上限

机型	B737-700	B737-800	A320-200	A319-100
人数上限	126	154	148	122

3.2 飞机客舱火灾疏散方案的优化

通过 BP 神经网络结合 FESI 确定出各型飞机的旅客人数上限均低于其典型布置时的座位数,这是由于在无指导模式下的疏散过程中,选择出口 2 的人数较多所导致.因此,为了更好地提高火灾疏散时的安全性,可对疏散方案进行优化,并由空乘人员按照优化后的疏散方案指导旅客进行疏散.

然而,在对疏散方案进行优化时,之前的研究仅可保障所有出口的 ASET 均大于 RSET,但无法确保优化后的疏散方案为最优.为了有效地提高客舱火灾疏散过程中的安全性,基于 FESI 的概念,建立了客舱火灾疏散方案优化模型:

$$z = \min |FESI\ 1 - FESI\ 2| \tag{6}$$

式中: $FESI\ 1 = f(S, W, H, P)$

$FESI\ 2 = g(S, W, H, P)$

$FESI\ 1 \leq 1$

$FESI\ 2 \leq 1$

其中: S 为客舱内表面积; W 为出口宽度; H 为出

口高度; P 为旅客人数; f 和 g 表示 S 、 W 、 H 、 P 与 $FESI\ 1$ 及 $FESI\ 2$ 的关系的隐函数,可利用经训练后的 BP 神经网络确定.

该模型的目标是在确保每个出口的 FESI 均小于 1 的前提下,使各出口间 FESI 的差值最小,这就意味着优化后的疏散方案平衡了各出口的安全冗余,使人员疏散过程的安全性达到最优.为此,根据上述基于 FESI 的优化模型,对典型客舱布置下的 B737-800 型客机的疏散方案进行优化.最终优化后的方案为靠近出口 1 的 78 名旅客从该出口进行疏散,而靠近出口 2 的 82 名旅客从出口 2 进行疏散,优化后的 $FESI\ 1 = 0.9465$, $FESI\ 2 = 0.9483$.

此外,将 $FESI\ 1$ 和 $FESI\ 2$ 设定为 1,运用该优化模型及 BP 神经网络,可得到疏散方案优化后的客舱人数上限.对于 B737-800 型飞机,最终的客舱人数上限为 175 人,其中 85 人选择出口 1,90 人选择出口 2.根据 CCAR-121-R4 以及 CCAR-25-R4 中对客舱座椅安置的适航要求,单通道客机过道任何一侧并排座椅数应不大于 3,座椅前后最小间距为 660 mm,因此 175 人至少需要 30 排座椅,所需最小客舱长度为 19.8 m.对于客舱长度为 27.70 m 的 B737-800 型飞机,航空公司可在完全满足适航标准的情况下将客舱座位数提高至 175 座.

4 结 论

本文基于性能化防火设计的思想提出了火灾疏散安全指数(FESI)的概念,结合计算机仿真,对影响飞机客舱防火性能的防火设计因素进行了分析,对火灾疏散能力进行分析,研究了一系列因素对 FESI 的影响.随后采用 BP 神经网络的方法确定了特定飞机的旅客人数上限,并以 FESI 为基础,对客舱疏散方案进行了优化,从而得到以下主要结论:

1) 飞机客舱的内部表面积、舱门尺寸、座位数都是显著影响客舱防火性能的设计因素.

2) 客舱内部表面积在 381.4 m^2 时,两舱门的 FESI 同时达到最大值,FESI 随着出口高度和宽度及旅客人数的减少而减小,因此航空公司为经济利益而无限度地增加座位的行为会导致火灾疏散时安全性的降低.

3) 可以结合 FESI 和 BP 神经网络对飞机旅客疏散方案进行优化.典型布置的 B737-800 型飞机在火灾疏散时,使用出口 2 的旅客在火灾疏散过程中存在风险,其在无指导模式下的疏散过程中的旅客上限为 154 人,在对疏散方案优化后,旅

客上限增加至 175 人。

参考文献 (References)

- [1] Brown L J Jr. Cabin hazards from a large external fuel fire adjacent to an aircraft fuselage, FAA-RD-79-65 [R]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 1979.
- [2] Hill R G, Johnson G R, Sarkos C P. Postcrash fuel fire hazard measurements in a wide-body aircraft cabin, FAA-NA-79-42 [R]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 1979.
- [3] Eklund T I, Sarkos C P. The thermal impact of external pool fires on aircraft fuselages[J]. Journal of Fire and Flammability, 1980, 11(3): 231-240.
- [4] Sarkos C P. Application of full-scale fire tests to characterize and improve the aircraft postcrash fire environment[J]. Toxicology, 1996, 115(1): 79-87.
- [5] Wang Z Z, Jia F C, Galea E R, et al. Computational fluid dynamics simulation of a post-crash aircraft fire test[J]. Journal of Aircraft, 2012, 50(1): 164-175.
- [6] Galea E R. Proposed methodology for the use of computer simulation to enhance aircraft evacuation certification[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(5): 1405-1413.
- [7] Sharma S. Multi-agent modeling and simulation of human behavior in aircraft evacuations transactions on aerospace and electronic systems [J]. Aerospace and Electronic Systems, 2008, 23(11): 1477-1488.
- [8] 张炜, 刘泽奇, 马智. 飞机乘员应急撤离可视化仿真方法研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(4): 347-351.
- Zhang W, Liu Z Q, Ma Z. Study on visualization simulation of aircraft emergency evacuation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(4): 347-351 (in Chinese).
- [9] 张青松, 戚瀚鹏, 纪欢乐. 基于 FDS 的飞机客舱火灾仿真环境设计[J]. 计算机工程与设计, 2014, 35(3): 995-998.
- Zhang Q S, Qi H P, Ji H L. A design of aircraft cabin in fire simulation environment based on FDS[J]. Computer Engineering and Design, 2014, 35(3): 995-998 (in Chinese).
- [10] 张青松, 戚瀚鹏, 杨彩红, 等. 飞机客舱性能化防火设计方法研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(28): 311-315.
- Zhang Q S, Qi H P, Yang C H, et al. Study on performance-based fire protection design method for aircraft cabin[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(28): 311-315 (in Chinese).
- [11] Zhang Q S, Qi H P, Zhao G M, et al. Performance simulation of evacuation procedures in post-crash aircraft fires[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(3): 945-955.
- [12] Capote J A, Alvear D, Abreu O, et al. Analysis of evacuation procedures in high speed trains fires[J]. Fire Safety Journal, 2012, 49: 35-46.
- [13] CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2011.
- CCAR-25-R4. Airworthiness standards for transport category airplanes[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011 (in Chinese).
- [14] Poon L S, Beck V R. EvacSim: A simulation model of occupants with behavioural attributes in emergency evacuation of high-rise buildings[C]//Proceedings of the 4th International Symposium of Fire Safety Science. Ottawa: IAFSS Digital Archive, 1994: 681-692.
- [15] Barnett C R. BFD curve: A new empirical model for fire compartment temperatures[J]. Fire Safety Journal, 2002, 37(5): 437-463.

Fire protection design in aircraft cabin based on fire evacuation safety index

ZHANG Qingsong*, QI Hanpeng*, LUO Xingna

(College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to study the influence of aircraft cabin design on fire protection performance, a concept of fire evacuation safety index (FESI) was firstly presented. The fire scenario and evacuation procedures in aircraft cabin were simulated via simulation software PyroSim and Pathfinder. FESI at different exits were determined under the scenarios of different internal surface area of cabin, width and height of the exit and population. An analysis was conducted to study the influence of such design factors to cabin fire evacuation performance. The maximum populations of several narrow-body aircrafts were determined using back-propagation (BP) neural network in case to ensure the safe evacuation. And an optimized evacuation program was proposed for B737 aircraft. The results reveal that internal surface area of cabin, width and height of the exits and numbers of seats are the design factors that significantly impact cabin fire protection performance. The maximum population of B737-800 under typical layout is 154. However, it may increase to 175 after optimizing to the evacuation program. The proposed concept of FESI not only performs an assessment for the existing aircrafts against fire protection performance and an optimization for cabin layout and evacuation program, but also provides a basis for fire protection design of domestic large aircraft cabin. In addition, it can also provide a reference for other areas of fire research.

Key words: aircraft cabin; fire; evacuation; fire evacuation safety index (FESI); fire protection design

考虑喷油润滑的附件机匣温度场分析



陈云霞*, 刘王佳

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)

摘 要: 附件机匣作为航空发动机重要部件之一,其产热和散热的问题比较复杂.针对以往附件机匣相关研究只关注固体域的产热、散热分析,而对滑油散热作用不能充分考虑这一问题的现状,提出了基于流体仿真思想的稳态温度场分析方法.首先,通过分析附件机匣产热、散热问题的基本规律和特点,进一步采用 $k-\epsilon$ 湍流模型来模拟机匣内的情况,多相流模型模拟滑油,并且使用多参考坐标系模拟滑油在运动过程中的换热.最后,以某附件机匣作为具体应用案例,验证了方法的正确性和可行性,从而形成了一套行之有效的使用 FLUENT 软件对附件机匣进行稳态温度场仿真分析的模型和方法.研究的成果对于后续附件机匣的可靠性与寿命分析有重要支撑作用.

关 键 词: 附件机匣; 温度场; FLUENT 软件; 多相流; 喷油润滑

中图分类号: V233.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1171-06

发动机附件机匣作为航空发动机重要部件之一,在发动机启动时为发动机提供扭矩,在发动机工作时,从发动机提取功率用于驱动飞机和发动机附件,保证飞机电子设备等部件正常工作,其重要性已超越传统“附件”的意义,成为发动机技术发展的六大部分之一^[1].

对附件机匣进行温度场分析的意义在于:预测附件机匣的生热量和温度场分布,确定润滑油的供给量^[2];为分析齿轮与齿轮轴,乃至附件机匣的轴承和壳体的热疲劳问题作为计算条件.附件机匣的本质是一个齿轮传动系统,其产热和散热的问题历来受到关注,国内外对此进行了相关的研究,但一般有局限性,只考虑了固体域的产热散热通道,以传统传热学的思路对附件机匣复杂系统进行解析计算.刘志全等对某直升机传动系统进行了稳态和瞬态热分析^[3-4],用热网络法建立了热阻、功率损失、对流换热的计算模型,求解

了失去润滑条件下的稳态瞬态温度场;史妍妍等借助有限元软件 ANSYS 得到了机匣稳态温度场分布,但在考虑滑油的问题上仍带有简化性质^[5];东北大学的闫明编制了附件机匣热分析边界条件的计算软件,开发了计算传热量的程序^[6].类似研究在利用传热学与机械学理论在附件机匣的产热与散热通道问题上作出了一定贡献,但由于受到分析方法及手段的限制,不能完整考虑附件机匣的喷油润滑、流体散热以及齿轮高速转动的条件,未能直接通过仿真手段得到机匣系统的稳态温度场.

本文基于有限体积方法和 ANSYS FLUENT 软件对典型发动机附件机匣系统(包括壳体、齿轮与齿轮轴)进行了考虑喷油润滑条件下,以流体为仿真主体的稳态温度场分析.针对前人对机匣流体与固体域同时考虑不尽完善之处,本文拟根据三维 CAD 模型对机匣作一定的合理简化,然后分析边

收稿日期: 2014-08-28; 录用日期: 2014-11-28; 网络出版时间: 2015-01-09 17:01

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150109.1701.003.html

* 通讯作者: 陈云霞(1977—),女,安徽安庆人,教授,chenyunxia@buaa.edu.cn,主要研究方向为系统故障学、复杂系统可靠性建模与仿真等.

引用格式: 陈云霞, 刘王佳. 考虑喷油润滑的附件机匣温度场分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1171-1176.

Chen Y X, Liu W J. Accessory gearbox temperature field analysis considering fuel injection lubrication[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1171-1176 (in Chinese).

界条件,采用合理模型,使用 FLUENT 软件对附件机匣系统进行仿真分析,得到机匣的稳态温度场。

1 机匣有限元模型与流体控制方程

典型附件机匣的结构包括壳体、端盖、轴承、齿轮轴,如图 1 所示。其动力由第一级齿轮轴传入,经过各齿轮副传给各附件。

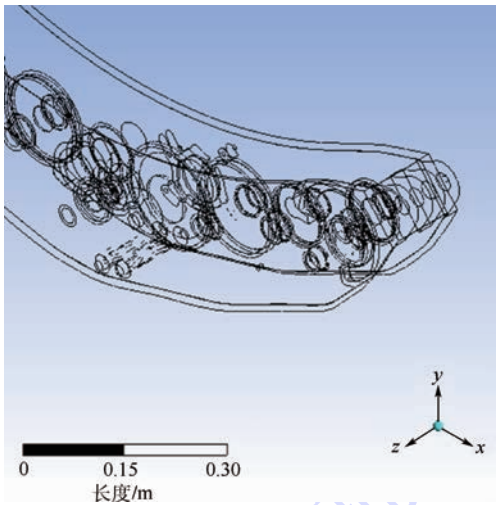


图 1 典型附件机匣系统
Fig. 1 Typical accessory gearbox system

1.1 机匣有限元控制方程

关于描写流动与换热的偏微分方程,数学界已经发展出了不少获得精确解的方法,但是精确的分析解只能在简单情形下获得^[7-8]。对于实际工程问题,数值计算的方法得到广泛的应用。首要的步骤是建立控制方程。

1.1.1 温度场控制方程

建立机匣热力学物理模型时,将齿轮和轴承的摩擦热源处理为热流输入边界条件,因此,机匣的稳态温度场控制方程中不存在热源项。根据傅里叶定律建立机匣稳态温度场控制方程为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

式中: T 为温度; x 、 y 和 z 为机匣温度场中的坐标。

1.1.2 流体控制方程

对于一般的可压缩牛顿流体来说守恒定律通过如下控制方程描述^[9]:

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \mathbf{v}) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho_i \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \mathbf{v} \mathbf{v} - \boldsymbol{\tau}_i) = \mathbf{f}_i \quad (3)$$

式中: t 为时间; $\mathbf{f}_i$ 为体积力矢量; ρ_i 为流体密度; $\mathbf{v}$ 为流体速度矢量; $\boldsymbol{\tau}_i$ 为剪切力张量,可表示为

$$\boldsymbol{\tau}_i = \left(-p - \frac{2}{3} \mu_i \nabla \cdot \mathbf{v} \right) \boldsymbol{\delta} + 2 \mu_i \mathbf{e} \quad (4)$$

其中: $\boldsymbol{\delta}$ 为应变张量; p 为流体压力; μ_i 为动力黏度; $\mathbf{e}$ 为速度应力张量, $\mathbf{e} = \frac{1}{2} (\nabla \cdot \mathbf{v} + \nabla \cdot \mathbf{v}^T)$ 。

1.1.3 固体控制方程

固体部分的守恒方程可由牛顿第二定律导出:

$$\rho_s \ddot{\mathbf{d}}_s = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_s + \mathbf{f}_s \quad (5)$$

式中: ρ_s 为固体密度; $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为柯西应力张量; $\mathbf{f}_s$ 为体积力矢量; $\ddot{\mathbf{d}}_s$ 为固体域当地加速度矢量。

对于流体部分总焓(h_{tot})形式的能量方程可以写成:

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \mathbf{v} h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{v} \nabla T) + \mathbf{v} \cdot \rho \mathbf{f}_i + S_E \quad (6)$$

式中: λ 为导热系数; ρ 为域内各点密度; S_E 为能量源项。对于固体部分,增加了由温差引起的热变形项:

$$\mathbf{f}_T = \alpha_T \cdot \nabla T \quad (7)$$

式中: α_T 为与温度相关的热膨胀系数。

1.2 附件机匣结构及三维模型简化

鉴于机匣结构庞大且复杂,为提升网格质量在 ANSYS 中对机匣模型进行了一系列的简化:壳体的凸台、通孔等予以去除,仅保留与滑油通道相关的孔;统一壁面厚度;直齿圆柱齿轮简化为以其节圆为直径的圆柱,圆柱面代表啮合面,如图 2 所示;滚动轴承结构予以简化,在对应位置采取同心圆环来表示,以方便施加热流。

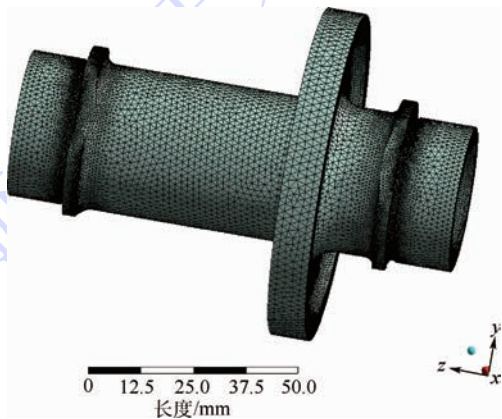


图 2 简化齿轮轴及网格划分
Fig. 2 Simplified gear shaft and meshing

1.3 产热分析

附件机匣的产热主要来源是齿轮啮合产热。这部分的产热有相应的经验模型,经验模型计算方便,模型中相关系数的获得比较容易。Anderson and Loewenthal 法将齿轮的功率分为 3 个部分:滑动、滚动和风阻损失。由于风阻损失较小,忽略风

阻损失. 滑动损失及滚动损失^[10-12]分别为

$$\begin{aligned}\bar{P}_s &= 2 \times 10^{-3} \bar{V}_s \cdot f \cdot \bar{W} \\ \bar{P}_r &= \frac{9 \times 10^4 \cdot \bar{V}_r \cdot \bar{h} \cdot B \cdot \varepsilon}{\cos \beta}\end{aligned}\quad (8)$$

式中: $\bar{W}$ 为齿轮的平均法向载荷; $\bar{V}_s$ 和 $\bar{V}_r$ 分别为齿轮的平均滑动速度和平均滚动速度; f 为摩擦系数; $\bar{h}$ 为平均油膜厚度; B 、 ε 和 β (直齿轮中此参数为零) 分别为齿宽、重合度和基圆螺旋角。

2 FLUENT 仿真模型分析

经分析可知, 研究对象是一个结合了油液润滑系统、齿轮传动系统、对流换热系统的复杂系统, 当附件机匣在某一工况下持续工作达到一定时间时, 其齿轮产生的热量由滑油带到壳体, 壳体又通过外部空气对流换热. 滑油从底部流出, 其流量与进入机匣的流量平衡. 可以认为在热量和流量两个方面达到稳态。

2.1 湍流模型

在仿真分析中, 需要确定流体的运动形式. 对于湍流模型或者层流模型的选取, 需要确定附件机匣内流场的雷诺数. 雷诺数 Re 为

$$Re = \frac{\rho_i v d}{\mu} \quad (9)$$

式中: v 为流体的流速; μ 为黏性系数; d 为特征长度. 在附件机匣内部, 油液沿着齿轮节圆被甩出, 其速度约为齿轮节圆上任一点的线速度. 油液密度为航空润滑油密度; 黏性系数也称黏滞系数, 是描述流体黏性大小的物理量, 可通过查表获得. 特征长度取附件机匣的几何特征长度. 雷诺数小, 意味着流体流动时各质点间的黏性力占主要地位, 流体各质点平行于管路内壁有规则地流动, 呈层流流动状态. 雷诺数大, 意味着惯性力占主要地位, 流体呈湍流流动状态, 一般管道雷诺数 $Re < 2300$ 为层流状态, $Re = 2300 \sim 4000$ 为过渡状态, $Re > 4000$ 为湍流状态, $Re > 10000$ 为完全湍流状态。

FLUENT 中常用的湍流模型包括 Spalart-Allmaras 模型、 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型, 其中 $k-\varepsilon$ 模型又分为标准 $k-\varepsilon$ 模型、RNG (Renormalization-Group) 模型和带旋流修正 $k-\varepsilon$ 模型; $k-\omega$ 模型分为标准 $k-\omega$ 模型和压力修正 $k-\omega$ 模型. 本文选用双参数的标准 $k-\varepsilon$ 模型, 该模型假设流动为完全湍流, 分子黏性的影响可以忽略, 只适合完全湍流的流动过程模拟. 通过计算雷诺准数, 如果符合紊流条件, 对附件机匣的流场仿真可以采用该模型。

标准 $k-\varepsilon$ 模型要解两个方程, 分别是湍流动能方程 k 及其耗散率方程 ε :

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho_i k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho_i k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ G_k + G_b - \rho_i \varepsilon - Y_M + S_k\end{aligned}\quad (10)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_i \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho_i \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] +$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho_i \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (11)$$

式中: u_i 为第 i 相流体的速度; G_k 为由层流速度梯度而产生的湍流动能; G_b 为由浮力产生的湍流动能; Y_M 为由于在可压缩流中, 过渡的扩散产生的波动; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 和 $C_{3\varepsilon}$ 为常数; σ_k 和 σ_ε 为 k 方程和 ε 的湍流 Prandtl 数; S_k 和 S_ε 为用户定义的源项^[13]。

2.2 多相流模型

通过引入多相流模型, 仿真滑油和空气并存的附件机匣内部环境, 并通过耦合求解固体域和流体域的能量方程, 计算附件机匣的热流情况. 在 FLUENT 软件中对于多相流模型应遵循一定原则, 应根据流动特性选择. 对于附件机匣的温度场仿真分析, 需要多相流模型支持求解能量方程, VOF (Volume of Fluid) 模型满足这一条件^[14]。

对于多相流动, FLUENT 求解两类标量传输方程: 单独相 (per phase) 和混合相 (mixture). 对于 phase-1 中的任意 k 标量, 记为 ϕ_1^k . FLUENT 求解控制体内被 phase-1 所占有的传输方程。

$$\frac{\partial \alpha_1 \rho_1 \phi_1^k}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha_1 \rho_1 u_1 \phi_1^k - \alpha_1 \Gamma_1^k \nabla \phi_1^k) = s_1^k \quad (12)$$

式中: α_1 、 ρ_1 和 u_1 分别为 phase-1 的体积分、密度及速度; Γ_1^k 和 s_1^k 分别为扩散系数与源项. 在这种情况下, 标量 ϕ_1^k 只与某一相相关联 (phase-1), 且为一个独立的变量。

2.3 多参考坐标系模型

附件机匣内部油液起到润滑和散热的作用. 要准确模拟齿轮运动引起的油液围绕齿轮轴转动的情况, 计算域中必须同时存在动网格区和静网格区. 可以采用的模型包括多参考系模型、动网格模型和滑移网格模型. 其特点对比如表 1 所示。

多参考坐标系模型 (Multiple Reference Frame, MRF) 又称为冻结转子法, 是一种定常计算模型, 模型中假定网格单元做匀速运动, 适用于网格区域边界上各点的相对运动基本相同的问题. 该方法将整个计算域被分成多个小的子域, 每个子域可以有自己的运动方式, 因此适用于附件机匣每个齿轮轴转速不同, 然而又同时转动的情

形. 对每个运动的齿轮轴, 构建包围齿轮轴的转子. 该转子与周围流体以及齿轮轴固体域节点共享, 以便计算耦合换热. 同时, 由于齿轮轴外圆之间的距离小, 为保证网格质量, 转子的半径应取为 R_{rotor} , 其计算公式为

$$R_{\text{rotor}} = R_1 + \frac{1}{3} \left[L - \frac{1}{2} (R_1 + R_2) \right] \quad (13)$$

式中: R_1 为转子包围的齿轮轴直径; R_2 为相邻齿轮轴直径; L 为两齿轮轴中心距. 典型的转子构建如图 3 所示.

表 1 不同齿轮运动方法对比

Table 1 Contrast of different gear motion methods			
种类	动网格模型	滑移网格模型	多参考系模型
优点	最大程度上模拟真实情况	在一定程度上模拟真实情况, 网格不会出现负体积	在一定程度上模拟真实情况, 计算量小
缺点	只支持非结构化网格, 对网格质量要求高, 计算量非常大	需要更改壁面属性为交界面, 计算量大	采取对真实情况的一种近似, 即赋予流体一个转动角速度
特点	需要网格重画, 不支持稳态计算	不需要网格重画, 不支持稳态计算	不需要网格重画, 支持稳态计算

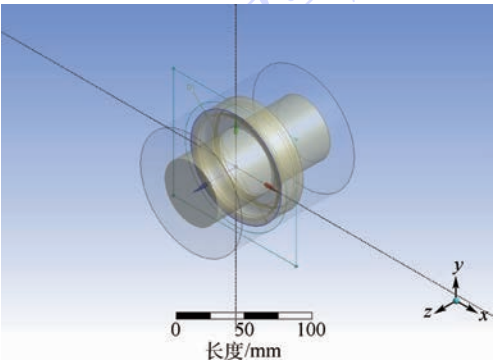


图 3 构建多参考系模型转子

Fig. 3 Build of MRF model's rotor

2.4 求解格式

求解方法的选择. 求解方法包括时间步长、迭代步数、能量方程、动量方程、差分格式等. 对于本文, 由于研究对象复杂, 网格数目多, 难于收敛, 且同时耦合了 FLUENT 中的多种模型, 求解起来必须兼顾各种模型都能够易于收敛, 因此宜选择计算精度稍低但能够确保收敛的方程. 因此时间步和松弛因子也需要做出相应调整, 为模拟一定的真实时间, 计算步数相应地增加, 需要的计算时间也会增大.

3 机匣稳态温度场分析计算实例

3.1 壳体油道射流压力仿真

根据以上分析, 需要确定热分析边界条件, 其

中油液经过壳体内管路进入机匣内部瞬间压力未知. 为此, 需要提取出流道进行壳体油道射流压力仿真 (如图 4 所示), 其进口压力为 1.35 MPa, 出口油压略去, 过程此处不再赘述.

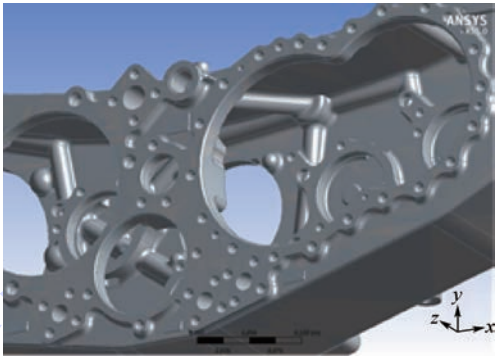


图 4 壳体内油道

Fig. 4 Oil passage within housing

3.2 稳态温度场仿真

根据以上分析, 采取表 2 ~ 表 4 所示的边界条件, 对机匣进行热分析. 残差收敛曲线如图 5 所示. 附件机匣内部的滑油轨迹可以通过流线图表示, 如图 6 所示. 单个齿轮表面温度如图 7 所示. 齿轮系表面温度如图 8 所示.

表 2 湍流模型设置

Table 2 Turbulence model settings		
模型项	模型参数	设置值
湍流方程	$k-\varepsilon$	可实现壁面函数
近壁面处理		标准壁面函数
模型常数	C_{μ}	0.09
	$C_{1\varepsilon}$	1.44
	$C_{2\varepsilon}$	1.92
	TKE 普朗特数	1
	TDR 普朗特数	1.3
	能量普朗特数	0.85
	壁面普朗特数	0.85

注: C_{μ} , $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ —实验测得的适用于大多数湍流情况的常数; TKE 普朗特数, TDR 普朗特数—湍流输运方程中和湍流耗散方程中动能扩散率与能量扩散率之比.

表 3 多相流模型设置

Table 3 Multiphase flow model settings			
模型项	模型参数	设置值	
多相流模型		液体体积 (VOF)	
体积分数参数	体积分数截止	10^{-6}	
	库朗数	0.25	
	体积分表征	开启	
材料参数	相种类	空气	油
	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	1.225	960
	比热容/($\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$)	1006.43	1880
	热导率/($\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$)	0.0242	0.12
	黏度/($\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s})^{-1}$)	1.7984×10^{-5}	0.048
	分子质量/($\text{kg} \cdot (\text{kg} \cdot \text{mol})^{-1}$)	28.966	258.19
	标准相热焓/($\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{mol})^{-1}$)	0	0
	参考温度/K	298.15	368.15

表 4 求解格式设置
Table 4 Solving scheme settings

模型项	模型参数	设置值
求解格式	压力-速度耦合方式	耦合解法
离散格式	梯度	基于一阶单元
	压力	标准
	动量	二阶迎风
	湍流能量	一阶迎风
	湍流耗散率	一阶迎风
	能量	二阶迎风
	迭代次数	20 000

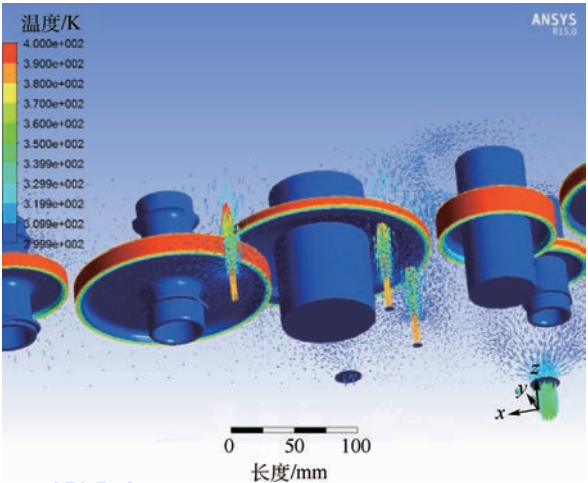


图 8 齿轮系表面温度场

Fig. 8 Surface temperature field of gear train

4 结 论

- 1) 针对以往附件机匣相关研究对滑油散热作用不能充分与机匣整体结合这一问题现状,本文以机匣内流场为主体作为分析对象有效地解决了这一问题.
- 2) 提出了基于流体仿真思想的稳态温度场仿真方法,建立了使用 FLUENT 软件对附件机匣进行稳态温度场仿真分析的模型和方法.通过分析附件机匣产热、散热问题的基本规律和特点,采用 $k-\varepsilon$ 模型模拟机匣内湍流情况,多相流模型模拟滑油,使用多参考坐标系模拟滑油运动.
- 3) 本文结果对附件机匣可靠性与寿命分析计算有支撑意义.限于计算机硬件资源的限制,本文目前只对单个齿轮转动进行了仿真,如条件允许,可对齿轮系整体进行仿真.

参考文献 (References)

[1] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005:198-199.
Lin J S. Aero gas turbine engine mechanical system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2005:198-199 (in Chinese).
[2] 吕亚国,刘振侠,路彬,等. 航空发动机附件机匣热分析研究[J]. 润滑与密封,2011,36(10):62-66.
Lv Y G Liu Z X,Lu B,et al. Thermal analysis of aeroengine accessory gearbox[J]. Lubrication Engineering,2011,36(10):62-66 (in Chinese).
[3] 刘志全,沈允文,陈国定,等. 某直升机齿轮传动系统的稳态热分析[J]. 中国机械工程,1999,10(6):15-18.
Liu Z Q,Shen Y W,Chen G D,et al. Steady-state thermal analysis of a helicopter gear transmission[J]. China Mechanical Engineering,1999,10(6):15-18 (in Chinese).
[4] 刘志全,沈允文,陈国定,等. 某直升机齿轮传动系统的瞬态热分析[J]. 航空动力学报,1999,14(3):86-89.
Liu Z Q,Shen Y W,Chen G D,et al. Transient thermal analysis

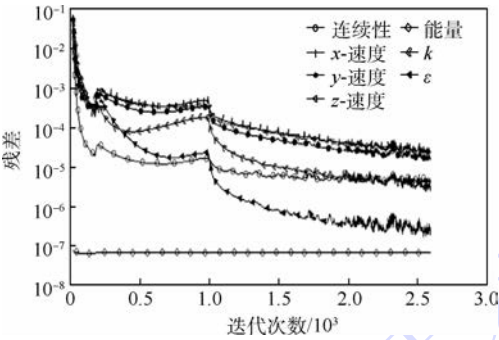


图 5 残差收敛曲线

Fig. 5 Residual convergence curve

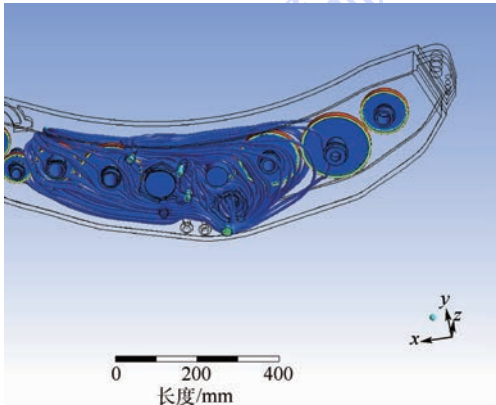


图 6 机匣内滑油轨迹

Fig. 6 Oil trajectory in housing

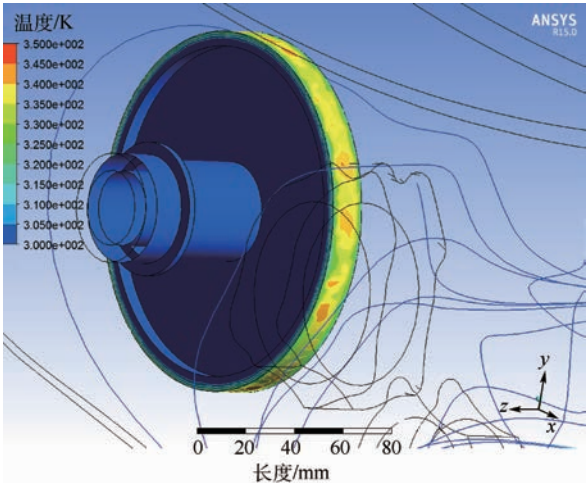


图 7 单个齿轮表面温度云图

Fig. 7 Single gear surface temperature contours

- of a helicopter gear transmission system[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 86-89 (in Chinese).
- [5] 史妍妍, 孙志礼, 李国权, 等. 附件机匣稳态热分析方法研究[J]. 机械设计, 2009, 26(6): 22-25.
Shi Y Y, Sun Z L, Li G Q, et al. Accessory gearbox steady-state thermal analysis study[J]. Journal of Machine Design, 2009, 26(6): 22-25 (in Chinese).
- [6] 闫明. 基于 ANSYS 的飞机附件机匣热分析[D]. 沈阳: 东北大学, 2005.
Yan M. Thermal analysis to the accessory gearbox based on ANSYS[D]. Shenyang: Northeastern University, 2005 (in Chinese).
- [7] Berker R. Integration des equations du mouvement d'un fluide visqueux incompressible [M]. Handbuch der Physik. Berlin: Springer, 1963.
- [8] Wang C Y. Exact solution of the unsteady Navier-Stokes equations [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1991, 23: 159-177.
- [9] 宋学官, 蔡林, 张华. ANSYS 流固耦合分析与工程应用实例 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012: 3-4.
Song X G, Cai L, Zhang H. ANSYS fluid-structure interaction analysis and engineering application examples [M]. Beijing: China Water & Power Press, 2012: 3-4 (in Chinese).
- [10] 杜明刚, 张立群. 综合传动装置空载功率损失研究[J]. 车辆与动力技术, 2004(1): 27-29.
Du M G, Zhang L Q. Research on vehicle transmission power loss [J]. Acta Armamentarii the Volume of Tank, Armored Vehicle and Engine, 2004(1): 27-29 (in Chinese).
- [11] 吴昌林. 关于齿面传热系数计算法的研究[J]. 机械传动, 1992, 16(2): 4-8.
Wu C L. Research on tooth surface heat transfer coefficient calculation method [J]. Journal of Mechanical Transmission, 1992, 16(2): 4-8 (in Chinese).
- [12] 钟毅芳, 吴昌林, 唐增宝. 机械设计 [M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2001: 67-68.
Zhong Y F, Wu C L, Tang Z B. Mechanical design [M]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press Co., Ltd, 2001: 67-68 (in Chinese).
- [13] ANSYS Manual R15. 0 [EB/OL]. Canonsburg. PA. US., ANSYS Co, Ltd., (2013-11) [2014-06]. <http://www.ansys.com.cn>.
- [14] 朱红钧, 林元华, 谢龙汉. FLUENT 流体分析及仿真实用教程 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2010: 125-128.
Zhu H J, Lin Y H, X L H. FLUENT fluid analysis and simulation of practical tutorial [M]. Beijing: Post & Telecom Press, 2010: 125-128 (in Chinese).

Accessory gearbox temperature field analysis considering fuel injection lubrication

CHEN Yunxia*, LIU Wangjia

(School of Reliability and System Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Accessory gearbox is a major component of aero-engine, and the heat production and heat dissipation problems of accessory gearbox are complex. Previous studies have focused only on solid domains thermal analysis, however oil cooling effect has not been taken full account of. Aiming to complement this, a fluid simulation based on the steady-state temperature field thinking method of analysis was proposed. Firstly, basic rules and characteristics of the heat production and heat dissipation problems of the accessory gearbox were analyzed. Then we applied the $k-\varepsilon$ turbulence model to simulation, applied the multiphase flow model to simulate the oil, and used multiple reference coordinate system to simulate heat transfer with gear rotation. Finally, the application of a specific case of accessory gearbox verified the correctness and feasibility of the method, which formed a set of effective models and methods using FLUENT software to simulate accessory gearbox's steady state temperature field. The result plays an important supporting role for subsequent research on accessory gearbox reliability and lifetime analysis.

Key words: accessory gearbox; temperature field; FLUENT software; multiphase flow; injection lubrication

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0482

基于 PCA 和 WPSVM 的航天器电特性识别方法

李可^{*1}, 刘祎¹, 杜少毅², 孙毅³, 王浚¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 西安交通大学 人工智能与机器人研究所, 西安 710049; 3. 中国空间技术研究院, 北京 100194)



摘

要: 针对航天器电特性监测系统识别过程中存在测试数据量大、特征维数高、样本少、计算速度慢和识别率低等问题, 提出基于主成分分析(PCA)的特征提取和加权近似支持向量机(WPSVM)的在线故障诊断方法. 实现了对信号故障特征的主成分分析、选择和提取, 并对高维特征数据实现了降维, 提高了航天器电特性在线故障诊断的准确性和速度. 针对PCA中的结果选取问题, 提出运用数据贡献度阈值进行数据截取的方法, 有效地保证了数据的有效性与一致性. 结果表明: 该方法充分利用了航天器电特性监测系统的有用数据特征, 有效提高了识别的精度, 且计算时间较短, 效率较高.

关键词: 航天器; 主成分分析(PCA); 降维; 小样本; 支持向量机(SVM); 电特性识别
中图分类号: TP391.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1177-06

航天器电子负载系统是开放的非线性时变系统, 系统结构复杂且不确定^[1], 内部负载之间常见的信号有滚动、俯仰、偏航等^[2-3]. 这些信号的突变时常发生, 因此在系统发生故障时, 引起事故的原因将会交织在一起. 如果没有可靠的信息来源以及分析方法, 仅靠假设和推测, 难以判断准确的故障起因^[4-7]. 北京航空航天大学魏传锋和王浚院士等结合航天器热故障的特点和人工智能的思想, 提出了适合航天器故障诊断的推理机和知识库的构造方法, 并建立了航天器热故障诊断专家系统^[8-9]. 然而, 航天器电特性监测系统识别过程中存在测试数据量大、特征维数高、样本少^[10]、计算速度慢和识别率低等问题, 这些问题亟待解决.

考虑到支持向量机(Support Vector Machine, SVM)^[11-12]在小样本条件下具有良好的学习能力, 能较好地实现对非线性样本数据的学习、分

类. 应用于电特性识别过程中具有独特优势. 实际诊断时, 如果电特性数据输入量数目过多, 训练复杂度及过拟合度都会大大增加^[12], 对于复杂高维特征系统, 大量的数据会影响样本训练和分类诊断的效率, 并导致识别准确率下降, 如何从高维状态特征中获得敏感特征成为在线识别的瓶颈之一^[13]. 主成分分析方法(Principal Component Analysis, PCA)^[14-15]是一种新的数据分析和处理方法, 倾向于局部特征的抽取, 具有存储容量小、计算简单等特点, 已经在图形处理、人类自然语言的处理研究中得到广泛应用.

本文提出采用PCA与加权近似支持向量机(Weighted Proximal Support Vector Machine, WPSVM)相结合的航天器电特性在线故障诊断方法. 通过PCA对SVM的样本数据进行预处理, 然后通过加权WPSVM的方法实现在线分类. 解决在线识别过程中高维特征选取困难和计算速度较

收稿日期: 2014-07-31; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2015-01-05 08:24

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150105.0824.001.html

基金项目: 航空科学基金(2012XX1043); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-HKXY-017)

* 通讯作者: 李可(1980—), 男, 江苏徐州人, 讲师, like@buaa.edu.cn, 主要研究方向为智能控制、机器学习等.

引用格式: 李可, 刘祎, 杜少毅, 等. 基于PCA和WPSVM的航天器电特性识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1177-1182. Li K, Liu Y, Du S Y, et al. Spacecraft electrical characteristics identification method based on PCA feature extraction and WPSVM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1177-1182 (in Chinese).

慢的问题,改善在线识别效果,仿真和实测试验均表明该方法的优越性.

1 航天器电特性在线识别方法

航天器电特性在线识别问题的前提是对测试电特性信号进行平移变换之后与标准电特性进行对照,根据误差的大小,实现测量信号的在线识别.标准数据与测试数据如图 1 所示.

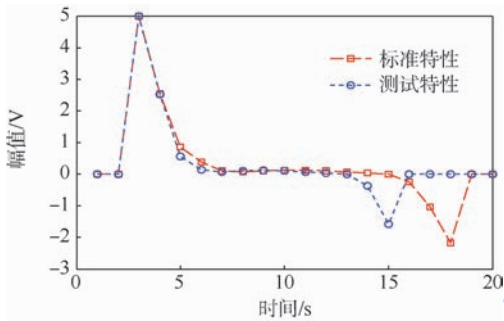


图 1 测试数据与标准数据
Fig.1 Test data and standard data

测试数据与标准数据的最小化误差函数如下:

min_{w,B} \beta = \|W D_t + B - D_s\|_2 \tag{1}

式中: D_t 与 D_s 分别为测试数据与标准数据; W 为映射变换; B 为平移.采用求取范数的方式来量化误差,通过对测试数据与标准数据进行映射变换的方式获取两者之间的误差,用于识别.

PCA 算法的实质是通过变换的方式实现数据降维,降低计算量,加快计算速度,避免出现过拟合.SVM 分类器则是通过映射变换的方式,实现在线式识别,提高识别率.

2 PCA 算法

2.1 PCA 算法原理流程

PCA 是统计学中分析数据的一种方法,其目的是通过一个特殊的向量矩阵,将数据从原来的高维空间投影到一个低维的向量空间中,并且降维后保存了数据的主要信息,从而使数据更易于处理,本文提出的时间序列 PCA 算法如图 2 所示.

2.2 航天器电特性识别中的 PCA 算法

将航天器电特性数据序列中的每一段电特性表示成向量的形式:

X = [X_1, X_2, \cdots, X_n] \tag{2}

式中: $X_k = (x_{k,1}, x_{k,2}, \cdots, x_{k,r}) (1 \leq k \leq n)$ 为第 k 个样本, r 为该样本的采样点数; n 为总样本个数.进而得出协方差阵为

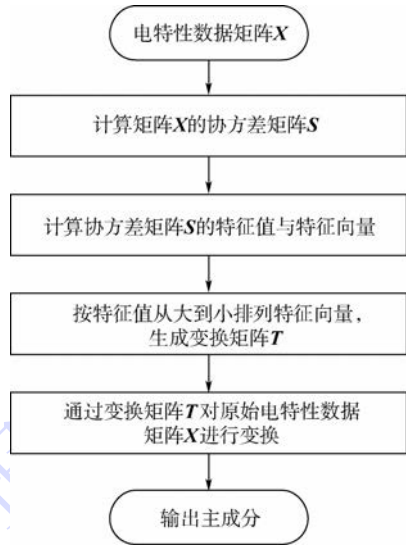


图 2 PCA 方法流程图
Fig.2 Flow chart of the PCA method

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

s. t. \bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n X_k \tag{3}

式中: $\bar{X}$ 为均值向量; S 为 $r \times r$ 的矩阵,计算 S 的特征值 $[\lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_n]$ (其中 $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \cdots \geq \lambda_n$) 以及对应的特征向量 $T = [u_1, u_2, \cdots, u_n]$,这些特征向量就是航天器电特性数据的正交基,特征向量所对应的特征值越大,它在重构时的贡献也越大,贡献度可以通过归一化的方式来计算,特征值 λ_k 所对应的特征向量的贡献度 P_k 可以量化为

P_k = \lambda_k \left(\sum_{i=1}^n \lambda_i \right)^{-1} \tag{4}

因此,对那些特征值很小的特征向量可以忽略.这样可应用前 N 个主分量来重建模型,此处设定阈值 P ,前 N 个分量的贡献度之和大于 P ,即

\sum_{i=1}^N P_i \geq P, 所以重构后的电特性数据矩阵为

\hat{X} = \sum_{i=1}^N u_i^T X u_i \tag{5}

3 支持向量机

3.1 SVM 一般原理

SVM 的核心思想是构建一个最大间隔的分类超平面.使两类样本分布于分类面两边,标准 SVM 是对线性可分的两类样本.寻找一个既能使两类样本正确分开,又保证分类间隔最大的最优分类面.对于线性可分的情况,最优超平面的求解问题归结为求解式(6)的约束优化问题.当样本非线性时,可通过核函数映射的方式将样本投影使其线性可

分,常用的核函数包括多项式核函数,线性核函数以及径向基核函数.而为了使识别结果最优,将最大化超平面内训练样本间的间隔,其形式为

$$\begin{aligned} \max \delta m &= \frac{1}{|\boldsymbol{\omega}|} \\ \text{s. t. } y_i(\boldsymbol{\omega} \cdot \hat{\mathbf{x}}_i + b) - 1 &\geq 0 \\ i &= 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (6)$$

式中: δm 为超平面间隔; $\hat{\mathbf{x}}_i$ 为所获取的样本特征; y_i 为样本所属类别; l 为总类别数量,即样本分为 l 类; $\boldsymbol{\omega}$ 和 b 分别为超平面的法向量与位移.

3.2 基于 PCA 的 WPSVM^[7-8] 分类器

基于 SVM 的电特性识别分为样本训练和电特性识别两个阶段,上述过程若直接引入高维电特性数据会影响分类器的分类速度和精度.基于 PCA 的电特性是被通过对原始数据进行特征提取和数据降维,用降维后的样本特征训练 SVM 分类器.从而在线电特性识别时,提高识别精度并且极大地提高计算速度.

同时针对航天器电特性数据蕴含噪声较多、识别率低的问题,提出采用 WPSVM 来解决噪声较多的问题,有效提高识别率,与标准 SVM 相比, WPSVM 将优化问题转化为

$$\begin{aligned} \min &\left(\frac{1}{2} |\boldsymbol{\omega}|^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^d C_i s_i \xi_i^2 \right) \\ \text{s. t. } y_i(\boldsymbol{\omega} \cdot \hat{\mathbf{x}}_i + b) - 1 + \xi_i &\geq 0 \\ i &= 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (7)$$

式中: C_i 为正负类分别引入不同的惩罚因子; ξ_i 为松弛变量; d 为样本数量; y_i 为 $\hat{\mathbf{x}}_i$ 的所属类别标识; s_i 为每个训练样本引入一个可调节的权值,用以表示该样本对于某一类的贡献性大小, $0 \leq s_i \leq 1$, 则 s_i 表示该样本点属于一类的可能性,而 $(1 - s_i)$ 表示该样本点属于另一类的可能性.

为求解上述最优化问题,引入 Lagrange 定理.将问题转化为

$$\begin{aligned} \min_{\boldsymbol{\omega}, b, \xi, \alpha} L(\boldsymbol{\omega}, b, \xi, \alpha) &= \frac{1}{2} |\boldsymbol{\omega}|^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^d C_i s_i \xi_i^2 - \\ &\sum_{i=1}^d \alpha_i [y_i(\boldsymbol{\omega} \cdot \hat{\mathbf{x}}_i + b) - 1 + \xi_i] \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{\alpha} = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_d)$ 为 Lagrange 乘子.根据 Wolfe 对偶的定义,就是先求 $L(\boldsymbol{\omega}, b, \xi, \boldsymbol{\alpha})$ 关于 $\boldsymbol{\omega}, b, \xi, \boldsymbol{\alpha}$ 的极小值,由极值条件,得

$$\frac{\partial L}{\partial \boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} - \sum_{i=1}^d \alpha_i y_i \hat{\mathbf{x}}_i = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial L}{\partial b} = \sum_{i=1}^d \alpha_i y_i = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \xi} = \sum_{i=1}^d C_i s_i \xi_i - \sum_{i=1}^d \alpha_i = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \alpha} = y_i(\boldsymbol{\omega} \cdot \hat{\mathbf{x}}_i + b) - 1 + \xi_i = 0 \quad (12)$$

引入 $\delta_i = C_i s_i$ 并求解式(9)~式(12),可得

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = \sum_{i=1}^d \alpha_i y_i \hat{\mathbf{x}}_i \\ \sum_{i=1}^d \alpha_i y_i = 0 \\ \sum_{i=1}^d \delta_i \xi_i^2 = \sum_{i=1}^d \alpha_i \\ y_i(\boldsymbol{\omega} \cdot \hat{\mathbf{x}}_i + b) - 1 + \xi_i = 0 \end{cases} \quad (13)$$

将式(13)代入式(8)中求取对偶问题的最优解 $\boldsymbol{\alpha}^* = (\alpha_1^*, \alpha_2^*, \dots, \alpha_d^*)$, 选择 $\boldsymbol{\alpha}^* (\boldsymbol{\alpha}^* > \mathbf{0})$ 的一个正分量,则原始问题的解可表示为

$$\boldsymbol{\omega}^* = \sum_{i=1}^d \alpha_i^* y_i \hat{\mathbf{x}}_i \quad (14)$$

$$b^* = y_i \left(1 - \frac{\alpha_i}{\delta_i} \right) - \sum_{i=1}^d \alpha_i^* y_i K(\hat{\mathbf{x}}_i, \hat{\mathbf{x}}_j) = 0 \quad (15)$$

式中: $K(\hat{\mathbf{x}}_i, \hat{\mathbf{x}}_j)$ 表示核函数,用于将输入空间映射到相应的高维特征空间.引入不同的核函数可以实现采用不同的标准对相似性和相似程度进行估价.最终的决策函数为

$$F(\hat{\mathbf{x}}) = \text{sgn}(\boldsymbol{\omega}^* \cdot \hat{\mathbf{x}} + b^*) \quad (16)$$

4 实验数据与结果

4.1 实验数据

实验数据来源于航天器电子负载的典型电特性实验数据,所使用的原始数据为每一段 1 000 个数据点的波形,如图 3 所示.实验可简要概括如下:①采用基于 PCA 的特征提取方法对数据进行降维;②使用 WPSVM 分类器对测试集进行分类识别并计算准确度.总体流程如图 4 所示.

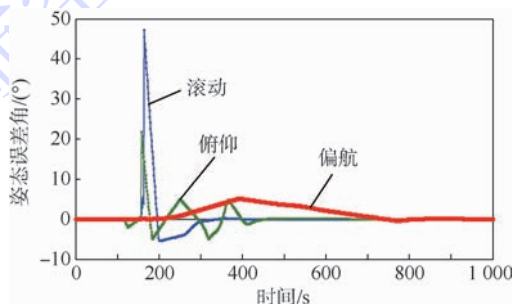


图 3 典型电特性实验数据

Fig. 3 Typical electrical characteristics experimental data

4.2 使用多类 WPSVM 分类器的电特性识别实验

WPSVM 为两类分类器,在电特性识别过程中存在大量不同的电特性,只是用单一的两类分类器难以解决识别问题.因此提取多类 WPSVM 分类器用于在线电特性识别.多分类的指导思想

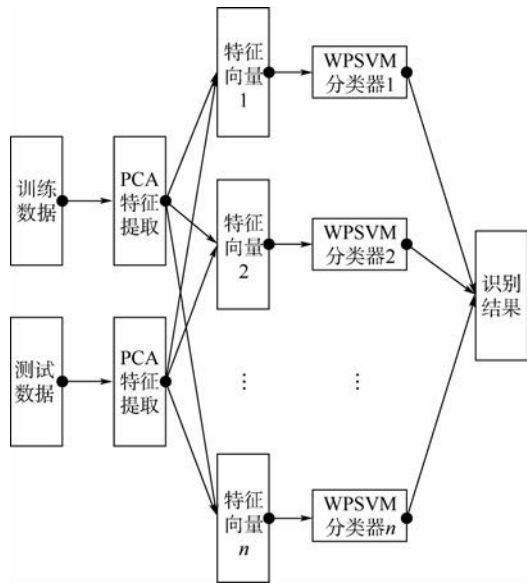


图 4 电特性识别总体流程
Fig.4 Total flow chart of electrical characteristics identification

为将多类问题分解为一系列 WPSVM 可直接求解的两类问题,基于这一系列 WPSVM 求解结果得出最终判别结果. 分别采用一类对余类法与一对一方法进行实验对比.

一类对余类法的步骤是构造 n 个两类分类器(设共有 n 个类别),其中第 i 个分类器把第 i 类同余下的各类划分开,训练时第 i 个分类器取训练集中第 i 类为正类,其余类别点为负类进行训练. 判别时,测试电特性数据分别经过 n 个分类器共得到 n 个输出值 $F(\hat{x}) = \text{sgn}(\omega^* \cdot \hat{x} + b^*)$,若只有一个 $+1$ 出现,则其对应类别为测试电特性数据类别;实际情况下总是有误差的,若输出不只一个 $+1$ (不只一类声称它属于自己),或者没有一个输出为 $+1$ (即没有一个类声称它属于自己),则比较 $\omega^* \cdot \hat{x} + b^*$ 输出值,最大者对应类别为测试电特性数据的类别.

一对一方法在每两类间训练一个分类器,因此对于存在 n 类的电特性问题,将有 $n(n-1)/2$ 个分类器. 当对测试电特性数据进行分类时,每个分类器都对其类别进行判断. 并为相应的类别“投上一票”,最后得票最多的类别即作为该测试电特性数据的类别.

4.3 实验结果

首先,采用不同的样本数分别使用 PCA 特征提取方法与不使用 PCA 特征提取方法对同一个分类器进行训练. 对运算时间进行记录,运算时间为 PCA 降维运算时间与分类器训练时间的总和,由表 1 可以看出,通过使用 PCA 特征提取方法进

行降维,使得计算速度明显加快.

表 1 算法所需时间对比
Table 1 Comparison of time between different algorithms

特征提取方法	样本数量/个			
	10	50	100	500
PCA 降维	0.122 92	0.313 488	0.532 109	1.020 358
无 PCA 降维	1.731 84	3.833 223	7.583 167	19.364 252

利用实验数据,采用随机抽取样本的方式对改进的 WPSVM 算法的准确率进行计算,分别随机产生 10、50、100 个电特性数据样本. 如图 5 所示,实验表明,WPSVM 较传统识别算法具有更高的准确性. 其中采用一对一方法的 WPSVM 分类器具有最高的分类准确度.

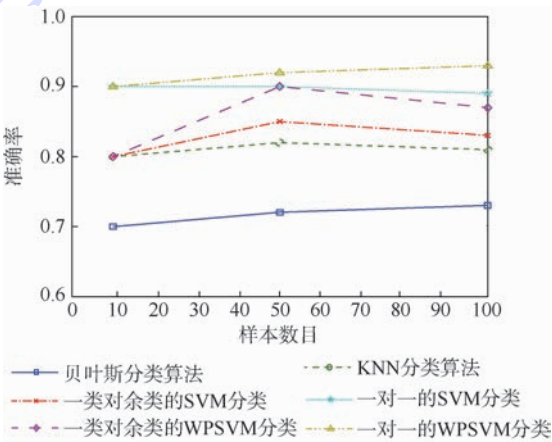


图 5 算法准确率对比
Fig.5 Comparison of algorithm accuracy

之后,从真实实验数据中随机抽取 100 个电特性数据样本,通过使用不同的多类分类方法对 WPSVM 和 SVM 的性能进行了比较,对运算时间进行记录,运算时间为 PCA 降维运算时间与分类器训练时间的总和,如表 2 所示. 实验表明,运用一类对余类法其训练时间较一对一方法更为迅速,而 WPSVM 较传统 SVM 训练时间基本一致,再改进的基础上时间复杂度并没有增加.

表 2 训练所需时间对比
Table 2 Comparison between training time

特征提取方法	SVM 分类器		WPSVM 分类器	
	一类对余类	一对一	一类对余类	一对一
PCA 降维	15.292 73	3.435 345	16.434 53	3.254 353
无 PCA 降维	168.184 7	42.675 43	157.642 4	45.343 23

5 结 论

本文利用数理统计的方法,提出了一种新的电特性识别解决方法. 主要创新与结论有:

- 1) 在电特性识别过程中引入 PCA 特征提取

方法,实现了对航天器电特性数据的降维,从而减少识别过程中的计算量,有效地提高了效率。

2) 在实现降维特征提取之后,采用 WPSVM 算法对电特性数据进行识别,提高了电特性识别的精度。

3) 对多种经典算法进行了比较,获得了较为完整的结论,其中 WPSVM 减少了计算时间,进一步增强了分类器的性能。

对于这个模型,进一步的工作包括:

1) 要解决异常或叠加事件难以识别的敏感问题。

2) 尽量减小由于数据的分散性所带来的对孤立点的敏感程度。

3) 减少人工的干预,同时又不能增加太多的计算复杂度,在不同规模的数据集上测试该方法的有效性。最终构造并实现更高性能的分类器。

致谢 感谢北京航空航天大学、西安交通大学与中国空间研究院在研究过程中的支持与帮助。

参考文献 (References)

- [1] Steven R S. System identification technology modeling for noninvasive load diagnostics[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2000.
- [2] Zadeh L A. Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1973, 3(1): 28-44.
- [3] Chew H G, Bogner R E, Lim C C. Dual ν -support vector machine with error rate and training size biasing[C]//IEEE International Conference Acoustics Speech Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 2: 1269-1272.
- [4] 杜林, 刘伟明, 王有元. 基于 CPLD 的电网过电压变频数据采集卡设计[J]. 高电压技术, 2008, 34(8): 1589-1593.
Du L, Liu W M, Wang Y Y. Data acquisition card with variable sampling speed for monitoring overvoltage based on CPLD[J]. High Voltage Engineering, 2008, 34(8): 1589-1593 (in Chinese).
- [5] 吴昊, 肖先勇. 小波能量谱和神经网络法识别雷击与短路故障[J]. 高电压技术, 2007, 33(10): 189-193.
Wu H, Xiao X Y. Lightning strike and fault identification by the wavelet energy spectrum and neural network method[J]. High Voltage Engineering, 2007, 33(10): 189-193 (in Chinese).
- [6] Huang J S, Negnevitsky M, Nguyen D T. A neural-fuzzy classifier for recognition of power quality disturbances[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2002, 17(2): 609-616.
- [7] 王钢, 李海峰, 赵建仓, 等. 基于小波多尺度分析的输电线路直击雷暂态识别[J]. 中国电机工程学报, 2004, 24(4): 358-364.
Wang G, Li H F, Zhao J C, et al. Identification of transients on transmission lines caused by direct lightning strokes based on multiresolution signal decomposition[J]. Proceedings of the CSEE, 2004, 24(4): 358-364 (in Chinese).
- [8] Chien S, Sherwood R, Tran D, et al. Using autonomy flight software to improve science return on Earth Observing One[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2005, 2(4): 196-216.
- [9] 李可, 刘旺开, 王浚. 专家-模糊 PID 在低速风洞风速控制系统中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(12): 1387-1390.
Li K, Liu W K, Wang J. Parameters self-tuning fuzzy-PID combined with expert control on wind velocity control system of wind tunnels at home[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(12): 1387-1390 (in Chinese).
- [10] Li K, Liu W K, Wang J, et al. An intelligent control method for a large multi-parameter environmental simulation cabin[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1360-1369.
- [11] 李可, 庞丽萍, 刘旺开, 等. 环境模拟舱体的建模仿真及控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5): 535-538.
Li K, Pang L P, Liu W K, et al. System model simulation and-control method used in environmental simulation chambers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 535-538 (in Chinese).
- [12] Huang S H, Kothamasu R, Shiralkar Y C, et al. Prediction of plastic preform temperature profile and modeling perspective[J]. International Journal of Manufacturing Science and Technology, 2003, 4(2): 56-83.
- [13] 邓乃扬, 田英杰. 数据挖掘中的新方法——支持向量机[M]. 北京: 科学出版社, 2004: 189-193.
Deng N Y, Tian Y J. A new method of data mining: SVM[M]. Beijing: Science Press, 2004: 189-193 (in Chinese).
- [14] Witten I H, Frank E. Data mining: Practical machine learning tools and techniques[M]. 2nd ed. San Francisco: Morgan Kaufmann, 2005: 36-39.
- [15] Zhu X, Ye J, Zhang X. A fixed-point nonlinear PCA algorithm for blind source separation[J]. Neurocomputing, 2005, 69(1): 264-272.

Spacecraft electrical characteristics identification method based on PCA feature extraction and WPSVM

LI Ke^{*1}, LIU Yi¹, DU Shaoyi², SUN Yi³, WANG Jun¹

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

2. Institute of Artificial Intelligence and Robotics, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. China Academy of Space Technology, Beijing 100194, China)

Abstract: To solve the problems of large amount of unlabeled test data, high dimension characteristics, slow computing speed and low recognition rate during the spacecraft electrical characteristics identification process of monitoring system, an on-line identification algorithm based on principal component analysis (PCA) feature extraction and weighted proximal support vector machine (WPSVM) was proposed. The principal component analysis is used for feature selection and extraction during complex signal analysis process, to reduce the characteristics dimension and improve the speed of the spacecraft electrical on-line identification. In order to resolve the PCA results selection problem, our team put forward data capture contribution method by using threshold to capture data, effectively guarantee the validity and consistency of the data. The experimental results indicate that this method we proposed can get better spacecraft electrical characteristics data feature, improve the accuracy of identification, and shorten the compute-time with high efficiency at the same time.

Key words: spacecraft; principal component analysis (PCA); dimensional-reduction; small sample; support vector machine (SVM); electrical characteristics identification

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0479

三维真实地形环境下无人机救援航路规划方法

梁宵^{*1}, 王宏伦², 孟光磊¹, 陈侠¹

沈阳航空航天大学 自动化学院, 沈阳 110136; 2. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191

摘 要: 利用无人机(UAV)的三维飞行能力,采用优化方法规划路径,能够使其在救援任务中比地面车辆以更短的时间到达救援区域,提高救援效率.针对真实的地理环境,根据无人机约束采用均匀化网格方法进行地形建模,之后根据地形数据的特点设计适合数学计算与求解的数据结构.最后设计了包含偏离代价、高度代价、地形跟随/回避代价、威胁代价和安全距离代价的综合性能指标函数,并采用航路点交叉和网格搜索代替航路点搜索的方法,对蚁群算法进行改进完成航路规划.仿真结果表明:本文方法能够直接处理三维地形数据,在保持地貌的前提下,完成了无人机的三维航路规划任务,得到满足无人机约束的三维最优航路,提高了航路规划方法的实用价值.

关 键 词: 无人机(UAV)救援; 三维航路规划; 蚁群算法; 数字地图; 真实地形

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1183-05

2008-05-12 中国汶川发生了里氏 8.0 级的地震,带来了巨大的人员伤亡和经济损失,尽管及时抢修了道路,但是地面救援仍然无法在第一时间到达核心灾区.无人机的低成本特点以及三维飞行能力,使其在空中救援方面优于地面救援^[1],无人机按照规划的最优路径飞行能够在最短的时间到达救援区域,许多学者在这方面展开了研究.

为了最大限度地发挥飞行优势,面向救援任务的无人机航路规划集中在三维空间,因此传统的二维航路规划方法比如人工势场法^[2]、RRT (Rapidly exploring Random Tree) 法^[3]等受到限制.三维救援搜索中,应用最广泛的一类方法是 A* 方法.通过与局部算法的组合,A* 还能完成未知环境下的三维航路搜索^[4-5].但是 A* 方法只能保证距离上的最短,无法兼顾其他性能指标,因此多目标优化方法逐渐引起学者们的兴趣.利用蚁群方法能够找到最优的三维航路并具有鲁棒性,

但是受地形建模的方式影响很大^[6].根据经验定义搜索域,通过改进编码方式和算法结构,Sullivan 等实现了遗传方法的多目标同时优化^[7].粒子群算法计算速度快,通过对粒子的改进能够具备一定鲁棒性,并成功规划出适于可变形成机器人的光滑航路^[8].为降低大尺度规划空间的算法时空开销,房建成等建立了基于 MDP (Markov Decision Processes) 的全局路径规划模型,并将其拓展到三维规划中,但是仿真地形较为简单^[9].

尽管在无人机三维航路规划方面的研究取得了很大进展,但是必须要面对的问题是:算法的优越性如何使其在实际的应用中发挥真实作用.该问题的解决涉及两个方面:首先,算法在设计阶段应该考虑无人机物理约束^[10],否则无人机无法按照规划出的航路进行飞行,航路规划就失去了本来的意义.其次,算法的应用不能仅停留在虚拟地形的仿真阶段,要使其能够真实地作用于实际的

收稿日期: 2014-07-30; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2015-02-13 16:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150213.1656.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61175084); 沈阳飞行器控制与仿真技术重点实验室建设(F14-185-1-00)

* 通讯作者: 梁宵(1984—),男,辽宁沈阳人,讲师,connyzone@126.com,主要研究方向为无人机自主控制、航路规划、任务规划.

引用格式: 梁宵,王宏伦,孟光磊,等. 三维真实地形环境下无人机救援航路规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1183-1187. Liang X, Wang H L, Meng G L, et al. Path planning for UAV under three-dimensional real terrain in rescue mission [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1183-1187 (in Chinese).

数字地图,将无人机导引至救援区域.

针对救援任务中无人机的三维航路规划问题,本文提出了一种适合三维真实地形的无人机航路规划方法.该方法在满足无人机约束的前提下,进行数字地图的预处理,完成均匀网格划分,并设计了地形数据的数据结构,最后提出改进的蚁群算法进行三维航路规划,得到适合无人机飞行的最优航路.

1 数字地图的预处理

能够处理真实的地形数据,可以提高航路规划算法的实用性.地形数据首先需要进行预处理,包括数字地图获取、地形信息截取、高程信息提取和生成 xyz 坐标序列 4 个阶段.

救援区域的经纬度坐标和海拔高程数据可以从各国官方数据库下载.需要注意的是,官方提供的下载数据精度不会很高,并且一般为较大的地形块数据,如果直接对地形块进行操作,会产生许多冗余信息,也会降低预处理的速度.因此需要针对感兴趣的地形部分进行截取,之后提取高程信息数据,这部分操作可以通过编程实现也可以利用 Google Earth 和 Global Mapper 等商业软件完成,最后导出由 x, y, z 组成的三维坐标序列形式的文本文件.

2 满足无人机约束的均匀化网格地形建模

2.1 无人机约束的处理

无人机的机动性直接受爬升角、爬升高度、转弯角等多种因素的影响^[11],而这种飞行能力对于航路的可行性是很强的约束.在复杂地形环境建模时,通过充分考虑无人机的物理约束,能够避免航路的后处理和二次平滑.

在后续的航路规划过程中,采用蚁群算法进行问题的求解,因此飞行环境建模采用网格化建模方法.首先,三维网格地形的垂向高度需要小于最大爬升高度,爬升角与转弯角相似,分别属于垂向和水平面内的角度机动约束.以水平面内的转弯角为例,当无人机定速飞行时,给定最大过载,能够确定其最小转弯半径,并且满足:

$$R_{\min} = V^2 / (g \sqrt{n_{\max}^2 - 1}) \quad (1)$$

式中: $n_{\max}$ 为最大过载; $R_{\min}$ 为最小转弯半径; V 为无人机速度; g 为重力加速度.根据式(1)进一步求得转弯时的角速度:

$$\omega = g \sqrt{n_{\max}^2 - 1} / V \quad (2)$$

则单位时间 t 内的转弯角为 ωt ,根据式(1)和式(2)建立二维水平面内满足无人机约束的栅格地形模型如图 1 所示.

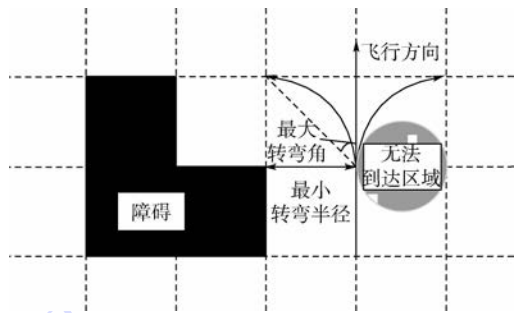


图 1 基于无人机约束的二维栅格模型示意图
Fig. 1 Schematic diagram of two-dimensional grid model based on UAV constraints

2.2 均匀化栅格地形

经过数字地图预处理后的三维坐标序列能够准确描述地形信息,但直接采用坐标序列进行航路规划会增加计算量,因此需要剔除冗余信息,降低数据点的密度.虽然变精度的栅格能够更好地描述环境和提高算法效率,但是实现起来却十分复杂,目前的航路规划方法主要以均匀网格数据表示地形.均匀化过程是对三维坐标序列的等间隔取点,如果没有数据点则要通过其邻域内的点进行曲线拟合完成,并且均匀化后的栅格地形要保证栅格密度满足 2.1 节的无人机约束要求.

2.3 满足航路计算的地形数据结构设计

设地形的 x 和 y 方向分别有网格点 P 个和 Q 个,网格点间距分别为 Δx 和 Δy .用 L 代表地形 x 方向的长度, W 代表地形 y 方向的长度,则有

$$\begin{cases} P = L / \Delta x \\ Q = W / \Delta y \end{cases} \quad (3)$$

设 H 为地形高度表,用 $H(z_i, z_j)$ 表示网格 (z_i, z_j) 处的垂向高度,其中 $z_i = 1, 2, \dots, P, z_j = 1, 2, \dots, Q$.三维网格地形如图 2 所示,图中 α 为垂向爬升角, θ 为水平面内的转弯角.设无人机当前所在的网格点为 O ,则根据无人机约束,下一时刻的可行网格点为 A, B, C, D 和 O' .

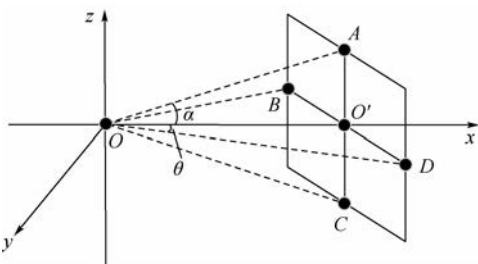


图 2 基于无人机约束的三维地形网格模型示意图
Fig. 2 Schematic diagram of three-dimensional terrain grid model based on UAV constraints

根据图 2,可以得到如下结论:

$$\begin{cases} \cos \alpha = \overline{OO'}/\overline{OA} \\ \tan \alpha = \overline{O'A}/\overline{OO'} \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \cos \theta = \overline{OO'}/\overline{OD} \\ \tan \theta = \overline{O'D}/\overline{OO'} \end{cases} \quad (5)$$

Δz 为垂向网格点间距. 结合前文的定义可知: $\Delta x = \overline{OO'}$, $\Delta y = \overline{O'B} = \overline{O'D}$, $\Delta z = \overline{O'A} = \overline{O'C}$. 根据无人机约束设计的地形数据结构,可以确保在此基础上规划出的航路对于无人机是可行的.

3 改进的三维蚁群航路规划方法

在寻找食物源时,作为蚂蚁能在其走过的路径上释放一种蚂蚁特有的化学物质——生物信息激素,经过众多蚂蚁的协同搜寻过后,几乎所有的蚂蚁都会走最短的那一条路径^[12]. 蚁群算法的研究内容很多,其基本原理描述可以参考文献[13]. 下面主要介绍对蚁群算法的主要改进内容.

3.1 性能优化指标设计

性能优化指标,代表着航路的搜索趋势,或者说最终搜索出的较优/最优航路将具备的特征. 设一条航路由 N 条航路段和 $N+1$ 个航路点组成,第 i 和第 $i+1$ 个航路点组成的航路段,由 l_i 表示,则代价指标定义为

$$J = \sum_{i=1}^N j_i = \sum_{i=1}^N (w_d D_i^2 + w_h H_i^2 + w_r F_i + w_t T_i + w_s S_i^2) \quad (6)$$

式中: D_i 为当前航路点偏离起始点与目标点连线的距离,即航向偏离代价,此代价一般对应燃油代价,偏离越大,航路越长; H_i 为 UAV 经过航路点时的飞行高度,由于地形是离散的,因此采用该航路点的高度 H_i 代表该航段 l_i 的飞行高度; F_i 为地面信息的离散值惩罚,当 F_i 值越大,说明地形越复杂,高低起伏变化越大,不适合 UAV 进行地形跟随/回避飞行; T_i 为网格点的危险系数,如果网格点距离该点地势的海拔高度越小, T_i 越大; S_i 为安全距离指标, S_i 的值与无人机和障碍之间的距离成反比: $S_i = c/d_{\min}^i$,其中 c 为比例系数, $d_{\min}^i$ 为 l_i 上每一点到障碍距离的最小值; w_d 、 w_h 、 w_r 、 w_t 、 w_s 分别是 D_i 、 H_i 、 F_i 、 T_i 、 S_i 的加权系数.

3.2 路径交叉方法

路径交叉适用于两条航路存在共同航路点时的情况,如图 3 所示. 设 a_1 和 a_2 属于当前全局最优航路, a_3 和 a_4 属于本次搜索的局部最优航路. 从两条航路中随机选取某一交叉航路点,使用路径交叉方法,生成两条新的航路,它们分别为 a_1 、

a_4 与 a_3 、 a_2 .

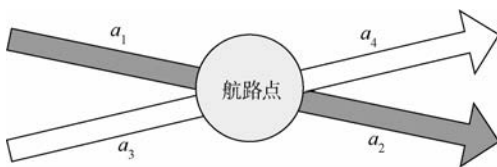


图 3 航路交叉示意图

Fig. 3 Schematic diagram of path crossing

将两条新生成航路的代价与前次全局最优航路比较,如果新生成航路较优,则替换原全局最优航路,否则不变. 航路交叉方法的思想,是将遗传算法中的交叉操作^[14]引入蚁群算法,这种做法可以有效地增加解空间的多样性,避免局部极小,并在很大程度上加快了蚁群算法的收敛速度.

3.3 网格搜索代替航路点搜索

本文所采用的地形是大比例尺的复杂真实地形环境,航路计算时需要存储的栅格点数量巨大,因此存在组合爆炸问题^[15]. 针对这种情况,把地图中相邻的小栅格合并成大的栅格,以栅格为单位代替航路点记录环境信息. 使用栅格作为搜索单位,在计算航路代价时必须考虑拐角代价的计算问题,如图 4 所示.

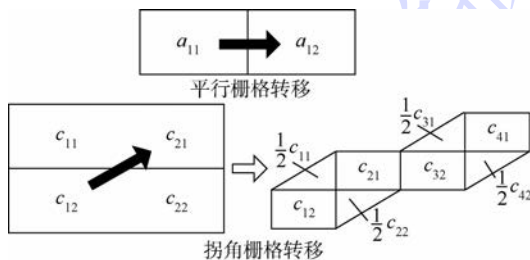


图 4 栅格转移示意图

Fig. 4 Schematic diagram of grid transforming

平行的两个栅格之间形成的航路带代价值可以直接由栅格上的代价函数相加得到,即 $J(a_{11} \rightarrow a_{12}) = J_{a_{11}} + J_{a_{12}}$. 当两个栅格不平行时,会出现拐角栅格转移的情况. 针对图 4,当 UAV 从栅格 c_{12} 飞行到 c_{21} 时,如果把飞行航路确定为经过 c_{12} 和 c_{21} 的交点,而且恰巧交点是山峰或者威胁点,易造成 UAV 撞山或者进入危险区,因此需要对拐角栅格进行处理. 保留 c_{11} 和 c_{22} 栅格的一半,连接 c_{12} 和 c_{21} ,并以此形成航路带. 计算拐角代价时,首先计算 c_{11} 和 c_{22} 的半栅格代价,之后计算 c_{12} 到 c_{21} 的代价值: $J(c_{12} \rightarrow c_{21}) = J_{c_{12}} + J_{c_{21}} + (J_{c_{11}} + J_{c_{22}})/2$.

4 仿真与分析

4.1 数字地图的预处理

这里给出 3 种下载数字地图的官方数据库:

- 1) 美国国家地质勘探局: <http://www.usgs.gov/>
- 2) 中国国家基础地理信息系统: <http://nfgis.nsdi.gov.cn/asp/userinfo.asp>
- 3) SRTM 下载: <http://srtm.csi.cgiar.org/>

本节仿真部分使用的数字地图从 SRTM 下载,得到汶川地区的 tif 格式地形数据,经纬度信息为

WEST = 96°03'19.872 2"
NORTH = 35°07'48.041 1"
EAST = 108°55'48.839 0"
SOUTH = 29°52'11.958 8"

利用 Global Mapper 对该地块的数字地图进行截取后,经纬度信息为

WEST = 104°06'30.161 7"
NORTH = 31°44'43.865 7"
EAST = 105°14'57.432 0"
SOUTH = 31°16'45.821 7"

截取后的汶川数字地图如图 5 所示.

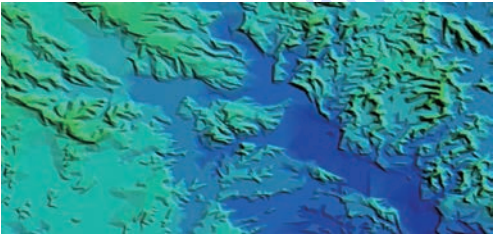


图 5 截取后的汶川数字地图
Fig. 5 Digital map of Wenchuan after interception

采用本项目编写的地形预处理软件,针对截取后的汶川数字地图生成等高线,之后导出该数字地图对应的三维坐标序列,采用 2.1 和 2.2 节的方法根据无人机约束进行网格均匀化处理,图 6 为剔除冗余信息后,网格点均匀化栅格地形.

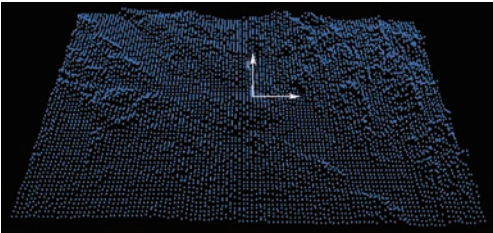


图 6 网格点均匀化栅格地图
Fig. 6 Grid map after grid points homogenization

4.2 基于改进蚁群算法的无人机航路规划

将均匀化后的栅格地形导出为 N 行 3 列的文本文件,第 1 列为网格点的 x 坐标,第 2 列为网格点的 y 坐标,第 3 列为网格点的 z 坐标, N 为栅格地形的所有网格点数.根据式 (3) 将网格点与

高度表进行对应得到高度表矩阵 $H(z_i, z_j)$,其中 $z_i = 1, 2, \dots, P, z_j = 1, 2, \dots, Q$. 蚂蚁数量 $M = 300$, 无人机在网格坐标中的起点为 $(1, Q/2, H(1, Q/2) + \Delta z)$,在网格坐标中的终点为 $(P, Q/2, H(P, Q/2) + \Delta z)$. 式 (6) 中系数 $w_d = 0.4, w_h = 0.2, w_r = 0.2, w_i = 0.1, w_s = 0.1$,将第 3 节改进的蚁群算法应用于 4.1 节的汶川灾区实际地形后(按比例 1:22 缩放),规划出的无人机航路如图 7 所示.

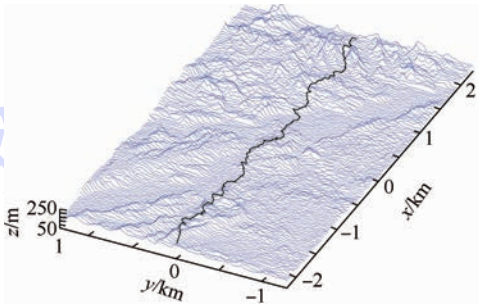


图 7 基于改进蚁群算法的三维航路规划
Fig. 7 Three-dimensional path planning based on modified ant colony algorithm

由于式 (6) 的性能指标函数中最大的系数为 $w_d = 0.4$,因此从图 7 可以看出,路径最短是算法首要考虑的因素,因此航路不会过度地偏离目标点和终点连线.其次 $w_h = 0.2, w_r = 0.2$ 分别为高度代价系数和地面复杂度系数,两个系数相等,因此算法在搜索最优航路时,垂向和水平方向的搜索权重相同,这使得航路表现出较好的地形跟随/回避特性,如图 7 所示.由于栅格地形模型是满足无人机约束的,因此在此基础上规划出的航路是可飞的,并且是最优的,图 7 说明本文的方法能够完成真实地形环境下无人机救援航路规划任务.

5 结 论

针对三维真实地形环境下的无人机救援航路规划问题,本文提出了一种基于无人机约束的地形数据结构,并采用改进的蚁群算法完成航路规划,根据仿真结果得出以下结论:

- 1) 数字地图的预处理过程需要借助其他软件,因此算法比较适用于离线航路规划.
- 2) 该地形数据结构在考虑无人机约束的前提下,能够对三维数字地图实现均匀网格化,便于蚁群、遗传和 A* 等基于网格的航路规划方法使用.
- 3) 改进的蚁群方法中高度代价系数和地面

复杂度系数对航路地形跟随/地形回避的能力影响较大,因此可根据不同需要进行调整。

参考文献 (References)

- [1] Zhang X Y, Wu M, Peng J, et al. A rescue robot path planning based on ant colony optimization algorithm [C] // International Conference on Information Technology and Computer Science 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 180-183.
- [2] Khanmohammadi S, Zarrin R S. Intelligent path planning for rescue robot [J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2011, 5(7): 607-612.
- [3] Norouzi M, Bruijn F D, Miro J V. Planning stable paths for urban search and rescue robots [J]. Computer Science, 2012, 7416: 90-101.
- [4] Pang T, Ruan X G, Wang E S, et al. Search and rescue robot path planning in unknown environment [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 241: 1682-1687.
- [5] Pang T, Ruan X G, Wang E S, et al. Based on A* and Q-learning search and rescue robot navigation [J]. Telkomnika- Indonesian Journal of Electrical Engineering, 2012, 10(7): 1889-1896.
- [6] Sun H L, Yue L Y, Yao S Y. Study on selection of emergency rescue based on GIS [J]. Advanced Materials Research, 2014, 864: 2804-2807.
- [7] Sullivan T A, Van J D. Multi-objective, multi-domain genetic optimization of a hydraulic rescue spreader [J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 80: 35-51.
- [8] Liu T L, Wu C D, Li B, et al. The adaptive path planning research for a shape-shifting robot using particle swarm optimization [C] // International Conference on Natural Computation 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 324-328.
- [9] 洪晔, 房建成. 基于 HMDP 的无人机三维路径规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(1): 100-103.
- Hong Y, Fang J C. Hierarchical Markov decision processes based path planning for UAV in three-dimensional environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 100-103 (in Chinese).
- [10] Adolf F M, Hirschmuller H. Meshing and simplification of high resolution urban surface data for UAV path planning [J]. Journal of Intelligent and Robotic System, 2011, 61(1): 169-180.
- [11] Samar R, Rehman A. Autonomous terrain-following for unmanned air vehicles [J]. Mechatronics, 2011, 21(5): 844-860.
- [12] Glabowski M, Musznicki B, Nowak P, et al. An algorithm for finding shortest path tree using ant colony optimization meta-heuristic [J]. Advances in Intelligent Systems and Computing, 2014, 233: 317-326.
- [13] Kolavali S R, Bhatnagar S. Ant colony optimization algorithms for shortest path problems [J]. Computer Science, 2009, 5425: 37-44.
- [14] Roberge V, Tarbouchi M, Labonte G. Comparison of parallel genetic algorithm and particle swarm optimization for real-time UAV path planning [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2013, 9(1): 132-141.
- [15] Chen M, Wu Q X, Jiang C S. A modified ant optimization algorithm for path planning of UCAV [J]. Applied Soft Computing, 2008, 8(4): 1712-1718.

Path planning for UAV under three-dimensional real terrain in rescue mission

LIANG Xiao^{*1}, WANG Honglun², MENG Guanglei¹, CHEN Xia¹

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

2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Basing on the capability of three-dimensional flight and planning of optimal path, unmanned aerial vehicles (UAVs) can reach the disaster areas within shorter time than ground vehicles, which will improve the efficiency of rescue. Firstly, according to the real geographical environment, terrain is modeled by a mesh uniform method based on UAV constraints. Secondly, a data structure which is suitable for calculation is designed based on the characteristics of terrain data. Finally, the integrative performance function includes the deviation cost, height cost, terrain following/avoidance cost, threat cost and security distance cost. Both methods of waypoints cross and grid search instead of waypoints are engaged in the improved ant colony algorithm to make three-dimensional UAV path planning. The simulation results show that the method can deal with three-dimensional terrain data directly. While maintaining the topography of the premise, it can find the three-dimensional optimal path of UAV and improve the practical value of path planning technology.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV) rescue; three-dimensional path planning; ant colony algorithm; digital map; real terrain

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0525

基于动力学递推算法的绳系卫星系统 刚柔耦合多体模型

钟睿*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)



摘 要: 利用动力学递推算法建立了空间绳系卫星系统(TSS)的铰接柔性杆动力学模型. 所研究的绳系系统包含两颗刚体绳端卫星和一段连接两颗卫星的柔绳, 柔绳离散为一系列球铰连接的弹性杆, 考虑杆不均匀的纵向一维形变, 并利用球铰的运动模拟柔绳的弯曲和扭转; 然后基于递推算法推导得出了该刚柔混合离散模型的动力学方程. 数值仿真结果表明: 所建立的绳系卫星系统模型能够很好地模拟空间系绳的各向摆振和扭转, 此外, 递推算法的引入能够有效地减少离散模型动力学方程的维数, 从而大幅减少计算量.

关 键 词: 绳系卫星系统(TSS); 多体系统; 动力学递推算法; 刚柔混合模型; 动力学仿真

中图分类号: V474.292

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1188-08

空间绳系卫星系统(Tethered Satellite System, TSS)自从作为一种新式的太空应用手段提出以来, 已经在诸多领域, 例如动量交换变轨^[1]、编队飞行^[2]、空间碎片处理^[3]、空间发电^[4]等领域展现出一定的应用前景, 因而得到了主要航天国家和学术界的广泛关注^[5-7]. 空间系绳根据导电与否可以分为电动力系绳^[8]和非电动力系绳^[9]两大类, 其中电动力系绳主要应用的是导体系绳在地球磁场中运动的电磁感应特性, 而非电动力系绳相比传统航天材料的优势在于其质量轻, 体积小, 可以方便地构建大尺度的空间构型^[10], 进而实现大动量交换或长基线^[11]等任务需求.

空间绳系结构研究涵盖的学科领域十分广泛, 包括动力学、控制、电学、空间环境和材料结构等多个学科的交叉. 仅就动力学领域而言, 空间系绳摆动和高阶振动的解析模型是一组非线性、非自治、耦合的常微分和偏微分方程组^[12], 无法进

行求解, 现有的研究常常基于一定的简化, 例如忽略系绳的弹性、忽略系绳的质量^[13]等. 对于系绳复杂空间运动的数值模拟常常采用离散质量的系绳模型, 例如朱仁璋和 Banerjee 等^[14-15]将系绳视为无质量弹簧连接的钢珠, Biswell 等^[16]研究绳系系统在气动刹车中的应用时将系绳视为弹簧阻尼铰接的刚性杆; Grassi 和 Lorenzini 等^[17-18]也在研究中将系绳处理为由弹簧-阻尼连接的集中质量单元. 离散模型的问题之一是其计算效率受到单元数目和系绳刚度的限制很难提高.

本文提出了一种半解析离散质量系绳模型, 作为精确解析模型和简单离散数值模型的折中. 系绳视为由球铰连接的弹性杆, 假定弹性杆做一维振动, 得到纵向振动的解析表达, 并通过球铰的运动模拟系绳的弯曲和扭转. 这样, 所提出的模型可以用更少的单元包含系绳的高阶模态, 更精确地模拟系绳的空间运动, 同时避免解析求解的困

收稿日期: 2014-08-25; 录用日期: 2014-09-09; 网络出版时间: 2014-09-29 12:24

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0525.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-YHXY-21)

* 通讯作者: 钟睿(1984—), 男, 江西赣州人, 讲师, zhongruia@163.com, 主要研究方向为空间多体动力学、绳系卫星动力学与控制.

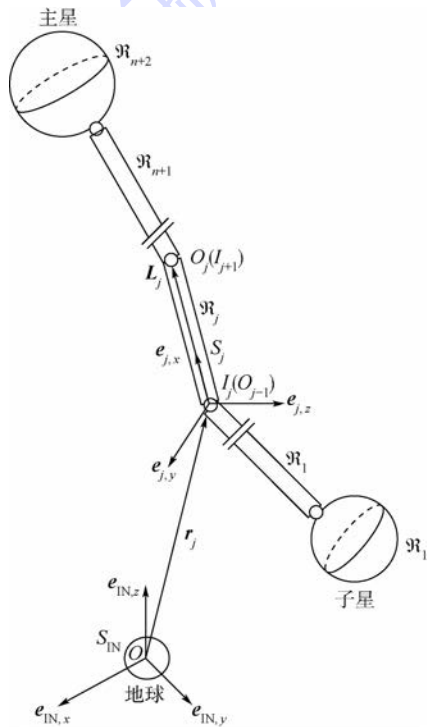
引用格式: 钟睿. 基于动力学递推算法的绳系卫星系统刚柔耦合多体模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1188-1195.
Zhong R. Rigid-flexible coupling multibody model for the tethered satellite system based on recursive dynamics algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1188-1195 (in Chinese).

难. 另外, 本文利用递推算法^[19]推导所提出模型的运动方程. 递推算法适合编程实现, 且无需构建高维的系统质量和刚度矩阵, 不涉及系统质量阵的求逆运算, 其计算量仅和离散数量呈线性关系, 从而有效提高了数值仿真的运算速度.

1 基本假设和坐标系定义

所研究的绳系卫星系统由主星、子星和连接两者的柔性系绳组成, 系绳长度远小于轨道半长轴. 绳端卫星视为刚体, 系绳的纵向变形和横向摆振通过离散质量模型进行近似: 将系绳离散为 n 根由球铰连接的一维均质柔性杆, 假定各段柔性杆只发生纵向的弹性形变, 不同杆之间弹性形变是互相独立的, 且只承拉不承压. 系绳的弯曲和扭转通过球铰运动模拟.

对于离散后由 $n+2$ 个体组成的刚柔混合链式系统, 从子星开始按照远离子星的顺序依次将各体编号, 称为体 $\mathfrak{R}_j$; 定义体 $\mathfrak{R}_j$ 连接编号较小个体(内接体)的点为内接点, 连接编号较大个体(外接体)的点为外接点, 分别用 I_j 和 O_j 表示; 内接点 I_j 连接着铰 h_j , 主星的外接点和子星的内接点分别为各自的质心, 子星通过一个六自由度的虚铰与惯性系连接, 如图 1 所示.



L_j — j 点到 O_j 点的矢量;
 $e_{j,x}, e_{j,y}, e_{j,z}$ —坐标系 S_j 的 x, y, z 轴单位向量;
 r_j —地心到 I_j 点的矢量; S_{IN} —地心惯性坐标系;
 $e_{IN,x}, e_{IN,y}, e_{IN,z}$ —坐标系 S_{IN} 的 x, y, z 轴单位矢量.

图 1 铰接柔性杆绳系模型示意图

Fig. 1 Sketch map of hinged-flexible-rods tether model

为研究系统的动力学, 建立坐标系如下:

1) 地心惯性坐标系 S_{IN} : 坐标系原点位于地心, x 轴指向春分点, z 轴指向天球北极, 与 y 轴构成右手坐标系.

2) 轨道坐标系 S_o : 坐标系原点位于地心, x 轴指向绳系系统的质心; 坐标系 S_o 与 S_{IN} 的关系为 $S_{IN} \xrightarrow{R_z(\Omega)} \otimes \xrightarrow{R_x(i)} \otimes \xrightarrow{R_z(\varpi+v)} S_o$, 其中 $R_z(\Omega)$ 为绕着 z 轴转过 Ω 角度, $R_x(i)$ 为绕着 x 轴转过 i 角度, $R_z(\varpi+v)$ 为绕着 z 轴转过 $\varpi+v$ 角度, Ω, i, ϖ 和 v 分别为轨道的升焦点赤经、轨道倾角、近地点幅角和真近点角.

3) 各体的本体坐标系 $S_1 \sim S_{n+2}$: 本体系 S_j 固连于体 $\mathfrak{R}_j$, 原点位于 I_j , 当系绳处于当地铅垂方向时, 各本体系与轨道系方向一致.

2 刚柔混合模型的递推算法

递推算法的总体思路分为 3 个阶段: 第 1 步由根体(子星)向端体(主星)进行运动学传递, 得到每个体的速度和加速度非线性项; 第 2 步从端体向根体进行动力学传递, 将系统动力学方程组中的单体个数逐渐减少, 最终得到不含其余体信息的根体动力学, 求解根体运动; 第 3 步由根体向端体进行运动学传递, 得到每个体的加速度.

2.1 单体动力学方程

采用模态坐标法描述体 $\mathfrak{R}_j$ 上某处 ($s = \xi, s$ 为杆上的局部坐标) 的弹性变形为

$$u_j(\xi) = N_j(\xi) q_j \quad (1)$$

式中: q_j 为体 $\mathfrak{R}_j$ 的模态坐标. 只考虑柔性杆沿着纵向的一维振动, 并取一端固定, 一端自由的边界条件, 则第 k 阶固有圆频率和无量纲模态振型分别为^[20]

$$(k-0.5)\pi L_j^{-1} \sqrt{E\rho}^{-1} \quad (2)$$

$$N_{j,k}(\xi) = \sqrt{2m_j^{-1}} [\sin((k-0.5)\pi L_j^{-1}\xi) \ 0 \ 0]^T \quad (3)$$

式中: E 和 ρ 分别为绳的弹性模量和密度; L_j 和 m_j 分别为体 $\mathfrak{R}_j$ 的杆长和质量.

利用 Kane 法建立单体的动力学方程, 经过推导最终可以得到单体 $\mathfrak{R}_j$ 的动力学方程为

$$M_{a,j} \ddot{X}_j + F_{N,j} = H_{1,j} U_{1,j} + H_{0,j} U_{0,j} + f_j \quad (4)$$

式中: $U_{1,j} = [F_{1,j}^T \ T_{1,j}^T]^T$; $U_{0,j} = [F_{0,j}^T \ T_{0,j}^T]^T$; $F_{1,j}, T_{1,j}, F_{0,j}, T_{0,j}$ 分别为作用于内接点和外接点的外力和外力矩; f_j 为分布力(例如重力、电磁力等)的广义力, 式中其余变量含义如下.

对于柔性杆 ($j = 2, 3, \dots, n+1$), 广义速度包

含速度、角速度和弹性变形,即

$$\ddot{\mathbf{X}}_j = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_j \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_j \\ \ddot{\mathbf{q}}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{a,j} = \begin{bmatrix} m_j \mathbf{1}_3 & -\mathbf{S}_j^\times & \mathbf{P}_j \\ \mathbf{S}_j^\times & \mathbf{I}_j & \mathbf{Q}_j \\ \mathbf{P}_j^\mathrm{T} & \mathbf{Q}_j^\mathrm{T} & \mathbf{1}_n \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_{N,j} = \begin{bmatrix} m\boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{v}_j + 2\boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{P}_j \dot{\mathbf{q}}_j + \boldsymbol{\omega}_j^\times \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{S}_j \\ \mathbf{S}_j^\times \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{v}_j + \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{I}_j \boldsymbol{\omega}_j \\ \mathbf{P}_j^\mathrm{T} \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{v}_j + \mathbf{A}_j \mathbf{q}_j + 2c_j \mathbf{Q}_j \dot{\mathbf{q}}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_{1,j} = \begin{bmatrix} \mathbf{1}_6 \\ \mathbf{0}_{n \times 6} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_{0,j} = \begin{bmatrix} \mathbf{1}_3 & \mathbf{0}_3 \\ L_j \mathbf{e}_{j,x}^\times + \mathbf{u}_j(L_j)^\times & \mathbf{1}_3 \\ \mathbf{N}_j^\mathrm{T}(L_j) & \mathbf{0}_{n \times 3} \end{bmatrix}$$

式中: $\mathbf{v}_j$ 和 $\boldsymbol{\omega}_j$ 为坐标系 S_j 的绝对速度和角速度在 S_j 的投影列阵; $\mathbf{e}_{j,x}$ 为 S_j 坐标系 x 轴的单位向量; $\mathbf{A}_j$ 为以体 $\mathcal{R}_j$ 固有圆频率(见式(2))平方为主元的对角方阵; $\mathbf{Q}_j$ 为以体 $\mathcal{R}_j$ 固有圆频率为主元的对角方阵; c_j 为阻尼系数; $\mathbf{1}$ 和 $\mathbf{0}$ 分别为单位阵和零矩阵; n 为选取的模式阶数; $\mathbf{S}_j$ 和 $\mathbf{I}_j$ 分别为体 $\mathcal{R}_j$ 的静矩和惯量, 为避免旋转柔性体的刚化问题, 采用线性化假设, 即忽略静矩和惯量中的弹性变形相关项; 右上标“ $\times$ ”代表向量的叉乘矩阵; 平动和转动耦合系数阵 $\mathbf{P}_j$ 和 $\mathbf{Q}_j$ 的表达式分别为

$$\mathbf{P}_j = \int_0^{l_j} \mathbf{N}_j(\xi) \mathrm{d}m \quad (5)$$

$$\mathbf{Q}_j = \int_0^{l_j} L_j(\xi) \mathbf{e}_{j,x}^\times \mathbf{N}_j(\xi) \mathrm{d}m \quad (6)$$

对于刚性绳端星 ($j=1$ 或 $j=n+2$), 其动力学方程不含弹性变形相关项, 即

$$\ddot{\mathbf{X}}_j = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_j \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{a,j} = \begin{bmatrix} m_j \mathbf{1}_3 & -\mathbf{S}_j^\times \\ \mathbf{S}_j^\times & \mathbf{I}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_{N,j} = \begin{bmatrix} m\boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{v}_j + \boldsymbol{\omega}_j^\times \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{S}_j \\ \mathbf{S}_j^\times \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{v}_j + \boldsymbol{\omega}_j^\times \mathbf{I}_j \boldsymbol{\omega}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_{1,j} = \mathbf{1}_6$$

$$\mathbf{H}_{0,j} = \begin{bmatrix} \mathbf{1}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{d}_j^\times & \mathbf{1}_3 \end{bmatrix}$$

式中: $\mathbf{d}_j$ 为绳端星外接点相对于其内接点的矢量。

2.2 运动学递推关系

内接体为柔性杆时 ($j=3, 4, \dots, n+2$), 坐标

系 S_j 与 S_{j-1} 的速度和角速度关系分别为

$$\boldsymbol{\omega}_j = \mathbf{A}_{j-1}^j \boldsymbol{\omega}_{j-1} + \boldsymbol{\omega}_{h,j} \quad (7)$$

$$\mathbf{v}_j = \mathbf{A}_{j-1}^j \{ \mathbf{v}_{j-1} + \dot{\mathbf{u}}_{j-1}(L_{j-1}) - [L_{j-1} \mathbf{e}_{j-1,x}^\times + \mathbf{u}_{j-1}^\times(L_{j-1})] \boldsymbol{\omega}_{j-1} \} \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{h,j}$ 为铰 h_j 转角速度在 S_j 的投影阵; $\mathbf{A}_{j-1}^j$ 为 S_{j-1} 至 S_j 的坐标转化矩阵. 对式(7)和式(8)进行求导得到加速度的递推关系式:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_j = \mathbf{A}_{j-1}^j \dot{\boldsymbol{\omega}}_{j-1} - \boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{A}_{j-1}^j \boldsymbol{\omega}_{j-1} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{h,j} \quad (9)$$

$$\dot{\mathbf{v}}_j = \mathbf{A}_{j-1}^j \{ \dot{\mathbf{v}}_{j-1} + \mathbf{N}_{j-1}(L_{j-1}) \ddot{\mathbf{q}}_{j-1} - [L_{j-1} \mathbf{e}_{j-1,x}^\times + \mathbf{u}_{j-1}^\times(L_{j-1})] \dot{\boldsymbol{\omega}}_{j-1} \} - \mathbf{A}_{j-1}^j \dot{\mathbf{u}}_{j-1}^\times(L_{j-1}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{j-1} - \boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{v}_j \quad (10)$$

内接体为刚体时的运动学递推关系更为简单, 只需将式(8)和式(10)中的弹性变形项删除即可:

$$\mathbf{v}_2 = \mathbf{A}_1^2 (\mathbf{v}_1 - \mathbf{d}_1^\times \boldsymbol{\omega}_1) \quad (11)$$

$$\dot{\mathbf{v}}_2 = \mathbf{A}_1^2 (\dot{\mathbf{v}}_1 - \mathbf{d}_1^\times \dot{\boldsymbol{\omega}}_1) - \boldsymbol{\omega}_{h,2}^\times \mathbf{v}_2 \quad (12)$$

为方便给出广义加速度递推关系, 将体 $\mathcal{R}_j$ 的广义加速度 $\ddot{\mathbf{X}}_j$ 分为与广义速率的一阶导数相关部分 $\ddot{\mathbf{X}}_{L,j}$ (线性部分), 以及与广义速率一阶导数无关的部分 $\ddot{\mathbf{X}}_{N,j}$ (非线性部分), 再将 $\ddot{\mathbf{X}}_{L,j}$ 分为与内接体相关部分 $\hat{\mathbf{X}}_{L,j}$, 以及和铰 h_j 运动相关部分 $\mathbf{R}_{p,j} \ddot{\mathbf{h}}_j$, 即

$$\ddot{\mathbf{X}}_j = \ddot{\mathbf{X}}_{L,j} + \ddot{\mathbf{X}}_{N,j} \quad (13)$$

$$\ddot{\mathbf{X}}_{L,j} = \hat{\mathbf{X}}_{L,j} + \mathbf{R}_{p,j} \ddot{\mathbf{h}}_j \quad (14)$$

式中: $\ddot{\mathbf{h}}_j$ 为铰 h_j 的广义加速率, 而 $\mathbf{R}_{p,j}$ 为对应的偏速度, 指出铰 h_j 运动的一个广义方向, 在其上只有做功的广义力. 各体之间存在递推关系如下:

$$\hat{\mathbf{X}}_{L,j} = \mathbf{W}_j \ddot{\mathbf{X}}_{L,j-1} \quad (15)$$

$$\ddot{\mathbf{X}}_{N,j} = \mathbf{W}_j \ddot{\mathbf{X}}_{N,j-1} + \tilde{\mathbf{X}}_{N,j} \quad (16)$$

下面按照刚柔连接的不同, 给出式(14)~式(16)中各项的具体表达式。

1) 主星 ($j=n+2$).

$$\ddot{\mathbf{X}}_{L,j} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_{L,j} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{L,j} \end{bmatrix}$$

$$\ddot{\mathbf{X}}_{N,j} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_{N,j} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{N,j} \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{X}}_{L,j} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{v}}_{L,j} \\ \hat{\boldsymbol{\omega}}_{L,j} \end{bmatrix}$$

$$\tilde{\mathbf{X}}_{N,j} = \begin{bmatrix} -\mathbf{A}_{j-1}^j \dot{\mathbf{u}}_{j-1}^\times(L_{j-1}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{j-1} - \boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{v}_j \\ -\boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{A}_{j-1}^j \boldsymbol{\omega}_{j-1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_{p,j} = [\mathbf{0}_3 \quad \mathbf{1}_3]^T$$

$$\ddot{\mathbf{h}}_j = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{h,j}$$

$$\mathbf{W}_j =$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{j-1}^j & -\mathbf{A}_{j-1}^j [\mathbf{L}_{j-1} \mathbf{e}_{j-1,x}^\times + \mathbf{u}_{j-1}^\times (L_{j-1})] & \mathbf{A}_{j-1}^j \mathbf{N}_{j-1} (L_{j-1}) \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{A}_{j-1}^j & \mathbf{0}_{3 \times \Pi} \end{bmatrix}$$

2) 柔性杆 ($j=3, 4, \dots, n+1$).

$$\ddot{\mathbf{X}}_{L,j} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_{L,j} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{L,j} \\ \ddot{\mathbf{q}}_j \end{bmatrix}$$

$$\ddot{\mathbf{X}}_{N,j} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_{N,j} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{N,j} \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 1} \end{bmatrix}$$

$$\hat{\ddot{\mathbf{X}}}_{L,j} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{v}}_{L,j} \\ \hat{\boldsymbol{\omega}}_{L,j} \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 1} \end{bmatrix}$$

$$\ddot{\mathbf{X}}_{N,j} = \begin{bmatrix} -\mathbf{A}_{j-1}^j \dot{\mathbf{u}}_{j-1}^\times (L_{j-1}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{j-1}^\times - \boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{v}_j \\ -\boldsymbol{\omega}_{h,j}^\times \mathbf{A}_{j-1}^j \boldsymbol{\omega}_{j-1}^\times \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_{p,j} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_{3 \times \Pi} \\ \mathbf{1}_3 & \mathbf{0}_{3 \times \Pi} \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 3} & \mathbf{1}_{\Pi} \end{bmatrix}$$

$$\ddot{\mathbf{h}}_j = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{h,j} \\ \ddot{\mathbf{q}}_j \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{W}_j =$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{j-1}^j & -\mathbf{A}_{j-1}^j [\mathbf{L}_{j-1} \mathbf{e}_{j-1,x}^\times + \mathbf{u}_{j-1}^\times (L_{j-1})] & \mathbf{A}_{j-1}^j \mathbf{N}_{j-1} (L_{j-1}) \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{A}_{j-1}^j & \mathbf{0}_{3 \times \Pi} \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 3} & \mathbf{0}_{\Pi \times 3} & \mathbf{0}_{\Pi} \end{bmatrix}$$

3) 柔性杆 ($j=2$, 内接刚体).

$$\mathbf{W}_j = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{j-1}^j & -\mathbf{A}_{j-1}^j \mathbf{d}_1^\times \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{A}_{j-1}^j \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 3} & \mathbf{0}_{\Pi \times 3} \end{bmatrix}$$

其余项表达式同 2).

4) 子星 ($j=1$).

$$\hat{\ddot{\mathbf{X}}}_{N,j} = \mathbf{0}_{6 \times 1} \quad \mathbf{R}_{p,j} = \mathbf{1}_6 \quad \ddot{\mathbf{h}}_j = [\mathbf{v}_j \quad \boldsymbol{\omega}_j]^T$$

$$\mathbf{W}_j = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{IN}^j & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{A}_{IN}^j \end{bmatrix}$$

其余项表达式同 1).

2.3 动力学递推关系

端体 $\mathfrak{R}_{n+2}$ 外接点的力和力矩 $\mathbf{F}_{0,j}$ 、 $\mathbf{T}_{0,j}$ 已知, 即作用于主星的主动控制, 将式 (14) 代入式 (4)

可得端体动力学方程为

$$\mathbf{M}_{a,n+2} \ddot{\mathbf{X}}_{L,n+2} + \tilde{\mathbf{F}}_{N,n+2} = \mathbf{H}_{1,n+2} \mathbf{U}_{1,n+2} \quad (17)$$

式中:

$$\tilde{\mathbf{F}}_{N,n+2} = \mathbf{F}_{N,n+2} + \mathbf{M}_{a,n+2} \ddot{\mathbf{X}}_{N,n+2} - \mathbf{H}_{0,n+2} \mathbf{U}_{0,n+2} - \mathbf{f}_{n+2}$$

式 (17) 两侧同时左乘 $\mathbf{R}_{p,n+2}^T$, 则

$$\mathbf{R}_{p,n+2}^T \mathbf{M}_{a,n+2} \ddot{\mathbf{X}}_{L,n+2} + \mathbf{R}_{p,n+2}^T \tilde{\mathbf{F}}_{N,n+2} = \mathbf{u}_{1,n+2} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{u}_{1,n+2}$ 为铰 h_{n+2} 处做功的广义力. 本文只考虑铰 h_{n+2} 的摩擦力矩和沿着杆纵向的回复力矩 (即系绳的抗扭力矩, 忽略系绳抗弯力矩), 即有

$$\mathbf{u}_{1,n+2} = -c_{r,n+2} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{h,n+2} \\ \mathbf{0}_{\Pi \times 2} \end{bmatrix} - \frac{\eta}{0.5L_{n+1}} \begin{bmatrix} \delta_{h,n+2} \\ \mathbf{0}_{(2+\Pi) \times 1} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中: $c_{r,j}$ 为铰 h_j 的摩擦系数; $\delta_{h,j}$ 为铰 h_j 在 S_j 坐标系 x 轴方向的转动角度; η 为系绳的抗扭刚度, 本文将第 j 段系绳发生的扭动均分到两端球铰, 即对于非连接绳端星的铰 h_j 而言, 式 (19) 中第 2 项的分母应为 L_j .

利用式 (14), 进一步整理式 (18) 可解得

$$\ddot{\mathbf{h}}_{n+2} = -\boldsymbol{\Psi}_{n+2}^{-1} \mathbf{R}_{p,n+2}^T (\mathbf{M}_{a,n+2} \hat{\ddot{\mathbf{X}}}_{L,n+2} + \tilde{\mathbf{F}}_{N,n+2}) + \boldsymbol{\Psi}_{n+2}^{-1} \mathbf{u}_{1,n+2} \quad (20)$$

式中:

$$\boldsymbol{\Psi}_{n+2} = \mathbf{R}_{p,n+2}^T \mathbf{M}_{a,n+2} \mathbf{R}_{p,n+2}$$

将式 (20) 和式 (14) 代入式 (17) 可得

$$\mathbf{U}_{1,n+2} = \mathbf{M}'_{a,n+2} \hat{\ddot{\mathbf{X}}}_{L,n+2} + \tilde{\mathbf{F}}'_{N,n+2} \quad (21)$$

式中:

$$\mathbf{M}'_{a,n+2} = \mathbf{H}_{1,n+2}^T (\mathbf{1}_{6+\Pi} - \mathbf{M}_{a,n+2} \mathbf{R}_{p,n+2} \boldsymbol{\Psi}_{n+2}^{-1} \mathbf{R}_{p,n+2}^T) \mathbf{M}_{a,n+2}$$

$$\tilde{\mathbf{F}}'_{N,n+2} =$$

$$\mathbf{H}_{1,n+2}^T (\mathbf{1}_{6+\Pi} - \mathbf{M}_{a,n+2} \mathbf{R}_{p,n+2} \boldsymbol{\Psi}_{n+2}^{-1} \mathbf{R}_{p,n+2}^T) \tilde{\mathbf{F}}_{N,n+2} + \mathbf{H}_{1,n+2}^T \mathbf{M}_{a,n+2} \mathbf{R}_{p,n+2} \boldsymbol{\Psi}_{n+2}^{-1} \mathbf{u}_{1,n+2}$$

此时, 内接体广义力 $\mathbf{U}_{1,n+2}$ 完全由内接体的运动变量描述. 注意到体 $\mathfrak{R}_{n+2}$ 受到的内接体作用力与体 $\mathfrak{R}_{n+1}$ 受到的外接体作用力是一对反作用力, 即

$$\mathbf{U}_{0,n+1} = \mathbf{D}_{n+2}^{n+1} \mathbf{U}_{1,n+2} \quad (22)$$

式中:

$$\mathbf{D}_{n+2}^{n+1} = - \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{n+2}^{n+1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_{n+2}^{n+1} \end{bmatrix}$$

同理内接体 $\mathfrak{R}_{n+1}$ 的动力学方程可以写为

$$\mathbf{M}_{a,n+1} \ddot{\mathbf{X}}_{L,n+1} + \tilde{\mathbf{F}}_{N,n+1} = \mathbf{H}_{1,n+1} \mathbf{U}_{1,n+1} + \mathbf{H}_{0,n+1} \mathbf{U}_{0,n+1} \quad (23)$$

式中:

$$\tilde{\boldsymbol{F}}_{N,n+1} = \boldsymbol{F}_{N,n+1} + \boldsymbol{M}_{a,n+1} \ddot{\boldsymbol{X}}_{N,n+1} - \boldsymbol{f}_{n+1}$$

将式(21)和式(22)代入式(23),得到

$$\boldsymbol{M}_{a,n+1} \ddot{\boldsymbol{X}}_{L,n+1} + \tilde{\boldsymbol{F}}_{N,n+1} = \boldsymbol{H}_{l,n+1} \boldsymbol{U}_{l,n+1} \quad (24)$$

相比式(23),式(24)的质量阵和非线性项做了如下更新以涵盖外接体的影响.

$$\boldsymbol{M}_{a,n+1} \leftarrow \boldsymbol{M}_{a,n+1} - \boldsymbol{H}_{0,n+1} \boldsymbol{D}_{n+2}^{n+1} \boldsymbol{M}'_{a,n+2} \boldsymbol{W}_{n+2}$$

$$\tilde{\boldsymbol{F}}_{N,n+1} \leftarrow \tilde{\boldsymbol{F}}_{N,n+1} - \boldsymbol{H}_{0,n+1} \boldsymbol{D}_{n+2}^{n+1} \tilde{\boldsymbol{F}}'_{N,n+2}$$

可见,经过更新后体 $\mathfrak{R}_{n+1}$ 和体 $\mathfrak{R}_{n+2}$ 的方程式(17)形式完全形同,即上述如式(20)求解球铰广义加速度 $\ddot{\boldsymbol{h}}_j$ 的过程可以一直进行直至根体,得到

$$\ddot{\boldsymbol{h}}_1 = -\boldsymbol{\Psi}_1^{-1} \boldsymbol{R}_{p,1}^T \tilde{\boldsymbol{F}}_{N,1} + \boldsymbol{\Psi}_1^{-1} \boldsymbol{u}_{l,1} \quad (25)$$

至此,式(25)不再包含内接体信息,可以直接求解.然后利用2.2节得到的运动学关系求解每个体的运动.

2.4 算法修正

若柔性杆 $\mathfrak{R}_j$ 变形 $\boldsymbol{u}_j(L_j)$ 为负,根据系绳不可受压的物理特性,认为此时弹性杆内的实际张力为零,分以下两种情况对2.1~2.3节建立的算法进行修正.

1) $|\boldsymbol{u}_j(L_j)| \leq \delta, \delta$ 是一个较小的正参数.即此段系绳虽然松弛但变形不大,可以认为体 $\mathfrak{R}_j$ 的惯量和质量参数不发生较大变化,即无需改变前文建立的单链式递推算法,只需要将体 $\mathfrak{R}_j$ 的弹性模量 E 设为0即可.

2) $|\boldsymbol{u}_j(L_j)| > \delta$.此时该段系绳发生较大的变形,无法用杆近似,惯量参数也有较大的变化,可以认为系绳断为两截,应分段采用前文建立的单链式递推算法,体 $\mathfrak{R}_{j-1}$ 成为链 $\mathfrak{R}_1 \sim \mathfrak{R}_{j-1}$ 的端体, $\mathfrak{R}_{j+1}$ 则成为链 $\mathfrak{R}_{j+1} \sim \mathfrak{R}_{n+2}$ 的根体.另外时时计算 $|\boldsymbol{u}_j(L_j)|$ 的值,若减小至 δ 以下,则切换回单链递推算法. $|\boldsymbol{u}_j(L_j)|$ 可由以下公式计算:

$$|\boldsymbol{u}_j(L_j)| = |\boldsymbol{x}_{1,j+1} - \boldsymbol{x}_{0,j-1}| - L_j \quad (26)$$

式中: $\boldsymbol{x}_{1,j+1}$ 和 $\boldsymbol{x}_{0,j-1}$ 分别为 $\mathfrak{R}_{j+1}$ 内接点的位置矢量和 $\mathfrak{R}_{j-1}$ 外接点的位置矢量.

3 数值仿真

对本文提出的基于递推算法的刚柔混合绳系模型进行数值仿真,分析模型的有效性.采用凯芙拉纤维材料的均质系绳,主(子)星为质量均匀的正方体,绳系点位于其底(顶)面中心,仿真所用参数汇总如表1所示.另外,为简化起见,假定TSS运行于轨道高度为1 000 km的赤道圆轨道,仅考虑球形引力场重力梯度力矩的影响.仿真软

件采用MATLAB Simulink平台搭建,运算主机处理器为Inter Core i7-3770,主频3.4 GHz.

表1 绳系卫星系统仿真参数

Table 1 Simulation parameters of TSS

参量名	数值	参量名	数值
主星质量/kg	1 000	系绳密度/(g·cm ⁻³)	1.44
主星尺寸/m	1×1×1	系绳弹性模量/GPa	131
子星质量/kg	100	系绳剪切模量/GPa	1.8
子星尺寸/m	0.4×0.4×0.4	纵向振动阻尼	0.005
系绳长度/km	5	弯曲扭转阻尼	0.005
系绳直径/mm	2	计算步长/s	0.01

首先给出面内扰动下的模型仿真结果:系绳离散单元数为5,初始面内摆角为5°,仿真时间2个轨道周期.图2给出主星姿态角变化情况,图3和图4给出4个球铰的运动情况(未给出方向转角为0),仿真中姿态运动学均采用3-1-2转序.可以看出绳端星随系绳摆动,摆动频率近似为1.7倍轨道频率,这与已有理论分析^[21]结果吻合;从球铰运动反映出系绳的横向振动的存在,在阻尼作用下,临近子星的系绳段高阶振动很快消失,但是临近惯量更大的主星的系绳段振动仍然存在.图5给出杆单元1和2的外接点纵向弹性变形,两者变化情况非常相似,由于初始扰动带来的纵向振动趋于稳定,其余未给出的杆单元变化

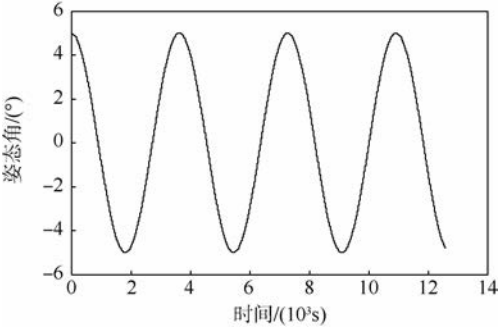


图2 主星姿态角变化(z轴)

Fig. 2 Attitude angle of main satellite (z axis)

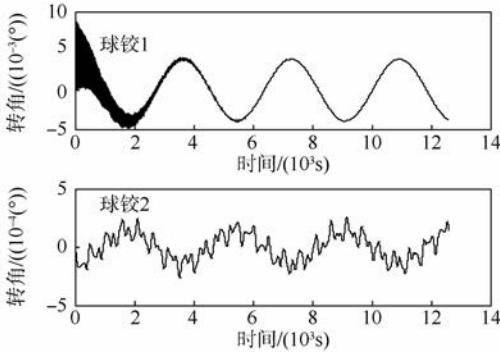


图3 球铰1和2转角(z轴)

Fig. 3 Rotation angles of spherical hinges 1 and

2 (z axis)

也几乎和两者相同. 图 6 为最后时刻各杆单元的弹性变形, 由于本文采用了一端固接、一端自由的振动模式, 杆在外接点纵向变形达到最大, 系绳的变形不满足连续性, 但是通过比较可以发现靠近主星的两段杆(4,5)变形最大且几乎相同, 而仅考虑重力影响时, 系绳张力最大处正位于系统重心(杆 5 上), 因此若单元数足够, 铰接杆模拟的纵向变形总体而言是可信的.

5°) 和部分铰的运动情况(见图 8), 易见面外摆动频率满足两倍轨道频率的理论结果^[21].

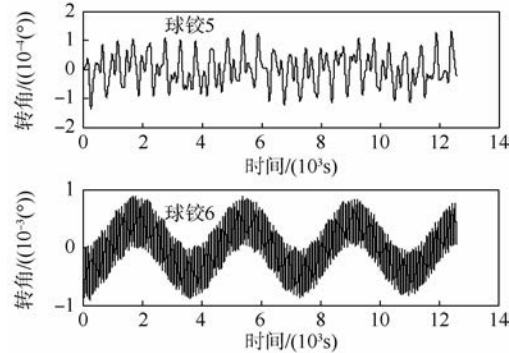


图 4 球铰 5 和 6 转角(z 轴)
Fig. 4 Rotation angles of spherical hinges 5 and 6 (z axis)

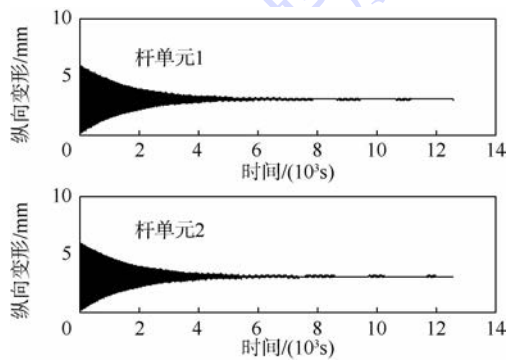


图 5 杆单元 1 和 2 外接点的纵向变形(x 轴)
Fig. 5 Longitude deformations at outer-point of elements 1 and 2 (x axis)

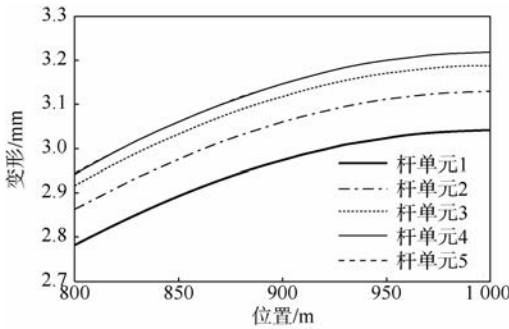


图 6 最后时刻各杆单元的纵向变形(x 轴)
Fig. 6 Longitude deformations of elements at final moment (x axis)

面外扰动下的仿真结果与面内情形类似, 这里仅给出主星的姿态变化(见图 7, 初始面外角

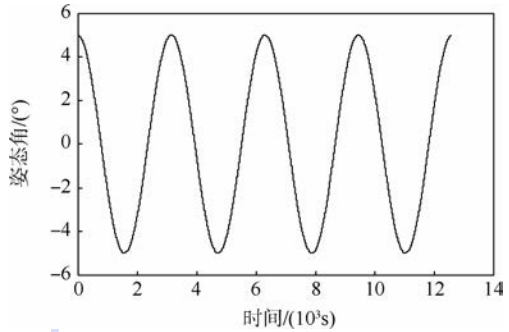


图 7 主星姿态角变化(y 轴)
Fig. 7 Attitude angle of main satellite (y axis)

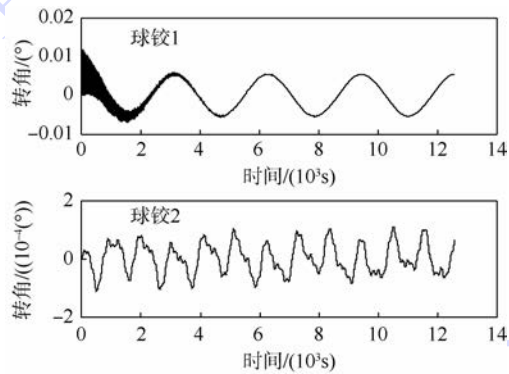


图 8 球铰 1 和 2 转角(y 轴)
Fig. 8 Rotation angles of spherical hinges 1 and 2 (y axis)

接着给出系绳同时存在面内外初始摆角和扭转变形的仿真算例: 初始的面内外角度分别为 5° 和 2°, 系绳初始时刻相较主星有 1° 的扭转角度, 仿真时间为 1 个轨道周期. 图 9 和图 10 分别给出主星和子星姿态角的影响, 可见两星的姿态逐渐趋于一致. 从球铰的运动状况可以看出系绳扭转和弯曲的耦合, 如图 11 表明铰 2 在 x 方向的转动激励了其余两方向的转动, 图 12 给出的铰 5 运动放大图验证了这一点. 如果选取更大的初始扰动, 耦合效应应更为明显.

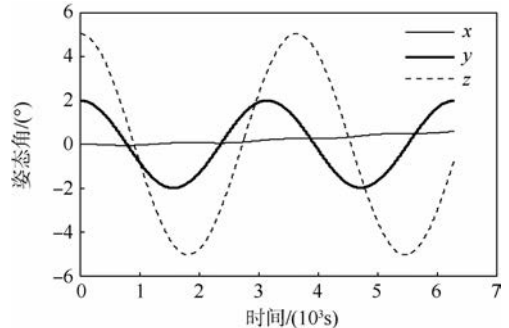


图 9 主星姿态角变化
Fig. 9 Attitude angle of main satellite

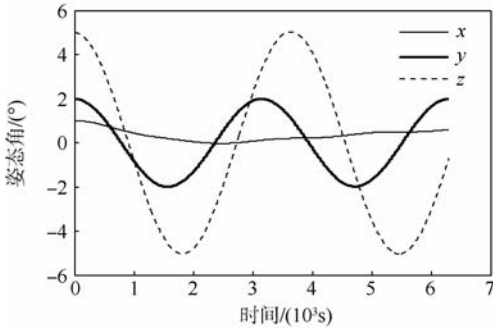


图 10 子星姿态角变化

Fig. 10 Attitude angle of sub satellite

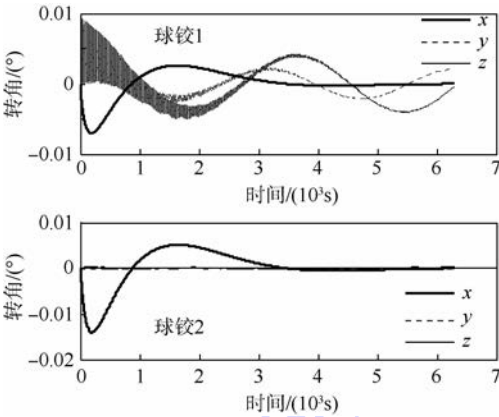


图 11 球铰 1 和 2 转角

Fig. 11 Rotation angles of spherical hinges 1 and 2

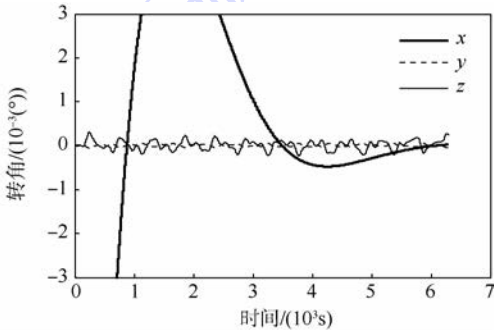


图 12 球铰 5 转角

Fig. 12 Rotation angles of spherical hinge 5

最后对模型的计算效率进行了测试,采用同样的参数对 5° 初始扰动的面外扰动算例进行仿真,当离散单元为 1、5 和 10 时仿真一个轨道周期花费的时间分别为 2895、7554 和 12653 s,时间随单元数近似呈线性变化。

4 结 论

本文针对空间绳系卫星系统提出了一种基于递推算法的铰接柔性杆模型,研究过程揭示的主要结论如下:

1) 所提出离散模型能够用较少的单元数模拟空间系绳的纵向不均匀变形,同时模拟系绳的

弯曲和扭转,适用范围较广。

2) 系绳阻尼作用下接近大惯量绳端星的柔绳段横向振动较靠近小惯量绳端星的柔绳段减小更快。

3) 采用递推算法易于编程实现,且计算量随离散单元数量线性增长,在同等精度下运算效率高。本文数值仿真中未考虑重力梯度外的空间干扰力,模型不能直接用于仿真系绳的释放和回收,系绳纵向模态的选取仍需考察,这些都是今后的研究要点。

参考文献 (References)

- [1] Cartmell M P, McKenzie D J. A review of space tether research [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(1): 1-21.
- [2] Hoyt R, Slostad J, Mazzoleni A P. The multi-application survivable tether (MAST) experiment, AIAA-2003-5219 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [3] Nishid S I, Kawamoto S, Okawa Y, et al. Space debris removal system using a small satellite [J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1-2): 95-102.
- [4] Wen H, Jin D P, Hu H Y. Advances in dynamics and control of tethered satellite systems [J]. Acta Mechanica Sinica, 2008, 24(3): 229-241.
- [5] National Research Council. NASA space technology roadmaps and priorities: Restoring NASA's technological edge and paving the way for a new era in space [M]. Washington, D. C.: The National Academies Press, 2012: 129-130.
- [6] Kawamoto S, Makida T, Sasaki F, et al. Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system [J]. Acta Astronautica, 2006, 59(1-5): 139-148.
- [7] Covello F. Application of electrical propulsion for an active debris removal system: A system engineering approach [J]. Advances in Space Research, 2012, 50(7): 918-931.
- [8] Grossi M. Future of tethers in space [C] // Proceedings of 4th International Conference on Tethers in Space. Hampton, VA: Science and Technology, 1995: 11-23.
- [9] Kumar K D. Review of dynamics and control of nonelectrodynamic tethered satellite systems [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 705-720.
- [10] Sasaki S, Tanaka K, Higuchi K, et al. A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS [J]. Acta Astronautica, 2007, 60(3): 153-165.
- [11] Quinn D A, Folta D C. A tethered formation flying concept for the SPECS mission, AAS-00-015 [R]. San Diego California: AAS, 2000.
- [12] Krupa M, Poth W, Schagerl M, et al. Modeling, dynamics and control of tethered satellite systems [J]. Nonlinear Dynamics, 2006, 43(1-2): 73-96.
- [13] 彭建华, 刘延柱. 绳系卫星的混沌运动 [J]. 上海交通大学学报, 1996, 30(11): 32-35.
Peng J H, Liu Y Z. Chaos in the tethered satellite system [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 1996, 30(11): 32-35 (in Chinese).

[14] 朱仁璋,雷达,林华宝. 绳系卫星系统复杂模型研究[J]. 宇航学报,1999,20(3):7-12.
Zhu R Z,Lei D,Lin H B. A sophisticated dynamical model of tethered satellite systems[J]. Journal of Astronautics, 1999, 20(3):7-12(in Chinese).

[15] Banerjee A K. Dynamics of tethered payloads with deployment rate control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990,13(4):759-762.

[16] Biswell B L,Puig-Suari J,Longuski J M, et al. Three-dimensional hinged-rod model for elastic aerobraking tethers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1998,21(2):286-295.

[17] Grassi M,Cosmo M L. Attitude dynamics of the small expendable-tether deployment system[J]. Acta Astronautica, 1995, 36(3):141-148.

[18] Lorenzini E C,Cosmo M,Vetrella S, et al. Dynamics and control of the tether elevator/crawler system[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1989,12(3):404-411.

[19] Hu Q,Jia Y H,Xu S J. Recursive dynamics algorithm for multi-body systems with variable-speed control moment gyroscopes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(5):1388-1398.

[20] 凯利 S G. 机械振动[M]. 贾启芬,等译. 北京:科学出版社, 2002:151-152.
Kelly S G. Mechanical vibration[M]. Translated by Jia Q F, et al. Beijing:Science Press,2002:151-152(in Chinese).

[21] Cosmo M L,Lorenzini E C. Tethers in space handbook[M]. 3rd ed. Washington D. C.:NASA,1997:119-126.

Rigid-flexible coupling multibody model for the tethered satellite system based on recursive dynamics algorithm

ZHONG Rui*

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

Abstract: A multibody dynamics model of hinged flexible rods was established for the spatial tethered satellite system (TSS) based on the recursive dynamics algorithm. The system was consisted of two rigid end-satellites and a flexible tether connecting them. In the model, the tether was discretized into a series of flexible rods connected by spherical hinges and the non-uniform longitude deformations of the rods were considered, whereas the bending and torsion of the tether were simulated by the motion of the spherical hinges. Then, the equation of motion of the rigid-flexible coupling multibody model was derived based on the recursive dynamics algorithm. The simulation results prove the efficiency of the proposed model in simulation spatial motion of the TSS, including tether vibrations and oscillations in different directions. The introduction of the recursive dynamics algorithm effectively decreases the dimension of the discretized model and therefore reduces the computational efforts sharply.

Key words: tethered satellite system (TSS); multi-body system; recursive dynamics algorithm; rigid-flexible coupling model; dynamics simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0635

数字化组合测量辅助飞机装配质量检测技术

景喜双, 张鹏飞, 王志佳, 赵罡*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)



摘

要: 针对单独使用激光跟踪仪测量大型飞机壁板类组件装配质量时存在曲面数据细节信息不易采集、测量效率低等问题, 提出基于激光跟踪仪和关节臂测量仪的大型飞机壁板类组件数字化复合测量方法. 在保证测量精度的前提下, 将关节臂测量仪(AACMM)融入到激光跟踪仪测量场中, 使用两种设备进行集成检测, 对大型飞机部件成形细节信息进行全面采集. 同时根据飞机部件装配过程测量环节的测量特征, 在 Spatial Analyzer 软件基础上开发了飞机壁板类组件数字化复合测量工具集, 实现了对测量过程中所涉及到的设备、数据的集中管控. 通过实例, 验证了测量方法的有效性和效率.

关键词: 飞机装配; 组合测量; 数字化测量; 质量检测; 测量效率

中图分类号: TH741

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1196-06

大型飞机壁板类组件广泛应用于飞机的外形及结构中, 大型飞机蒙皮壁板具有尺寸大、外形复杂和结构刚性差等特点, 制造过程中经常采用拉伸成形(简称拉形)工艺, 对零件外形尺寸准确度和表面完整性等技术指标要求严格^[1-2]. 目前, 飞机壁板类组件成形质量检测手段已经由传统几何模拟量测量方式向数字化测量方式转变. 文献[3-6]所提到的以激光跟踪仪为主的接触式数字化测量方法虽然具有测量空间大、精度高、便携性好等优点, 但其用于大型壁板类组件外形特征测量时, 效率低下, 且所采集的小曲率外形数据点受限于测量靶球的曲率半径. 由文献[7-9]可知, 以关节臂测量仪为代表的非接触光学测量设备无壁板外形曲率限制, 通过对测量对象外形扫描, 一次即可获得大量的外形点云, 采集效率高, 对自由曲面类的外形测量尤为方便, 有利于对测量对象成形质量进行全面评估. 但关节臂测量仪的测量范围受限于其臂长, 单独采用关节臂测量仪难以完

成大型壁板类组件成形质量检测的全部任务.

为获取飞机壁板类组件完整外形数据, 避免对自由曲面类型零件成形信息采集不充分、出现误检和漏检的情况. 本文分析两种测量方式的优缺点, 对激光跟踪仪和关节臂测量仪的复合测量技术展开研究, 基于 Spatial Analyzer 测量软件开发了飞机壁板类组件数字化复合测量工具集, 并以某类型飞机水平尾翼为例验证复合测量方法的可行性.

1 大型壁板类组件复合测量技术

目前大型壁板类组件多为自由曲面且尺寸长度都在 3 m 以上, 采用关节臂测量仪和激光跟踪仪进行复合测量时, 由于关节臂测量仪主轴允许无限次旋转, 数据采集方式灵活, 其主要用于零件外形细节信息采集^[10]. 但由于扫描区域受限于自身臂长, 需要依据关节臂测量仪自身扫描范围, 先将整张壁板划分为多个区域, 依次得到壁板每一

收稿日期: 2014-10-15; 录用日期: 2014-12-12; 网络出版时间: 2015-03-31 14:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.008.html

基金项目: 国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金(SAMC13-JS-15-027)

作者简介: 景喜双(1983—), 男, 吉林四平人, 博士研究生, tom@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 赵罡(1972—), 男, 河北文安人, 教授, zhaog@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞机数字化制造.

引用格式: 景喜双, 张鹏飞, 王志佳, 等. 数字化组合测量辅助飞机装配质量检测技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1196-1201. Jing X S, Zhang P F, Wang Z J, et al. Digital combined measuring technology assisted quality inspection for aircraft assembly[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1196-1201 (in Chinese).

区域的外形点云,最后通过公共基准点拼接得到整体壁板的点云数据.

激光跟踪仪用于测量上述拼接过程用到的公共点,即与关节臂测量仪固连的公共基准点. 这些公共基准点可视为整个壁板零件的拼接“骨架”,用于保证壁板类组件点云拼接的整体精度. 两类数据采集完毕后导入数字化复合测量工具集,工具集将关节臂扫描仪得到的多片点云拟合至拼接点,得到零件完整外形数据. 最后通过工具集进行后续模型比对、质量评价等分析过程,得到整张壁板的测量结果.

1.1 数字化复合测量平台构成

广义上讲,一个完整的测量平台由测量设备、计算机控制平台 and 数据处理软件系统 3 大部分组成. 测量设备由关节臂测量仪和激光跟踪仪构成,主要用于数据采集;计算机控制平台是整个系统的控制中枢和信息处理中心;数据处理软件系统主要用于对测量设备采集到的数据进行处理.

测量设备是实现大型壁板类组件数字化测量的基础保障. 如图 1 所示,激光跟踪仪工控机是跟踪仪本体的控制中枢,用于传递数据、发出指令、供电等^[11-12]. 工控机与跟踪仪本体通过两根电缆连接,其中一根电缆为跟踪仪本体供电,另外一根电缆为数据通信传送线路. 关节臂测量仪本体对壁板类组件进行扫描,同时将扫描得到的点云经 USB 接口和网线传回关节臂测量仪工控机.

计算机控制平台与测量设备工控机之间采用点对点网线连接,控制平台从测量设备工控机获取测量数据后,对测量数据进行处理. 数据处理软件安装在计算机控制平台上,用于测量数据的后续分析、处理,直至得到部件成形精度的最终分析结果.

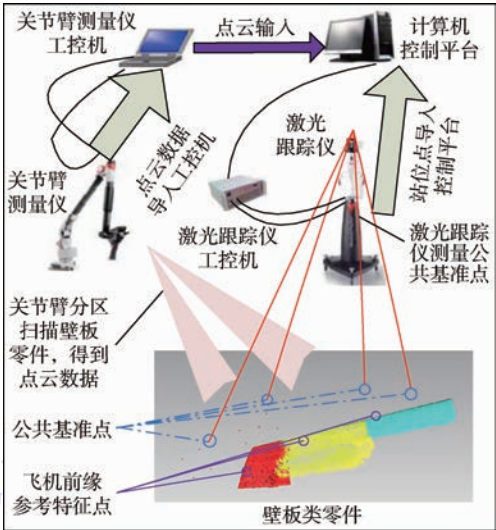


图 1 数字化复合测量平台
Fig. 1 Digital combined measurement platform

1.2 复合测量方案

飞机前缘壁板组件联合测量流程如图 2 所示. 首先在移动测量平台上布置公共基准点,公共基准点的数量必须保证 3 个及以上^[13]. 测量前先根据零件外形将飞机前缘壁板件划分为多个扫描区域,并根据扫描区域相对位置设置移动测量平台站位. 测量过程中激光跟踪仪用来测量各公共基准点坐标,关节臂分别扫描各飞机前缘壁板类组件分区及各公共基准点处的靶球. 扫描结束后,得到每个区域壁板的外形点云及相应区域内的多个靶球外轮廓点云. 将多个靶球外轮廓点云拟合为球特征,得到靶球球心(简称靶心). 最后将靶心与飞机前缘壁板点云封装,靶心作为点云拟合公共点与公共基准点对齐,得到整体的飞机前缘壁板组件的完整点云. 点云与壁板三维数据模型进行比对后,便可得到整张飞机前缘壁板的实际成形质量.

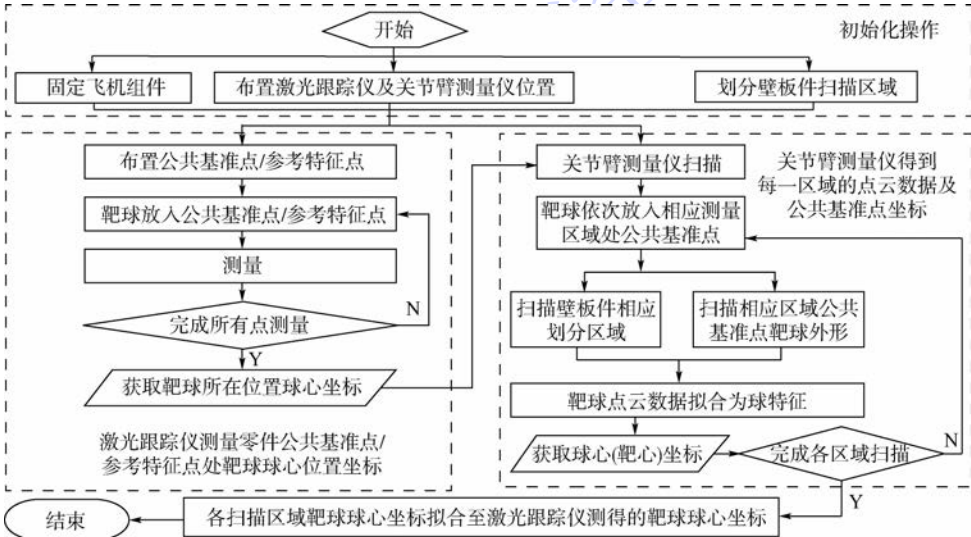


图 2 数字化复合测量流程图
Fig. 2 The flow chart of digital combined measurement

1.3 复合测量精度及效率分析

精度和效率是衡量复合测量方法有效性的关键因素. 复合测量方法的系统误差主要来自 3 个方面,即测量仪器误差、靶球外轮廓特征拟合误差及靶球自身制造误差. 设备误差取决于仪器自身测量精度,实际测量过程采用的设备为 AT901-B 型激光跟踪仪,其单点测量精度为 $15\text{ }\mu\text{m} + 6\text{ }\mu\text{m}/\text{m}^{[14-15]}$;关节臂测量仪型号为 7525SI 型,扫描精度为 $30\text{ }\mu\text{m}$. 图 3 为依据靶球外轮廓点云得到的球特征. 对同一靶球外轮廓多次扫描得到的点云进行特征拟合得到图 4 所示尺寸波动线.

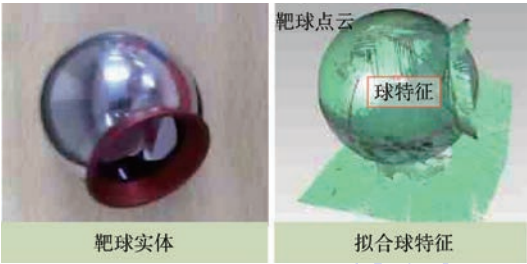


图 3 靶球特征拟合结果
Fig. 3 Fitting result of target ball

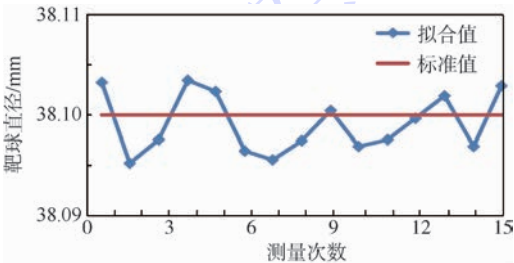
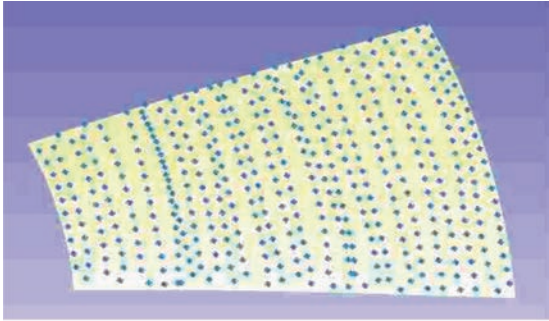


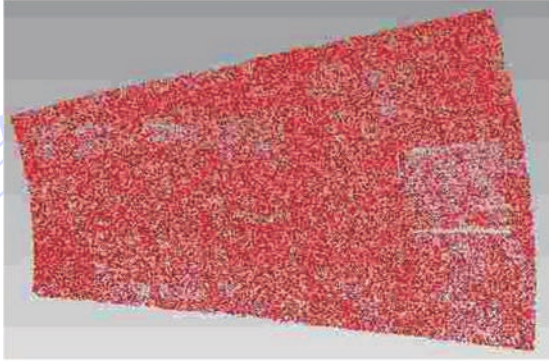
图 4 靶球外轮廓拟合尺寸
Fig. 4 Dimension fitting values of target ball profile

由图 4 可知,特征拟合误差可以控制在 $10\text{ }\mu\text{m}$ 以内. 激光跟踪仪靶球自身加工精度极高,靶心与内置棱镜测量中心之间的制造误差在 $3\text{ }\mu\text{m}$ 以内. 综上,复合测量方法的系统误差为 $58\text{ }\mu\text{m} + 6\text{ }\mu\text{m}/\text{m}$.

复合测量方法在测量效率和零件细节信息获取方面明显优于单独采用激光跟踪仪的测量方式. 激光跟踪仪属于接触式测量,通常采点频率为 5 点/s;复合测量采集测量点用扫描的方式进行,扫描头数据采集频率为 30 000 点/s. 后者扫描方式为非接触测量,不会在测量过程中引起薄壁件的二次变形,测量效率明显高于前者. 图 5 为两种测量方式对同一飞机前缘壁板进行数据采集后的结果. 与单独采用激光跟踪仪测量相比,复合测量方式采集到的点更加密集,可以反映零件的细节信息.



(a) 单独使用激光跟踪仪采集的测量点



(b) 复合测量方法采集得到的点云

图 5 测量点采集密度对比

Fig. 5 Comparison of measuring point density

2 测量工具集软件实现

根据飞机前缘壁板组件实际测量的操作步骤和数据处理流程,基于 MFC 开发壁板类组件数字化复合测量工具集. 工具集可与测量设备通信,并对其进行参数补偿,完成公共基准点测量和点云扫描操作. 通过编写通讯模块,该工具集可驱动扫描软件 Geomagic Studio 和激光跟踪仪配套软件 Spatial Analyzer (SA),用于获取靶心坐标和测量数据存储,并利用 SA 软件的底层算法和图形显示模块实现数据处理功能. 数据处理结果同样以报告形式自动存盘,如图 6 所示.

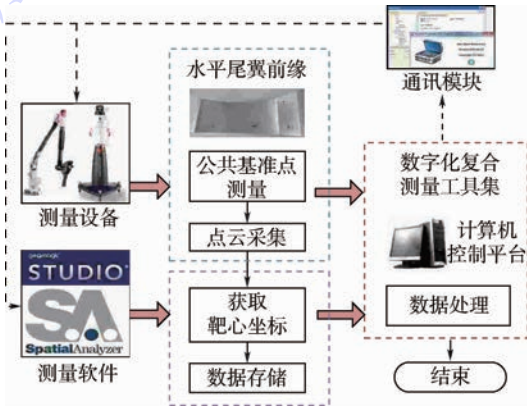


图 6 测量系统功能结构图

Fig. 6 Structure diagram of functions of measurement system

为克服 SA 软件专业性强,数据处理效率低等弱点,工具集采用简单易用的 Ribbon 界面,并提供手动和自动两种数据处理方式。

2.1 数字化复合测量工具集功能模块划分

根据实际测量功能需求,数字化复合测量工具集划分为 4 个功能模块(见图 7):通信接口管理模块主要用于同激光跟踪仪、关节臂测量仪和数据采集软件之间通信;设备参数设置模块用于对仪器测量过程中外界环境参数补偿以及激光跟踪仪与 SA 软件之间交互,如激光跟踪仪的定点搜索、自动选取、辅助测量等内容;数据处理模块用于测量数据分析,得出最终测量结果;点云数据采集模块主要用于点云采集、采样、去噪以及公共基准点与靶心拟合。

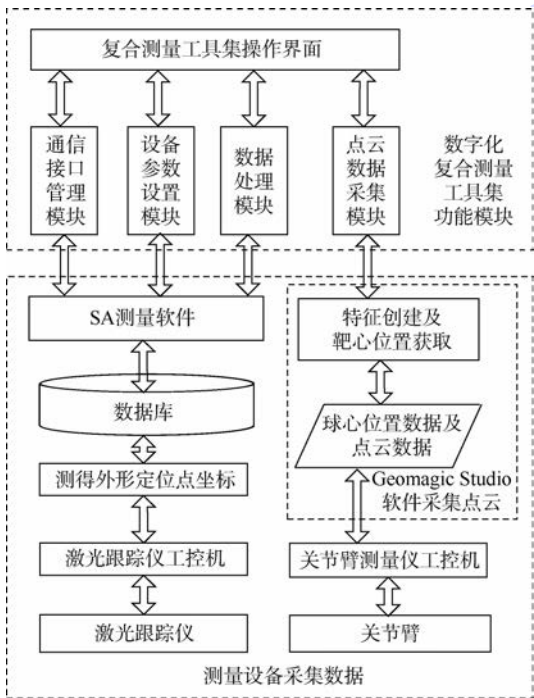


图 7 详尽的系统功能模块分解图

Fig. 7 Specific system functions of different modules

2.2 数据处理流程

数据处理流程如图 8 所示,工具集发出消息,将各公共基准点球心坐标和飞机前缘壁板点云作为整体读入 SA 软件. 利用工具集中的“建立拼接关系”命令将靶心坐标点与激光跟踪仪测得的公共基准点拟合,实现点云拼接操作,得到整张飞机前缘壁板外形点云. 导入飞机前缘壁板组件的三维模型,利用工具集中的“最佳拟合转化”命令将定位点处拟合得到的球心点与三维模型中给定的靶心点对齐. 此时,壁板件全部点云与三维模型对齐. 通过进一步模型比对分析,得出评价结果,最终生成质量检测报告。

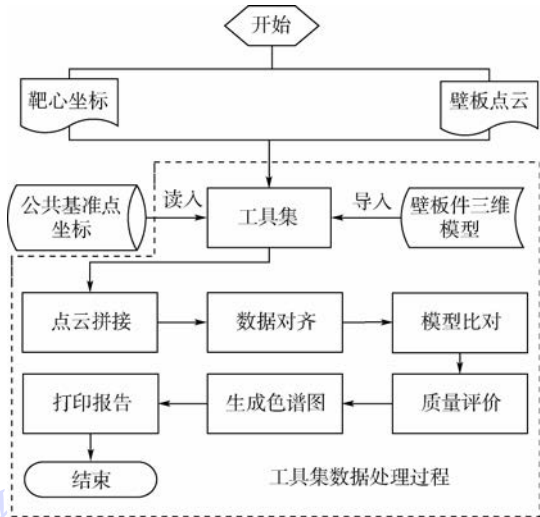


图 8 数据处理流程图

Fig. 8 Flow chart of data processing

3 实测结果

实验选取某型号飞机水平尾翼前缘壁板件作为测量对象. 关节臂的扫描范围为直径 2.5 m 的球形测量空间,所以需要将飞机前缘壁板件划分为 3 个区域进行扫描,即可得到整张飞机前缘壁板的点云. 根据前面提到的联合测量方案,针对飞机水平尾翼前缘位置及现场环境进行关节臂测量仪位置和公共基准点布置,如图 9 所示。

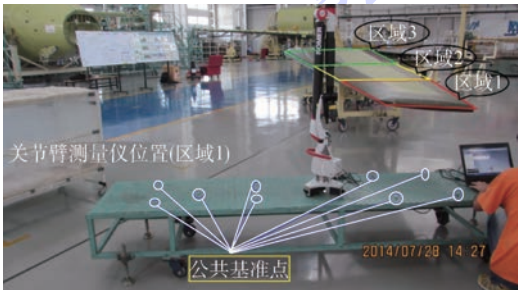


图 9 水平尾翼区域划分

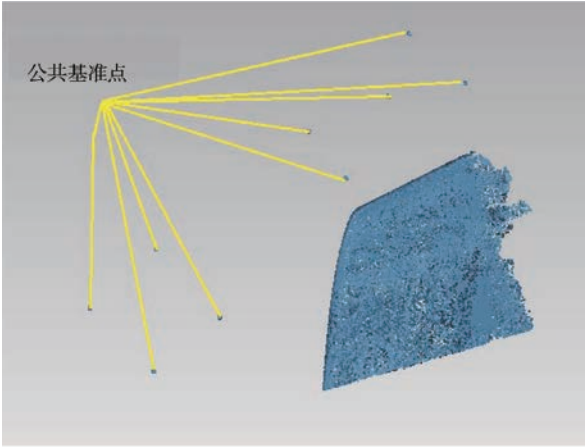
Fig. 9 Deviation of horizontal tail fin zone

如图 10 所示,对每一区域的靶球点云创建球特征,找到靶心点,利用所测公共基准点作为拼接点,拼接后得到整张壁板点云数据。

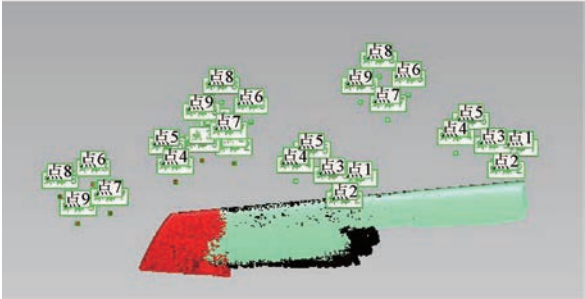
找到飞机水平尾翼前缘的三维数据模型中的参考特征点,将点云特征拟合得到的靶心点与参考特征点对齐,完成拼接后的点云与壁板三维模型对齐. 表 1 为点云向三维模型转化时的拟合误差。

经过对齐以后,利用工具集中的查询点到对象功能可以直接得到点云相对三维模型的偏差矢量图,矢量图可以根据不同的误差值以色谱的形式显示整张壁板实际点云与理论给定的三维模型

之间的偏差.根据得到的矢量图对水平尾翼前缘作进一步分析,会得到整张壁板的总体成形质量评价,如表 2 所示.



(a) 分片扫描得到的壁板点云



(b) 经过拼接后的完整点云

图 10 点云拼接过程

Fig. 10 Splicing procedure of point cloud

表 1 靶心点与三维模型参考点之间的拟合误差

Table 1 Fitting deviations between centers of ball and reference point of 3D model					mm
转化误差	X	Y	Z	误差值	
最大误差	0.005 6	0.006 7	0.004 8	0.010 0	
方均根值	0.003 7	0.004 5	0.003 0	0.006 6	
标准偏差	0.004 1	0.005 1	0.003 4	0.007 3	

表 2 壁板件成形误差

Table 2 Forming deviations of panel					mm
数据偏差	dX	dY	dZ	误差值	
最小偏差	-0.031 1	-0.009 3	-0.020 8	-0.024 5	
最大偏差	0.040 1	0.065 2	0.110 7	0.128 3	
平均偏差	0.001 1	0.019 7	0.030 7	0.037 3	
标准偏差	0.010 5	0.021 2	0.035 7	0.042 0	
方均根值	0.010 6	0.028 9	0.047 0	0.056 2	

4 结 论

数字化测量是飞机壁板类组件成形过程中的关键环节.以上提出的大型壁板类组件复合测量方案经实验验证表明:

1) 可通过激光跟踪仪保证多片点云拼接时的整体精度,通过关节臂测量仪非接触扫描方式

采集壁板类组件的全面成形信息.

2) 基于实际测量过程开发出来的大型壁板类组件数字化测量工具集操作简单,较传统数据处理方式,可大大提高效率.

3) 采用以上方式进行质量检测自动化程度高,可在最大限度上减少测量过程中人为操作引起的各种干扰因素.

4) 复合测量方式测量速度快、数据采集全面、结果可信度高.

为使本文提出的方法能满足更多的测量需求,更好地解决问题,仍需要优化测量过程.

参考文献 (References)

[1] 李东升,罗红宇,王丽丽,等.飞机蒙皮的数字化成形制造技术[J].塑性工程学报,2009,16(1):82-87.
Li D S,Luo H Y,Wang L L,et al. Numerical forming technology of the aircraft skin[J]. Journal of Plasticity Engineering,2009,16(1):82-87(in Chinese).
[2] 王亮,李东升,刘凤贵,等.飞机壁板类组件数字化装配柔性工装技术及应用[J].航空制造技术,2010(10):58-61.
Wang L,Li D S,Liu F G,et al. Flexible tooling technology and application for digital assembly of aircraft panel component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2010(10):58-61(in Chinese).
[3] Yan B X,Wang J,Lu N G,et al. Application of laser tracker used in the measuring and the adjusting of the workbench for SAR antenna[C]//9th International Symposium on Laser Metrology. Bellingham,WA:SPIE,2008:71552M.
[4] He B G,An Z Y,Gao Y H,et al. Research on free curved surface reconstructing technology based on laser tracker[C]//2011 International Conference on Optical Instruments and Technology. Bellingham,WA:SPIE,2011:82010E.
[5] 袁正茂,韩锋,李鸣阳,等.基于激光跟踪仪的大尺寸外形辅助测量装置研究[J].航空精密制造技术,2014,50(1):9-11.
Yuan Z M,Han F,Li M Y,et al. Research on large size shape auxiliary measuring device based on laser tracker[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology,2014,50(1):9-11(in Chinese).
[6] Cai G Z,Man K D,Wang S M,et al. A combined application of laser tracker and spatial analyzer in alignment of accelerator[J]. Applied Mechanics and Materials,2013,333-335:58-61.
[7] 邹付群,成思源,李苏洋,等.基于 Geomagic Qualify 软件的冲压件回弹检测[J].机械设计与研究,2010,26(2):79-81.
Zou F Q,Cheng S Y,Li S Y,et al. Springback inspection for punching parts based on Geomagic Qualify[J]. Machine Design and Research,2010,26(2):79-81(in Chinese).
[8] 张德海,白代萍,闫观海,等.逆向校核软件的板料成形回弹检测研究[J].河南科技大学学报:自然科学版,2013,34(1):21-24.
Zhang D H,Bai D P,Yan G H,et al. Springback detection for sheet metal forming based on reverse checking software[J]. Journal of Henan University of Science and Technology:Natural Sci-

- ence,2013,34(1):21-24(in Chinese).
- [9] Sultan Ibrahim A,Puthiyaveetil P. Calibration of an articulated CMM using stochastic approximations[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 63 (1-4): 201-207.
- [10] Ohnishi Tohru,Nakanishi Shoichi,Takamasu Kiyoshi. Study on improvement methods of CMM (Coordinate Measuring Machine) in workshop environment;Evaluation of articulating probing system[J]. Journal of the Japan Society for Precision Engineering,2013,79(4):338-343.
- [11] Marsh Bobby J. Laser tracker assisted aircraft machining and assembly[C] // Aerospace Manufacturing and Automated Fastening Conference and Exhibition. Warrendale, PA; SAE International,2008:13-23.
- [12] Zhang F M,Qu X H,Shi G. A dimensional measurement method based on a laser tracker for a crane assembly[J]. Lasers in Engineering,2013,26(1-2):91-101.
- [13] Liu W L,Wang Z K. New method for large-scale dimensional metrology using laser tracker system [C] // 2009 International Conference on Manufacturing Science and Engineering. Clausthal-Zellerfeld; Trans Tech Publications, 2010, 97-101: 4247-4252.
- [14] 杨凡,李广云,王力. 激光跟踪仪与球形反射器综合性能测试研究[J]. 测绘通报,2014(2):115-118.
- Yang F,Li G Y,Wang L. Research on integration performance testing of laser tracker and ball reflector[J]. Bulletin of Surveying and Mapping,2014(2):115-118(in Chinese).
- [15] 张亚娟,裘祖荣,李杏华,等. 激光跟踪系统“鸟巢”坐标的球面标定法[J]. 天津大学学报:自然科学与工程技术版,2014,47(3):255-261.
- Zhang Y J,Qiu Z R,Li X H,et al. Calibration of laser tracking system with spherical constraint[J]. Journal of Tianjin University: Science and Technology,2014,47(3):255-261 (in Chinese).

Digital combined measuring technology assisted quality inspection for aircraft assembly

JING Xishuang, ZHANG Pengfei, WANG Zhijia, ZHAO Gang*

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

Abstract: Aimed at the issues, including that detail features of the large size aircraft panel components couldn't be achieved directly and the low measuring efficiency by using a laser tracker separately in large size aircraft panel shape measurement, a combined measurement method based on the laser tracker and the articulated arm coordinate measuring machine (AACMM) was proposed. Under the premise of the measurement precision, by adding the AACMM to the measurement field of laser tracker, the detailed forming information of large size aircraft panel could be acquired comprehensively. According to the characteristics of the aircraft panel assembly process, some combined measurement tools were developed based on the Spatial Analyzer software, which could process all measurement data from the combined measurement system. Some examples are also given to illustrate the effectiveness and the efficiency of the method.

Key words: aircraft assembly; combined measurement; digital measurement; quality inspection; measurement efficiency

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0505



基于渐非凸渐凹化过程的子图匹配算法

李晶^{1,2}, 刘传凯^{*3}, 王勇^{1,4}, 古楠楠⁵, 石锐², 李琳²

(1. 中国酒泉卫星发射中心, 酒泉 732750; 2. 重庆大学 通信工程学院, 重庆 400044; 3. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;

4. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150006; 5. 首都经济贸易大学 统计学院, 北京 100026)

摘 要: 如何实现外点存在情况下的鲁棒高效匹配是图匹配领域的关键问题之一.

针对此问题, 提出将渐非凸渐凹化过程(GNCCP)用于子图匹配, 即将外点存在情况下的图匹配问题建模为一个基于相似矩阵的二次组合优化问题, 然后通过扩展 GNCCP 来近似优化, 是一种新的采用二阶约束图匹配算法. 相较于现有算法, 提出的算法优势在于可以泛化目标函数定义方式, 有效处理外点存在的情况的图匹配问题, 且能同时实现有向图匹配和无向图匹配. 人工数据与真实数据上的实验证实了算法的有效性.

关键词: 图匹配; 组合优化; 渐非凸渐凹化过程(GNCCP); 关键点对应; 有向图

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1202-06

图匹配是指在一定最优性条件下, 寻找两个图顶点间的匹配关系. 它是计算机视觉与模式识别领域的一个基础问题, 在很多具体任务, 如图形图像识别^[1]、跟踪^[2]、行为识别^[3]中有重要应用.

图匹配算法在计算机视觉与模式识别领域的应用研究已经有 40 多年的历史^[4]. 从算法的角度来看, 一般将图匹配分为精准图匹配与非精准图匹配, 其中精准图匹配是指图(或其一部分)之间满足严格的结构一致性, 即匹配后图(或其一部分)的顶点标签、边的邻接关系及权重完全一致. 非精准图匹配是指允许匹配后的图(或其一部分)存在一定的顶点标签, 边的邻接关系及权重的误差, 通过定义一种误差度量方式并最小化, 来寻找最优的图(或其一部分)之间的对应关系. 从应用角度讲, 在计算机视觉应用中, 由于物体形变、遮挡、视角变换、图像采集传输过程中的噪声等客观原因, 从图像中提取的图结构之间往往不可避免地存在差异, 因此在这些任务中非精准图

匹配算法的应用更为普遍.

不同于早期的非精准图匹配算法, 如基于树搜索并采用编辑距离作为误差度量的算法^[5], 近年来非精准图匹配算法的一个显著特点是基于一个良好定义的目标函数^[6-10]. 具体来说, 目标函数的形式可以分为基于邻接矩阵的目标函数^[6,8-9,11-12]和基于相似矩阵的目标函数^[7,10,13-14]. 其中基于邻接矩阵的目标函数通常利用两个权重邻接矩阵分别存储两个待匹配权重图的边的邻接关系及权重, 然后将图匹配问题转换为两个权重邻接矩阵的匹配. 采用这种形式的目标函数的一个主要优势在于较低的存储复杂度. 与此不同, 近年来很多算法采用基于相似矩阵的目标函数, 其优势在于更为灵活的边的相似度量方式的定义, 比如可以采用高斯核的形式. 而且当待匹配的图较为稀疏时, 采用基于相似矩阵的目标函数的图匹配算法同样具有可接受的存储复杂度与计算复杂度. 此外, 基于相似矩阵的目标函数更容易推

收稿日期: 2014-08-11; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2014-12-09 10:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141209.1012.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61305137)

作者简介: 李晶(1982—), 女, 山东济宁人, 工程师, jing_li@outlook.com

* 通讯作者: 刘传凯(1983—), 男, 山东潍坊人, 工程师, chuankai.liu@gmail.com, 主要研究方向为空间操作、视觉导航.

引用格式: 李晶, 刘传凯, 王勇, 等. 基于渐非凸渐凹化过程的子图匹配算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1202-1207. Li J, Liu C K, Wang Y, et al. Subgraph matching algorithm based on graduated nonconvexity and concavity procedure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1202-1207 (in Chinese).

广到高阶图匹配算法,事实上,现有高阶图匹配算法采用的目标函数均为基于相似矩阵的目标函数在高阶约束下的推广.

虽然目前主流的非精准图匹配算法采用的目标函数的具体形式不同,但是总的来说都属于二次组合优化问题.求取其全局最优解仍然是典型的 NP 难问题,具有阶乘复杂度.出于效率的考虑,大部分情况下并不直接求取全局最优解,而是采用近似算法求取一个较好的局部最优解.根据近似优化策略的不同,近似方法可以分为基于谱分解的优化算法^[6-7,13]和基于梯度的优化算法^[8-11].基于谱分解的方法是指利用与待匹配的权重图相关联的矩阵的特征值与特征向量来求解顶点间对应关系的方法.Umeyama 的算法^[6]被认为是第一个谱分解图匹配算法,它采用基于邻接矩阵的目标函数,并证明了原问题放松到连续域后的最优解与两个权重邻接矩阵的特征向量间的关系,该算法仅适用于同规模的图匹配问题,而且实际效果并不鲁棒^[8].Leordeanu 和 Hebert^[7]提出另外一种著名的基于相似矩阵的谱分解算法,通过转变匹配约束,将原问题转换为连续域的 Rayleigh 商优化问题,继而通过求相似矩阵主特征值对应的特征向量得到连续解,最终根据匹配约束将连续解映射回离散域.基于梯度的优化算法中的著名的逐步分配算法^[10]、利用半正定规划的图匹配算法^[15]在优化过程中都利用目标函数的梯度信息,而且它们均采用基于相似矩阵的目标函数.其中逐步分配算法虽然已经提出了很多年,但是由于其鲁棒的匹配效果,至今仍被认为是最优秀的图匹配算法之一.利用线性规划的图匹配算法^[11]同样利用了梯度信息,不同的是它采用了基于邻接矩阵的目标函数,其主要缺陷在于较高的运算复杂度和局限于同规模图匹配问题.最近提出的凸凹松弛过程^[8-9,16]也是一种梯度方法,用以优化基于邻接矩阵的目标函数,并且通过引入原目标函数的凸松弛函数与凹松弛函数,在同规模的图匹配问题中取得了非常优异的匹配效果,但是该方法的主要问题在于凸松弛函数与凹松弛函数形式复杂,难以构建,无法推广到子图匹配问题.2014 年, Liu 等提出了一种可以隐式构建凸松弛与凹松弛函数的方法,称为渐非凸渐凹化过程 (Graduated Nonconvexity and Concavity Procedure, GNCCP)^[17-18],证明了其严格实现了一种凸凹松弛过程,并将其成功应用于子图匹配问题.

但是,渐非凸渐凹化过程仅能应用在基于邻接矩阵的目标函数,而采用基于相似矩阵目标函

数的算法往往能取得更优异的效果.因此,在本文中将渐非凸渐凹化过程推广到基于相似矩阵的目标函数,并因此提出一种新的子图匹配算法.该算法优势在于:①更加灵活的相似性度量定义;②它可以有效解决外点存在情况下的匹配问题;③不同于其他基于相似矩阵目标函数的图匹配算法通常仅能应用于无向图的匹配^[7,13],该算法还可以解决有向图的匹配问题.在人工数据与真实数据上的实验结果证实了算法的有效性.

1 公式化方法

假定已经从每一幅图像中抽取出一个权重图 $G = \{V^G, E^G, L^G, W^G\}$, 其中 $V^G = \{1, 2, \dots, M\}$ 为顶点的集合 (M 为顶点的个数), 指代物体中各个部分或者图像中提取出的特征点集, $E^G \in V^G \times V^G$ 为边的集合, 指代物体各个部分或者特征点之间的邻接关系, $L^G \in \mathbf{R}^{d_l \times M}$ 为顶点标签的集合, 用来描述每个顶点作为一个个体的外观特征, d_l 为外观描述子的维数, 比如如果使用从每个特征点周围的小图像块中提取的 128 维 SIFT 直方图描述子作为该特征点的外观描述子, 则有 $d_l = 128$, $W^G \in \mathbf{R}^{d_w \times \|E^G\|_0}$ 为边的权重集合, 用来描述顶点间的结构关系, d_w 为权重的维数, 或者称为结构描述子的维数, 比如如果同时使用距离和方向作为结构描述子, 则有 $d_w = 2$.

给定两个权重图 $G = \{V^G, E^G, L^G, W^G\}$ 和 $H = \{V^H, E^H, L^H, W^H\}$, 规模分别为 M 和 N , 图匹配就是寻找 V^G 和 V^H 之间的满足某种最优性条件的对应关系, 这种对应关系可以通过一个分配矩阵 $X \in \{0, 1\}^{M \times N}$ 来表示, 当 $X_{ia} = 1$ 意味着将 G 中顶点 i 分配给 H 中的顶点 a , $\sum_{i=1}^M X_{ia} = 0$ 意味着 G 中没有顶点与 H 中的顶点 a 对应, $\sum_{a=1}^N X_{ia} = 0$ 也有类似定义. 当进一步考虑一对一约束时, X 就成为一个偏置换矩阵, 即

$$X \in D_0 := \left\{ X \mid \sum_{i=1}^M X_{ia} \leq 1, \sum_{a=1}^N X_{ia} = 1, X_{ia} \in \{0, 1\}, \forall i, a \right\} \quad (1)$$

当 $M = N$ 时, X 退化为一个置换矩阵.

G 和 H 的相似矩阵可以按照以下形式构建:

$$A_{ia,jb} = A_{(i-1)N+a, (j-1)N+b} = \begin{cases} S_V(L_i^G, L_a^H) & i=j, a=b \\ S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H) & i \neq j; a \neq b \text{ 且 } i, j \text{ 邻接, } a, b \text{ 邻接} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

式中: i 与 j 为 G 中的顶点; a 与 b 为 H 中的顶点; $S_V(L_i^G, L_a^H)$ 表示图 G 中的顶点 i 标签与图 H 中的顶点 a 标签之间的相似性度量; $S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H)$ 表示图 G 中的边 ij 权重与图 H 中的边 ab 权重之间的相似性度量. $S_V(L_i^G, L_a^H)$ 和 $S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H)$ 可以有多种灵活的定义方式, 比如采用高斯核函数的形式:

$$S_V(L_i^G, L_a^H) = \alpha e^{-\frac{(L_i^G - L_a^H)^2}{\sigma_V^2}} \quad (3)$$

$$S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H) = (1 - \alpha) e^{-\frac{(W_{ij}^G - W_{ab}^H)^2}{\sigma_E^2}} \quad (4)$$

式中: σ_V 和 σ_E 为核宽度参数; α 为平衡两种相似性度量的权重系数. 此外, 构建相似矩阵时要同时考虑图结构, 仅当两个图中相应的两条边都存在, 即 i, j 邻接且 a, b 邻接才计算 ij 与 ab 的相似性, 在这一点上, 基于这样的相似矩阵的目标函数与基于邻接矩阵的目标函数也有区别.

基于偏置换矩阵 X 和相似矩阵 A , 可以构建目标函数为

$$\begin{aligned} X^* &= \arg \max x^T A x \\ \text{s. t. } x &\in D_1 \end{aligned} \quad (5)$$

x 是 X 按行抽取的复制, 并同时以此更新离散域的定义 D_1 为

$$\begin{aligned} x \in D_1 &:= \{x \mid (\mathbf{1}_M^T \otimes \mathbf{I}_N)x \leq \mathbf{1}_N, \\ (\mathbf{I}_M \otimes \mathbf{1}_N^T)x &= \mathbf{1}_M, x_i \in \{0, 1\}, \forall i\} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $\otimes$ 为矩阵间的 Kronecker 积; $\mathbf{1}_M$ 为长度为 M 全是 1 的列向量; $\mathbf{I}_N \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 为单位矩阵. 目标函数式(5)的物理意义是给定分配矩阵 X 的情况, 最大化对应顶点相似性度量和对应边相似性度量的加权和.

在给出优化目标函数式(5)的算法前, 讨论基于邻接矩阵的目标函数和式(5)之间的区别和联系. 文献[19]通过将相似矩阵分解并进一步进行矩阵的奇异值分解 (Single Value Decomposition, SVD), 证实了基于相似矩阵的目标函数可以写成基于邻接矩阵的目标函数的加权和形式. 实际上, 在某些情况下, 这两种目标函数是等价的, 比如在采用全连接图结构的情况下, 当式(4)中 $S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H)$ 采用最小二乘方式的相似性度量时, 即

$$S_E(W_{ij}^G, W_{ab}^H) = -(1 - \alpha)(W_{ij}^G - W_{ab}^H)^2 \quad (7)$$

式(5)与如下基于邻接矩阵的目标函数^[19]等价:

$$\begin{aligned} X^* &= \arg \min \|A_G - X A_H X^T\|_F^2 \\ \text{s. t. } X &\in D_0 \end{aligned} \quad (8)$$

式(8)是一种广泛使用的基于邻接矩阵的目标函数^[8-9, 18], 其中 $\|\cdot\|_F$ 是矩阵的 Frobenius 范数, A_G 和 A_H 是分别与 G 和 H 相关联的邻接矩阵. 等价性可以通过将式(8)展开证实, 因为

式(8)同样是对应边的相似性度量的和. 由此可见, 基于邻接矩阵的目标函数可以看成基于相似矩阵的目标函数的一个特例, 与前者相比, 基于相似矩阵的目标函数可以更灵活地定义相似性度量, 如式(4)所示的指数形式. 另外, 当图结构稀疏时, 基于相似矩阵的目标函数往往更加鲁棒的原因是它直接计算两个图中边之间的相似性, 而形如式(8)的基于邻接矩阵的目标函数不可避免地需要引入实际存在的边与不存在的边(权重为 0)权重间的差异性, 这在某种程度上引入了附加噪声, 降低了模型的鲁棒性.

2 优化算法

优化问题式(5)是一个典型的 NP 难问题, 具有阶乘复杂度, 出于运算效率的考虑, 需要采用近似策略. 目前主流思路是将原问题放松为一个连续优化问题, 然后将得到的连续解映射回离散域. 基于谱分解的算法^[7, 13]是采用这种思路的重要一类算法, 但为了使问题可解, 这类算法往往对相关矩阵的形式进行限制并进而影响了应用范围, 比如文献[7]基于相似矩阵的谱分解算法要求相似矩阵是非负且对称的, 因而不能应用于有向图的匹配. 渐非凸渐凹化过程研究的出发点是凸凹松弛过程^[8-9, 16], 凸凹松弛过程同样将原离散问题先放松到连续域, 具体来说是放松到原离散域的凸包, 然后通过调整原目标函数的凸松弛函数与凹松弛函数的线性组合系数, 逐步地将优化问题的连续解映射回离散域, 这往往会得到比采用直接映射的方式更好的匹配结果. 凸凹松弛过程在同规模的图匹配问题上表现优异, 但其主要问题是凸松弛函数与凹松弛函数的形式复杂, 很难推广到其他问题, 比如子图匹配问题. 文献[17-18]提出一种隐式实现基于邻接矩阵目标函数的凸松弛函数与凹松弛函数线性组合的策略, 从而可以解决子图匹配问题. 本文进一步将渐非凸渐凹化过程推广到基于相似矩阵的目标函数. 具体地, 本文提出的算法采用以下形式:

$$\begin{aligned} \max F_\eta(x) &= \\ \begin{cases} (1 + \eta)x^T A x + \eta x^T x & -1 \leq \eta \leq 0 \\ (1 - \eta)x^T A x + \eta x^T x & 0 < \eta \leq 1 \end{cases} \\ \text{s. t. } x &\in C_1 \end{aligned} \quad (9)$$

式中: η 为线性组合系数; C_1 为 D_1 的凸包, 定义为

$$\begin{aligned} C_1 &:= \{x \mid (\mathbf{1}_M^T \otimes \mathbf{I}_N)x \leq \mathbf{1}_N, (\mathbf{I}_M \otimes \mathbf{1}_N^T)x = \mathbf{1}_M, \\ x_i &\in [0, 1], \forall i\} \end{aligned} \quad (10)$$

当线性组合系数 η 从 -1 逐步增加到 1 时,

优化目标函数 $F_\eta(\mathbf{x})$ 的问题会逐步从一个凸优化问题转变成一个凹优化问题,而且该凸优化问题与凹优化问题在离散域 D_1 具有相同的局部最优解. 凸优化理论已经比较成熟,存在很多快速有效的算法,比如内点法、牛顿法等,而凹优化问题在凸包 C_1 的最优点取在其顶点集上,即 D_1 上,所以当 η 从 -1 逐步增加到 1 时,在连续域内的最优解会沿着一条路径到达离散域,这样的逐步映射方法往往比直接映射得到更好的匹配结果,本算法总结在算法 1 中.

算法 1 基于 GNCCP 的优化算法

输入:相似矩阵 $\mathbf{A}$

初始化: $\mathbf{x} \leftarrow \frac{\mathbf{1}_{MN \times 1}}{N}$, $\eta \leftarrow -1$

执行

$\mathbf{x} \leftarrow \text{Frank-Wolfe}(\mathbf{x}, \mathbf{A}, \eta)$

$\eta \leftarrow \eta + \delta\eta$

直到 $\eta \geq 1$ or $\mathbf{x} \in D_1$

输出: $\mathbf{x}$

对于每一个 η , 采用 Frank-Wolfe 算法^[20] 来优化. Frank-Wolfe 算法,又称为条件梯度算法,是一种非常有效的非线性优化算法,由于其易用且性能稳定,在机器学习领域一直得到广泛使用^[21]. 该算法总结在算法 2 中.

算法 2 Frank-Wolfe($\mathbf{x}, \mathbf{A}, \eta$)

输入:相似矩阵 $\mathbf{A}$, 当前 $\mathbf{x}$

执行

$\mathbf{y} \leftarrow \arg\max \mathbf{y}^T \nabla F_\eta(\mathbf{x}), \text{ s. t. } \mathbf{y} \in C_1$

$\lambda \leftarrow \arg\max F_\eta(\mathbf{x} + \lambda(\mathbf{y} - \mathbf{x})),$

s. t. $0 \leq \lambda \leq 1$

$\mathbf{y} \leftarrow \mathbf{x} + \lambda(\mathbf{y} - \mathbf{x})$

直到 $\mathbf{x}$ 收敛

输出: $\mathbf{x}$

在算法 2 中,线性规划问题:

$$\begin{aligned} \mathbf{y} &\leftarrow \arg\max \mathbf{y}^T \nabla F_\eta(\mathbf{x}) \\ \text{s. t. } \mathbf{y} &\in C_1 \end{aligned} \quad (11)$$

可通过匈牙利算法^[22] 解决,其中导数 $\nabla F_\eta(\mathbf{x})$ 为

$$\nabla F_\eta(\mathbf{x}) = (\mathbf{A} + \mathbf{A}^T)\mathbf{x} \quad (12)$$

步长 λ 可以通过非精确线搜索得到,比如回溯法^[23]. $\mathbf{x}$ 收敛的停机准则为: 如果 $(\mathbf{y} - \mathbf{x})^T \nabla F_\eta(\mathbf{x}) \leq 0$, 则停止.

3 实验比较

在本节中,分别在人工数据集与真实数据集上将提出的算法与几种有代表性的图匹配算法比较. 用于比较的算法包括: 谱分解算法 (Spectral

Method, SM)^[7], 步分配算法 (Graduated Assignment, GA)^[10], 概率匹配算法 (Probabilistic Graph Matching, PGM)^[13], 这些算法均采用基于相似矩阵的目标函数, 本文提出的算法记为 OUR. 本实验中顶点标签相似度度量与边权重相似性度量分别采用式 (3) 和式 (4) 的形式, 设定参数 $\sigma_v = 0.15$, $\sigma_e = 0.15$.

3.1 人工数据集

首先在人工数据集上验证提出的算法. 随机产生两个空间点集, 方式如下: 首先通过均匀随机采样产生规模为 $M = 20$ 的空间点集 $G = \{g_i\}_{i=1}^M$, $g_i \sim U[0, 1]^{1 \times 2}$, 然后通过对 G 施加高斯噪声 $n \sim N(0, \sigma^2)$ 得到规模同样为 20 的点集 H_0 , 并进一步通过均匀随机采样得到规模为 $\#outlier$ 的外点集合 $H_1 = \{h_a\}_{a=1}^{\#outlier}$, $h_a \sim U[0, 1]^{1 \times 2}$, 其中 $\#outlier$ 是使用的外点数目, 将 H_0 和 H_1 组合形成规模为 N 的空间点集 H , $N = 20 + \#outlier$. 采用空间点间的距离作为边的权重, 并采用全连接的图结构. 本实验中不使用外观描述子, 即设定 $\alpha = 0$, 以便更好地比较算法二阶匹配的效果.

实验 1: 将噪声水平 σ 从 0 增加的 0.1, 步长为 0.01, 设定 $\#outlier = 10$.

实验 2: 将 $\#outlier$ 从 0 增加到 20, 步长为 2, 设定 $\sigma = 0.05$.

实验结果如图 1 所示, 从图中可以观察到: ①匹配准确度随着噪声水平的提高和外点数目的增加逐步降低; ②本文提出的算法不管从匹配准确度还是从目标函数优化角度来看, 取得的匹配效果最好; ③PGM 没有取得预想中的匹配效果, 这可能是因为 PGM 并不适应于外点与真实关键点在空间上存在较大重叠的情况; ④匹配准确度有时产生与目标函数不一致的情况, 这很大程度是因为由于噪声的存在, 标定的真实匹配点未必是实际最优的匹配点.

3.2 真实数据集

将提出的算法应用在标准的图像匹配数据集上^[24]. 该图像数据集含有 30 对 Car 图像和 20 对 Motorbike 图像, 每一对图像通过手动标注得到真实对应点, 数目为 15 ~ 52. 实验中以特征点间的距离和方向作为结构描述子, 其中 OUR 和 GA 采用有向图模型, 而 SM 和 PGM 仅适用于无向图模型, 故使用无向图. 采用形状上下文特征作为外观描述子, 系数 $\alpha = 0.5$, 此外采用 Delaunay triangulation 的形式构建图模型, 如图 2 所示.

随机加入外点, 数目 $\#outlier$ 从 0 增加到 20, 步长为 2, 实验结果如图 2(a) 所示, 从图中可以观

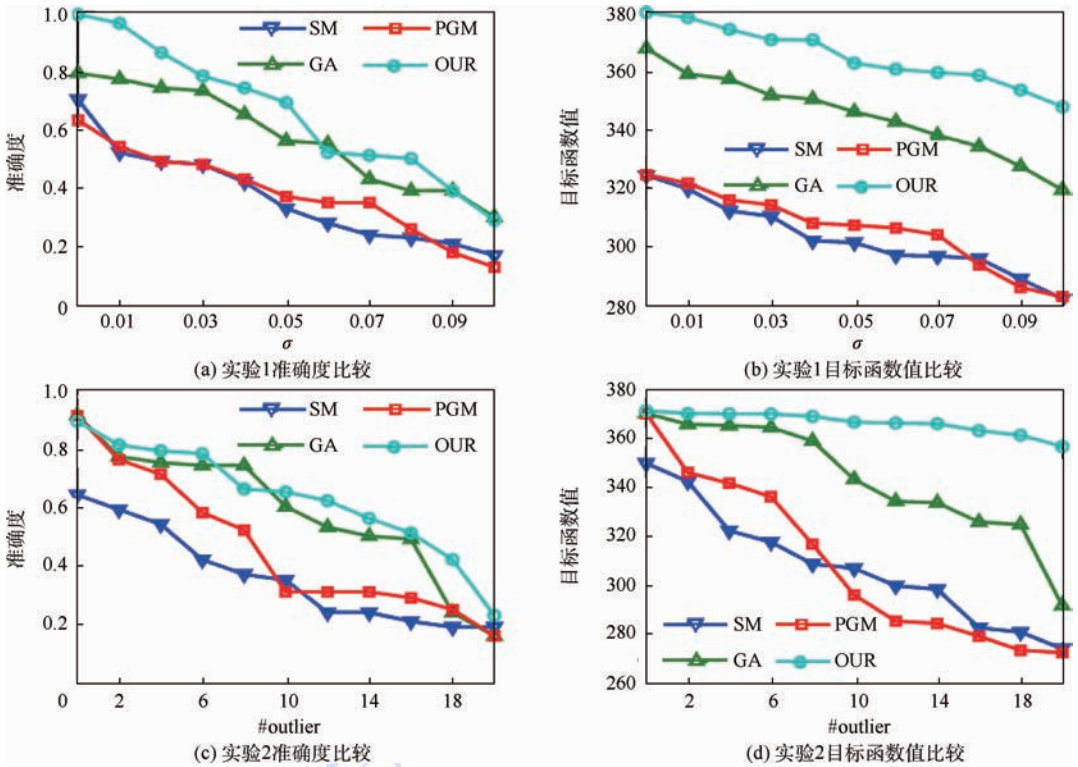


图1 人工数据集上的实验结果

Fig.1 Experimental results of artificial datasets

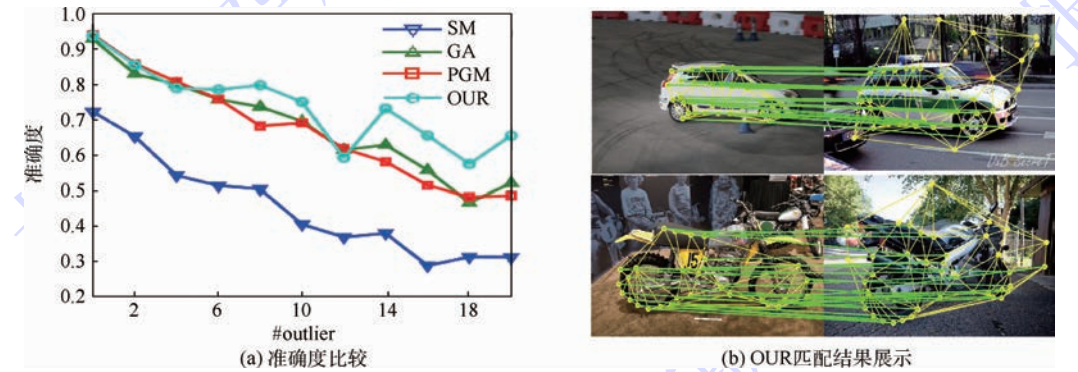


图2 真实数据集上的实验结果

Fig.2 Experimental results of real datasets

察到:①本文提出的算法得到最优的匹配结果;②PGM的匹配效果有了显著的提升,这可能是由于使用的数据集中外点的分布往往与真实点没有重合. OUR 取得真实匹配结果如图 2(b)所示,左、右图之间的连线为通过算法求得的匹配关系.

4 结 论

本文提出一种新的采用二阶约束的图匹配算法,具体来说,该算法采用基于相似矩阵的目标函数,并扩展渐非凸渐凹化过程来优化该问题. 该算法优势在于:①更加灵活的相似性度量定义;②它可以有效解决外点存在情况下的匹配问题;③它可以处理有向图的匹配问题. 在人工数据与真实数据上的实验结果证实了算法的有效性.

参考文献 (References)

[1] Leordeanu M,Hebert M,Sukthankar R. Beyond local appearance: Category recognition from pairwise interactions of simple features [C]//Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ:IEEE Press,2007:1-8.

[2] Jiang H,Yu S X,Martin D R. Linear scale and rotation invariant matching[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2011,33(7):1339-1355.

[3] Brendel W,Todorovic S. Learning spatiotemporal graphs of human activities[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 778-785.

[4] Conte D,Foggia P,Sansone C,et al. Thirty years of graph matching in pattern recognition[J]. International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence,2004,18(3):265-298.

[5] Tsai W H,Fu K S. Error-correcting isomorphisms of attributed

- relational graphs for pattern analysis [J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1979, 9(12): 757-768.
- [6] Umeyama S. An eigendecomposition approach to weighted graph matching problems [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1988, 10(5): 695-703.
- [7] Leordeanu M, Hebert M. A spectral technique for correspondence problems using pairwise constraints [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, II: 1482-1489.
- [8] Zaslavskiy M, Bach F, Vert J P. A path following algorithm for the graph matching problem [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2009, 31(12): 2227-2242.
- [9] Liu Z Y, Qiao H, Xu L. An extended PATH following algorithm for graph matching problem [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(7): 1451-1456.
- [10] Gold S, Rangarajan A. A graduated assignment algorithm for graph matching [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1996, 18(4): 377-388.
- [11] Almomahad H, Duffuaa S. A linear programming approach for the weighted graph matching problem [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1993, 15(5): 522-525.
- [12] Liu Z Y. Graph matching: A new concave relaxation function and algorithm [J]. Acta Automatica Sinica, 2012, 38(5): 725-731.
- [13] Egozi A, Keller Y, Guterman H. A probabilistic approach to spectral graph matching [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(1): 18-27.
- [14] Torresani L, Kolmogorov V, Rother C. A dual decomposition approach to feature correspondence [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(2): 259-271.
- [15] Torr P H S. Solving markov random fields using semi definite programming [C] // Proceedings of Artificial Intelligence and Statistics, 2003.
- [16] Liu Z Y, Qiao H. A convex-concave relaxation procedure based subgraph matching algorithm [J]. Journal of Machine Learning Research: W&CP, 2012, 25: 237-252.
- [17] Liu Z Y, Qiao H. Graduated nonconvexity and concavity procedure for partial graph matching [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2014, 36(6): 1258-1267.
- [18] Yang X, Qiao H, Liu Z Y. Partial correspondence based on subgraph matching [J]. Neurocomputing, 2013, 122: 193-197.
- [19] Zhou F, De La Torre F. Factorized graph matching [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 127-134.
- [20] Frank M, Wolfe P. An algorithm for quadratic programming [J]. Naval Research Logistics Quarterly, 1956, 3(1-2): 95-110.
- [21] Jaggi M. Revisiting frank-wolfe: Projection-free sparse convex optimization [C] // Proceedings of the 30th International Conference on Machine Learning (ICML-13). [S. l.]: International Machine Learning Society, 2013: 427-435.
- [22] Kuhn H W. The Hungarian method for the assignment problem [J]. Naval Research Logistics Quarterly, 1955, 2(1-2): 83-97.
- [23] Boyd S, Vandenberghe L. Convex optimization [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2004: 464-466.
- [24] Leordeanu M, Sukthankar R, Hebert M. Unsupervised learning for graph matching [J]. International Journal of Computer Vision, 2012, 96(1): 28-45.

Subgraph matching algorithm based on graduated nonconvexity and concavity procedure

LI Jing^{1,2}, LIU Chuankai^{*3}, WANG Yong^{1,4}, GU Nannan⁵, SHI Rui², LI Lin²

(1. Jiuquan Satellite Launch Center, Jiuquan 732750, China;

2. College of Communication Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China;

3. Beijing Aerospace Flight Control Center, Beijing 100094, China;

4. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China;

5. College of Statistics, Capital University of Economics and Business, Beijing 100026, China)

Abstract: To achieve robust and efficient matching with outliers is a fundamental problem in the field of graph matching. To tackle this problem, a novel subgraph matching algorithm was proposed, which was based on the recently proposed graduated nonconvexity and concavity procedure (GNCCP). Specifically speaking, the graph matching problem in the existence of outliers was firstly formulated as a quadratic combinatorial optimization problem based on the affinity matrix, which was then optimized by extending the GNCCP. This is a new second-order constraint graph matching algorithm. Compared with the existing algorithms, there are mainly three benefits for the proposed algorithm, which are as follows. Firstly, it has a flexible objective function formulation; secondly, it is effective in graph matching problems with outliers; thirdly, it is applicable on both directed graphs and undirected graphs. Simulations on both synthetic and real world datasets validate the effectiveness of the proposed method.

Key words: graph matching; combinatorial optimization; graduated nonconvexity and concavity procedure (GNCCP); point correspondence; directed graph

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0492

考虑气动力非线性的柔性飞机阵风响应分析

毕莹, 杨超, 吴志刚*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘

要: 针对大展弦比柔性飞机阵风响应问题, 考虑在大攻角(AOA)情况下气动力非线性影响, 通过将修正的 Theodorsen 方法与片条理论相结合, 得到非线性的时域非定常气动力; 在此基础上, 建立阵风干扰下的大展弦比柔性飞机非线性气动弹性模型, 完整地发展了一种新颖的可考虑气动力非线性的大展弦比柔性飞机阵风响应分析方法. 结合算例模型开展方法验证和数值仿真, 对比翼尖和质心(CG)处阵风附加过载在线性和非线性情况下的变化. 算例结果表明, 考虑大攻角情况下的气动力非线性后, 大展弦比飞机的阵风响应较线性情况有明显变化, 翼尖处的阵风附加过载最多可减少 41.7%, 气动力非线性的影响不可忽视.

关键词: 气动力非线性; 气动弹性; 大展弦比; 阵风响应; Theodorsen 方法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1208-07

近年来, 高空长航时飞机(High Altitude Long Endurance, HALE)越来越受到重视, 在军事和民用方面具有广阔的发展前景. 这类飞机普遍采用了轻质结构的大展弦比机翼, 在显著提高升阻比、增加航程和续航时间的同时, 也导致此类飞机柔性较大, 飞行过程更易受到阵风干扰的影响. 阵风引起的气动弹性响应轻则导致结构载荷增大、乘坐品质下降, 重则危及飞机的操纵特性、疲劳寿命以及飞行安全等, 因此必须在整个飞行包线内对此类飞机进行阵风响应分析, 确保满足设计要求.

传统的阵风响应分析一般针对刚性飞机进行, 但对于大展弦比飞机, 刚性假设不再适用, 必须考虑飞机的弹性振动以及非定常气动力的影响. Tang 等通过试验和解析的方法研究了大展弦比柔性机翼的阵风响应问题^[1-2]; Patil 和 Taylor 基于二维准定常气动力结合 Peters 二维入流理论建立非定常气动力模型, 进行连续阵风的频域和时

域响应分析^[3]; Su 和 Cesnik 综合考虑了结构非线性和刚体自由度的影响, 建立了一套低阶气动弹性方程, 针对翼身融合体构型的大展弦比飞机进行了离散阵风响应分析^[4]; Ricciardi 和 Patil 评估了准静态 Pratt 方法应用于高空长航时大展弦比飞机阵风响应计算中的准确性, 发现该方法适用于连翼布局飞机但不适用于飞翼布局飞机^[5]; 国内王立新等利用直接力方法开展了大展弦比飞翼构型飞机的阵风载荷减缓控制研究^[6]; 北京航空航天大学气弹室先后于 2009 年和 2011 年开展了中等展弦比机翼和弹性飞机的阵风减缓控制风洞试验研究^[7-8]. 然而多数研究都是针对连续阵风开展并在频域内进行分析, 而且往往没有考虑由于弹性振动以及阵风干扰, 飞机局部出现瞬时攻角超过翼型失速攻角的情况, 因此, 针对大展弦比飞机, 亟需发展一种可以考虑弹性效应以及大攻角情况下气动力非线性的阵风响应分析方法, 本文基于上述需求, 针对离散阵风, 综合考虑了弹性影响和大攻角非线

收稿日期: 2014-08-05; 录用日期: 2014-10-10; 网络出版时间: 2014-12-17 10:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.1020.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372023)

作者简介: 毕莹(1988—), 女, 黑龙江双鸭山人, 博士研究生, by5022007@163.com

* 通讯作者: 吴志刚(1977—), 男, 江西萍乡人, 副教授, wuzhigang@buaa.edu.cn, 研究方向为气动弹性力学与控制.

引用格式: 毕莹, 杨超, 吴志刚. 考虑气动力非线性的柔性飞机阵风响应分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1208-1214. Bi Y, Yang C, Wu Z G. Gust response analysis of flexible aircraft with aerodynamic nonlinearity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1208-1214 (in Chinese).

性情况,详细分析了大展弦比飞机的阵风响应特性.

1 气动力非线性气弹系统建模

为解决上述大展弦比飞机阵风响应问题,针对研究对象的特点,首先提出以下 2 点假设:①本文所考虑的气动力非线性是指由弹性振动以及阵风干扰所引起的飞机局部瞬时攻角过大,超过了升力系数的线性范围;②假设弹性飞机的振动仍是在平衡位置附近线性范围内的振动,因此模态理论仍然适用.

1.1 修正的 Theodorsen 方法

对于展弦比大于 4 的飞机,由于机翼各部分间的展向影响较小可以忽略,因此可采用片条理论计算非定常气动力^[9-10]. 针对单个气动片条,作用于其上的升力和力矩可以采用 Theodorsen 方法求解^[9]. 然而,传统 Theodorsen 气动力为线性气动力,无法应用于大攻角情况,因此,为了在阵风引起局部攻角超过线性范围的情况下应用 Theodorsen 气动力,需要将传统的 Theodorsen 方法向非线性范围进行延拓.

基于上述考虑,需对 Theodorsen 气动力进行如下 3 点修正:①加入阵风干扰项;②考虑升力系数随攻角的非线性特性;③将传统的频域 Theodorsen 气动力转化为时域形式.

根据 Theodorsen 非定常气动力理论,二元翼段以频率 ω 作简谐振动时,单位展长上的升力 L (向上为正)和对刚心的俯仰力矩 M (抬头为正)分别为^[9]

$$\begin{aligned} L &= \pi \rho_a b^2 (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) + \\ &2 \pi \rho_a V b C(k) \left[V \alpha - \dot{h} + \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) b \dot{\alpha} \right] \quad (1) \\ M &= \pi \rho_a b^2 \left[\bar{a} b (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) - \right. \\ &\left. \frac{1}{2} V b \dot{\alpha} - \frac{1}{8} b^2 \ddot{\alpha} \right] + \\ &2 \pi \rho_a V b^2 \left(\frac{1}{2} + \bar{a} \right) C(k) \left[V \alpha - \dot{h} + \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) b \dot{\alpha} \right] \quad (2) \end{aligned}$$

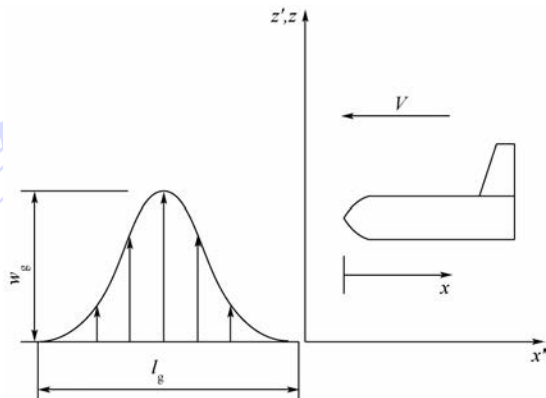
式中: V 为飞行速度; ρ_a 为大气密度; h 为刚心的沉浮位移 (向上为正); α 为绕刚心的转角 (抬头为正); $\bar{a}$ 为二元翼段刚心距中点的无量纲距离; b 为半弦长; $k = \frac{b \omega}{V}$ 为减缩频率; $C(k)$ 为 Theodorsen 函数.

根据 Theodorsen 理论,二元翼段的气动力 (矩) 由环量部分和非环量部分组成,其中环量部

分包含升力线斜率 2π 、等效攻角 $\alpha - \frac{\dot{h}}{V} + \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) \frac{b \dot{\alpha}}{V}$ 和 Theodorsen 函数 $C(k)$ 的乘积. 为满足大展弦比柔性飞机阵风响应计算的需要,以下对传统 Theodorsen 气动力进行 3 方面修正.

1.1.1 加入阵风干扰项

本文采用 1-cos 型离散阵风模型,阵风方向垂直于飞行轨迹,如图 1 所示.



w_g —阵风速度幅值; l_g —阵风尺度.

图 1 1-cos 型阵风剖面

Fig. 1 Profile of 1-cos gust

1-cos 型阵风的速率剖面可表示为

$$w(t) = \begin{cases} \frac{w_g}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi x'}{l_g} \right) \frac{x}{V} & \frac{x}{V} < t < \frac{x + l_g}{V} \\ 0 & t \leq \frac{x}{V} \text{ 或 } t \geq \frac{x + l_g}{V} \end{cases}$$

阵风干扰对系统的影响表现为阵风速度 $w(t)$ 产生的附加等效攻角 $\frac{w(t)}{V}$, 因此考虑阵风干扰后,原等效攻角变为

$$\tilde{\alpha} = \alpha - \frac{\dot{h}}{V} + \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) \frac{b \dot{\alpha}}{V} + \frac{w(t)}{V} \quad (3)$$

1.1.2 考虑非线性升力系数

传统 Theodorsen 气动力之所以为线性的,是因为其环量部分使用了不可压流中二维平板的理论升力线斜率 2π ,且用升力系数斜率 2π 与等效攻角相乘的形式来获得升力系数 C_L ,但在实际情况中,片条的升力系数斜率 C_L^c 较 2π 会有小幅偏差,而且考虑大攻角情况下气动力的非线性特性后,片条升力系数的线性表达式 $C_L = C_L^c \cdot \tilde{\alpha}$ 不再适用,因此考虑采用非线性函数 $C_L = C_L(\tilde{\alpha})$ 代替传统 Theodorsen 气动力中用线性表达的 C_L . 值得注意的是,真实的 $C_L = C_L(\tilde{\alpha})$ 曲线可通过风洞试验获得,在阵风响应时域仿真分析中可通过非线性查表算法实现.

此时,综合上述两步,可将考虑阵风干扰的 Theodorsen 线性气动力延拓到非线性区域,其表达式为

$$L = \pi \rho_a b^2 (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) + \frac{1}{2} \rho_a V^2 (2b) C(k) C_L(\tilde{\alpha}) \quad (4)$$

$$M = \pi \rho_a b^2 \left[\bar{a} b (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) - \frac{1}{2} V b \dot{\alpha} - \frac{1}{8} b^2 \ddot{\alpha} \right] + \frac{1}{2} \rho_a V^2 (2b) \left(\frac{1}{2} + \bar{a} \right) b C(k) C_L(\tilde{\alpha}) \quad (5)$$

1.1.3 Theodorsen 方法的时域化

传统 Theodorsen 气动力为频域形式的气动力,其中的 $C(k)$ 代表了气动力的非定常特性,如式(6)所示,它是减缩频率 k 的函数,无法直接用于时域的非线性求解过程,这里 i 为虚数单位.

$$C(k) = 1 - \frac{0.165}{1 - \frac{0.0455i}{k}} - \frac{0.335}{1 - \frac{0.300i}{k}} \quad (6)$$

根据 Jones 近似公式,可将 $C(k)$ 写为时域传递函数形式^[10],即

$$C(s) = \frac{1}{2} + \frac{Z_1 \frac{V}{b}}{s + P_1 \frac{V}{b}} + \frac{Z_2 \frac{V}{b}}{s + P_2 \frac{V}{b}} \quad (7)$$

式中: $Z_1 = 0.0075$; $Z_2 = 0.1005$; $P_1 = 0.0455$; $P_2 = 0.300$; s 为 Laplace 变量. 在进行非线性阵风响应时域仿真时,利用传递函数环节 $C(s)$ 代替 Theodorsen 函数 $C(k)$.

将修正的 Theodorsen 方法与片条理论相结合,即可建立同时考虑阵风干扰以及局部攻角失速时的非线性时域非定常气动力模型. 设片条均匀分布,宽度为 Δl ,则作用于每个片条上的升力 L_i (向上为正) 和绕刚轴的俯仰力矩 M_i (抬头为正) 分别为

$$L_i = \Delta l \left[\pi \rho_a b^2 (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) + \frac{1}{2} \rho_a V^2 (2b) C(k) C_L(\tilde{\alpha}) \right] \quad (8)$$

$$M_i = \Delta l \left\{ \pi \rho_a b^2 \left[\bar{a} b (V \dot{\alpha} - \ddot{h} - \bar{a} b \ddot{\alpha}) - \frac{1}{2} V b \dot{\alpha} - \frac{1}{8} b^2 \ddot{\alpha} \right] + \frac{1}{2} \rho_a V^2 (2b) \left(\frac{1}{2} + \bar{a} \right) b C(k) C_L(\tilde{\alpha}) \right\} \quad (9)$$

1.2 非线性阵风响应系统建模

本部分以上述非线性气动力为基础,建立大展弦比柔性飞机的阵风响应系统模型. 如图 2 所

示为典型大展弦比柔性飞机示意图. 按照片条理论,将全机主要升力面划分为若干气动片条,其中机翼片条编号从左至右为 $1 \sim m$,尾翼片条编号从左至右为 $m+1 \sim n$.

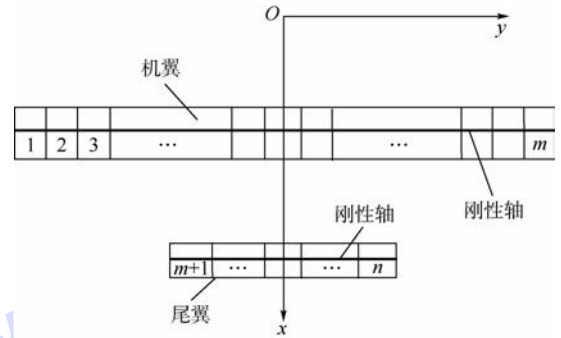


图 2 大展弦比飞机片条划分示意图

Fig. 2 Schematic diagram of strip definition of high aspect ratio aircraft

设飞机总质量为 m , 绕质心的俯仰惯量为 I , h 和 L 均向上为正, 俯仰自由度 α 和绕质心的俯仰力矩 M 均抬头为正, 飞机的运动状态可由二阶刚体模态 (h 和 α) 以及前 p 阶弹性模态表示, 模态坐标系下弹性飞机的运动方程^[11]为

$$\mathbf{M} \ddot{\bar{x}} + \mathbf{K} \bar{x} = \mathbf{F} \quad (10)$$

式中: 广义质量阵 $\mathbf{M} = \text{diag}(m, I, 1, \dots, 1)$; 广义刚度阵 $\mathbf{K} = \text{diag}(0, 0, \omega_1^2, \dots, \omega_p^2)$; $[\omega_1 \dots \omega_p]$ 为弹性模态的固有频率; 广义力 $\mathbf{F} = [\phi]^T \mathbf{L} + [\varphi]^T \mathbf{M}$, $[\phi]$ 和 $[\varphi]$ 分别为系统模态矩阵的平移分量和转动分量, 系统模态矩阵由飞机刚体运动模态和弹性模态共同组成, $\mathbf{L} = [L_1 \ L_2 \ \dots \ L_i \ \dots \ L_n]^T$ ($i = 1, 2, \dots, n$) 和 $\mathbf{M} = [M_1 \ M_2 \ \dots \ M_i \ \dots \ M_n]^T$ ($i = 1, 2, \dots, n$) 分别为全机所有 n 个片条上的升力和俯仰力矩向量, 第 i 个片条上的升力和力矩的表达式 L_i 和 M_i 分别参见式(8)、式(9). 状态变量 $\bar{x} = [h \ \alpha \ q_1 \ \dots \ q_p]^T$, 其中 q_j ($j = 1, 2, \dots, p$) 为第 j 阶弹性模态的广义坐标.

由式(10)可得柔性飞机环节的状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = \mathbf{A} \bar{x} + \mathbf{B} u \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \bar{x} + \mathbf{D} u \end{cases} \quad (11)$$

式中:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \bar{x} \\ \dot{\bar{x}} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} & \mathbf{I}_{(p+2) \times (p+2)} \\ -\mathbf{M}^{-1} \mathbf{K} & \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} B &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} \\ M^{-1} \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} I_{(p+2) \times (p+2)} & \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} \\ \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} & I_{(p+2) \times (p+2)} \end{bmatrix} \\ D &= \mathbf{0}_{(p+2) \times (p+2)} \\ u &= F_{(p+2) \times 1} \\ y &= x \end{aligned}$$

根据模态叠加法,所有片条上的沉浮位移 $\boldsymbol{h} = [h_1 \ h_2 \ \cdots \ h_i \ \cdots \ h_n]^T (i = 1, 2, \cdots, n)$ 和俯仰角 $\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \cdots \ \alpha_i \ \cdots \ \alpha_n]^T (i = 1, 2, \cdots, n)$ 可表达为

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{h} \\ \boldsymbol{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi} \\ \boldsymbol{\varphi} \end{bmatrix} \bar{\boldsymbol{x}} \quad (12)$$

接下来,将 $\boldsymbol{L} = [L_1 \ L_2 \ \cdots \ L_i \ \cdots \ L_n]^T$ 和 $\boldsymbol{M} = [M_1 \ M_2 \ \cdots \ M_i \ \cdots \ M_n]^T (i = 1, 2, \cdots, n)$ 展开为如下形式:

$$\boldsymbol{L} = \boldsymbol{L}_N + \boldsymbol{L}_L + \boldsymbol{L}_G \quad (13)$$

$$\boldsymbol{M} = \boldsymbol{M}_N + \boldsymbol{M}_L + \boldsymbol{M}_G \quad (14)$$

式中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{L}_N = [\boldsymbol{h} \ \boldsymbol{\alpha} \ \dot{\boldsymbol{h}} \ \dot{\boldsymbol{\alpha}} \ \ddot{\boldsymbol{h}} \ \ddot{\boldsymbol{\alpha}}] \cdot \boldsymbol{A} \\ \boldsymbol{L}_L = [\boldsymbol{h} \ \boldsymbol{\alpha} \ \dot{\boldsymbol{h}} \ \dot{\boldsymbol{\alpha}} \ \ddot{\boldsymbol{h}} \ \ddot{\boldsymbol{\alpha}}] \cdot \boldsymbol{B} \cdot \boldsymbol{C}_L^\alpha \cdot \boldsymbol{C} \cdot \boldsymbol{C}(k) \\ \boldsymbol{L}_G = \left[\frac{w(t)}{V} \ \cdots \ \frac{w(t)}{V} \right]_{1 \times n}^T \cdot \boldsymbol{C} \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{M}_N &= [\boldsymbol{h} \ \boldsymbol{\alpha} \ \dot{\boldsymbol{h}} \ \dot{\boldsymbol{\alpha}} \ \ddot{\boldsymbol{h}} \ \ddot{\boldsymbol{\alpha}}] \cdot \boldsymbol{D} \\ \boldsymbol{M}_L &= \boldsymbol{L}_L \cdot \boldsymbol{E} \\ \boldsymbol{M}_G &= \boldsymbol{L}_G \cdot \boldsymbol{E} \end{aligned} \quad (16)$$

其中:下标 N、L、G 分别代表气动力(矩)中的非环量部分、环量部分以及阵风部分;系数分别为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{A} &= \pi \rho_a b^2 \Delta l \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & V & -1 & b \bar{a} \end{bmatrix}^T \\ \boldsymbol{B} &= \begin{bmatrix} & & & b \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) & & \\ 0 & 1 & -\frac{1}{V} & \frac{b \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right)}{V} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \\ \boldsymbol{C} &= \frac{1}{2} \rho_a V^2 (2b) \Delta l \\ \boldsymbol{D} &= \pi \rho_a b^2 \Delta l \cdot \\ &\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -Vb \left(\frac{1}{2} - \bar{a} \right) & -b \bar{a} & -b^2 \left(\frac{1}{8} + \bar{a}^2 \right) \end{bmatrix}^T \\ \boldsymbol{E} &= \left(\frac{1}{2} + \bar{a} \right) b \end{aligned}$$

综上所述,将式(11)和式(12)描述的柔性飞机动力学模块与式(13)~式(16)描述的非线性时域气动力求解模块相耦合,即组成了大展弦比柔性飞机阵风响应模型。

2 离散阵风时域响应分析

基于以上理论方法,通过 MATLAB/Simulink 建立大展弦比柔性飞机非线性阵风响应仿真模型.将柔性飞机环节的状态空间模型与非线性时域非定常气动力计算模块相连接,并加入阵风干扰输入,即可组成如图 3 所示的考虑攻角非线性的阵风响应分析系统模型并进行时域仿真分析。

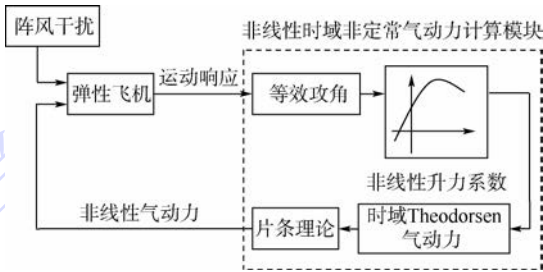


图 3 考虑气动力非线性的柔性飞机阵风响应原理图
Fig. 3 Schematic gust response diagram of flexible aircraft with aerodynamic nonlinearity

3 算例及结果分析

针对某大展弦比飞机模型,按照本文方法建立非线性阵风响应计算模型,并对其在 1-cos 型离散阵风作用下的响应进行仿真分析,考察飞机柔性、攻角非线性等因素对飞机不同部位阵风响应的规律。

3.1 模型描述

图 4 描述了某大展弦比飞机简化的有限元模型,该飞机的主要参数如表 1 所示.全机共划分为 26 个气动片条,其中机翼 21 个片条,编号从左至右为 1~21,尾翼 5 个片条,编号从左至右为 22~26,片条均匀划分,宽度为 3 m。



图 4 大展弦比飞机有限元模型
Fig. 4 Finite element model of high aspect ratio aircraft

表 1 大展弦比飞机主要参数

Table 1 Major parameters of high aspect ratio aircraft			
参数	数值	参数	数值
全机质量/kg	1 738	翼展/m	63
x 向质心/m	4.966	弦长/m	3
俯仰惯量/(kg·m ²)	3.24 × 10 ⁴	展弦比	21

首先对该模型进行模态分析,结果表明机身及尾翼模态频率较高,与机翼相比刚度较大,可以

认为其弹性阵风响应较小,因此本文分析中仅选取机翼的低阶弹性模态,而忽略机身及尾翼的弹性响应.图 5 和图 6 分别给出了机翼的对称一弯模态和对称二弯模态,模态频率分别为 0.35 Hz 和 1.92 Hz.

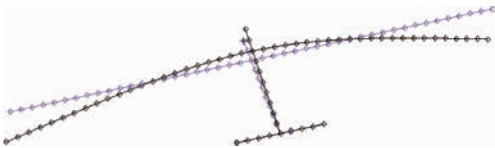


图 5 机翼一弯模态
Fig. 5 First bending mode of wing



图 6 机翼二弯模态
Fig. 6 Second bending mode of wing

飞机飞行高度为 6 km,大气密度为 0.652 kg/m^3 ,飞行速度为 21 m/s,定直平飞状态下配平攻角为 3.8° .计算飞机在 1-cos 型离散阵风作用下的阵风响应,选取阵风速度幅值为 7 m/s,阵风尺度为 25 ~ 100 m.

3.2 弹性效应的影响

首先研究弹性效应对飞机阵风响应的影响.图 7 给出了阵风尺度为 50 m 时机翼翼尖处瞬时攻角的对比结果,可以看出,刚体假设下翼尖瞬时攻角 (Angle of Attack, AOA) 峰值约为 13.0° ,在考虑弹性影响后,翼尖瞬时攻角峰值增加为 13.8° 左右.图 8 给出了刚体假设和考虑弹性效应时,飞机翼尖处以及质心 (Center of Gravity, CG) 处附加过载的对比结果,可以看出考虑弹性效应后,质心处附加过载峰值变化较小,而机翼翼尖处的附加过载峰值则由 $3.1g$ (g 为重力加速度) 增加为 $4.8g$,由于弹性效应引起的阵风附加过载较刚体

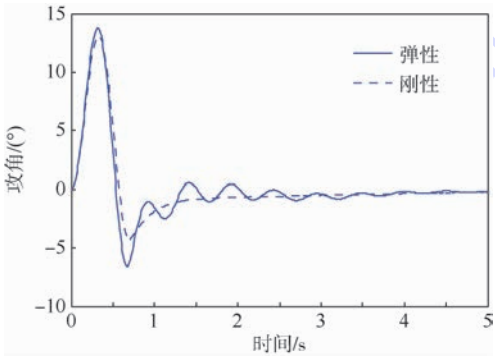


图 7 刚性和弹性情况下翼尖的瞬时攻角对比
Fig. 7 Comparison of transient AOA at wingtip between rigid and flexible cases

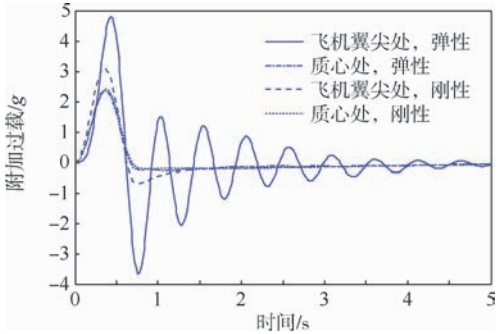


图 8 刚性和弹性情况下附加过载对比
Fig. 8 Comparison of gust additional induced load between rigid and flexible cases

情况增加约 55%.针对不同阵风尺度的分析结果表明:对于大展弦比飞机,弹性效应对飞机的阵风响应有较大影响,一般将引起机翼翼尖处过载显著增加,影响趋势与国外相关理论研究及风洞试验结果相一致^[3,12-14].

3.3 气动力非线性性的影响

本节研究攻角的非线性效应对弹性飞机阵风响应的影响.图 9 给出了分析时所采用的线性和非线性的升力系数对比曲线,其中升力系数随攻角非线性变化的曲线代表了模型的大攻角失速特性.图 10 给出了两种升力系数情况下,计算模型不同位置处瞬时攻角的对比曲线.图 11 描述了攻角线性与非线性对飞机不同位置处附加过载的影响

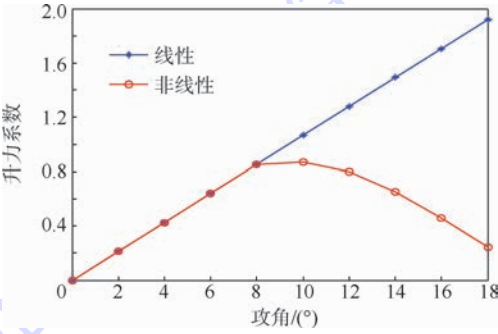


图 9 线性和非线性情况下升力系数对比
Fig. 9 Lift coefficient comparison of linear and nonlinear cases

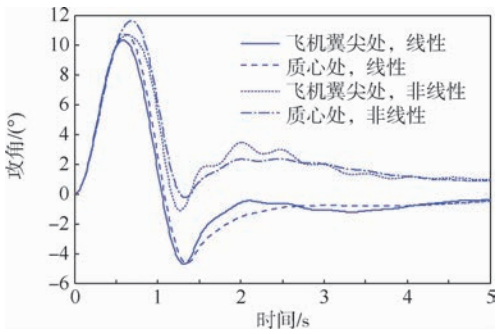


图 10 线性与非线性情况下瞬时攻角对比
Fig. 10 AOA comparison of linear and nonlinear cases

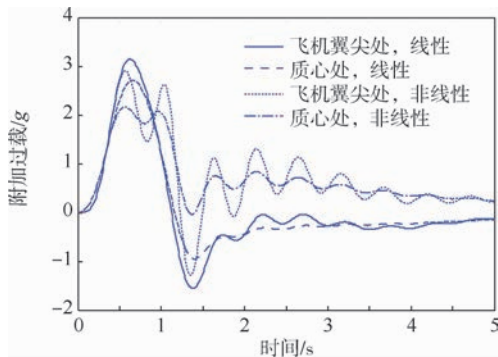


图 11 线性与非线性情况下附加过载对比
Fig. 11 Comparison of gust additional induced load between linear and nonlinear cases

响.由图 11 可知,考虑攻角非线性影响后,质心处附加过载峰值由原来的 $2.72g$ 减小为 $2.16g$,翼尖处的附加过载峰值由 $3.15g$ 减小为 $2.91g$.针对不同阵风尺度的分析结果表明:考虑攻角非线性效应,对飞机各部位的阵风附加过载均有一定的卸载作用,对结构设计有利.

3.4 阵风尺度的影响

阵风尺度是描述阵风干扰的重要参数,根据飞机强度规范要求,需要进行一系列阵风尺度下的阵风响应分析.图 12 分别给出了在攻角线性和非线性两种情况下,质心和翼尖处的附加过载随阵风尺度的变化情况,由图可知,随着阵风尺度变大,翼尖及质心处的阵风附加过载均逐渐减小,攻角非线性效应对各部位过载均表现为卸载作用,在分析的阵风尺度范围内,由于攻角非线性效应引起的阵风附加过载降低最多可到 41.7% .

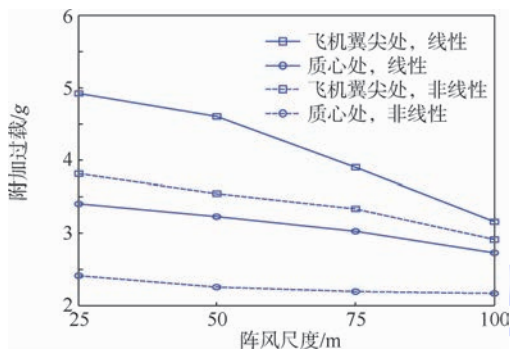


图 12 不同阵风尺度下的附加过载对比
Fig. 12 Comparison of gust additional induced load under various gust scales

4 结 论

本文针对大展弦比柔性飞机,考虑大攻角情况下的气动力非线性效应,通过将修正的 Theodorsen 气动力理论与片条理论相结合,计算得到非线性的时域非定常气动力;在此基础上,建立阵风

干扰下的大展弦比柔性飞机气动弹性仿真模型,发展了一种可考虑攻角非线性影响的大展弦比柔性飞机阵风响应分析方法.根据本文算例结果可得出如下结论:

- 1) 对于大展弦比飞机,弹性效应对其阵风响应分析结果影响显著,不可忽略.
- 2) 气动力的大攻角非线性特性对飞机不同位置处的附加过载均有较明显的影响,一般表现为卸载作用.
- 3) 不同阵风尺度对大展弦比柔性飞机的阵风响应结果有一定影响,随着阵风尺度增加,阵风响应减小.

参考文献 (References)

- [1] Tang D, Dowell E H. Experimental and theoretical study of gust response for high-aspect-ratio wing [J]. AIAA Journal, 2002, 40(3): 419-429.
- [2] Tang D, Grash A. Gust response for flexibly suspended high-aspect ratio wings [J]. AIAA Journal, 2010, 48(10): 2430-2444.
- [3] Patil M J, Taylor D J. Gust response of highly flexible aircraft [C] // 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006, 1: 456-468.
- [4] Su W H, Cesnik C E S. Nonlinear aeroelasticity of a very flexible blended-wing-body aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1539-1553.
- [5] Ricciardi A P, Patil M J. Evaluation of quasi-static gust loads certification methods for high-altitude long-Endurance aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 457-468.
- [6] 高洁, 王立新, 周堃. 大展弦比飞翼构型飞机阵风载荷减缓控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(9): 1076-1079.
Gao J, Wang L X, Zhou K. Gust load alleviation control of aircraft with large ratio flying wing configuration [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(9): 1076-1079 (in Chinese).
- [7] 陈磊. 弹性飞机阵风减缓控制与风洞试验方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
Chen L. Studies on flexible aircraft gust alleviation control and wind tunnel test [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
- [8] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(12): 1087-1090.
Xie C C, Wu Z G, Yang C. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(12): 1087-1090 (in Chinese).
- [9] 陈桂彬, 邹丛青, 杨超. 气动弹性设计基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010: 65-73.
Chen G B, Zou C Q, Yang C. Aeroelastic design basis [M]. Beijing: Beihang University of Press, 2010: 65-73 (in Chinese).
- [10] 赵永辉. 气动弹性力学与控制 [M]. 北京: 科学出版社, 2007: 323-324.
Zhao Y H. Aeroelasticity and control [M]. Beijing: Science

Press,2007:323-324(in Chinese).

[11] 金长江,肖业伦. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1992:5-7.

Jin C J, Xiao Y L. Flight theory in atmospheric disturbances [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1992: 5-7 (in Chinese).

[12] Tang D, Dowell E H. Experimental and theoretical study of gust response for high-aspect-ratio wing [J]. AIAA Journal, 2002, 40(3):419-429.

[13] Karpel M, Moulin B, Chen P C. Dynamic response of aeroservoelastic systems to gust excitation [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5):1264-1272.

[14] Azoulay D, Karpel M. Characterization of methods for computation of aeroservoelastic response to gust excitation [C] // 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006, 6:4138-4152.

Gust response analysis of flexible aircraft with aerodynamic nonlinearity

BI Ying, YANG Chao, WU Zhigang*

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

Abstract: Aiming at the gust response of high aspect ratio flexible aircraft, the unsteady aerodynamic considering the nonlinear effect at high angle of attack (AOA) was calculated in time domain by combining the modified Theodorsen method with the strip theory. Based on the nonlinear aerodynamic in time domain, the aeroelastic model of high aspect ratio flexible aircraft with gust disturbance was established, and a novel method applied to gust response analysis with nonlinear aerodynamic was integrally developed. The method was validated by carrying out numerical simulation and method validation basing on a general flexible aircraft, and the gust induced load at wingtip and center of gravity (CG) were compared between linear and nonlinear cases. Numerical results show that the nonlinear effect of aerodynamic at high AOA obviously influences the gust response of the flexible aircraft, and the gust induced load at wingtip reduces as much as 41.7% compared with linear case. The aerodynamic nonlinear effect cannot be ignored for flexible aircraft.

Key words: aerodynamic nonlinearity; aeroelastic; high aspect ratio; gust response; Theodorsen method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0527

高频不稳定燃烧的声学数值仿真

初敏, 徐旭*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)



摘 要: 高频不稳定燃烧一直是液体火箭发动机研制过程中所要面临的重大难题之一. 采用具有低色散低耗散特点的计算气动声学方法, 对自燃推进剂变轨发动机(OME)的高频不稳定燃烧进行时域下的数值仿真. 由 Crocco 的压力时滞模型对燃烧热释放和声波之间的耦合进行模拟, 并对不同的时滞模型参数对稳定性结果的影响进行了分析, 给出发动机的稳定性极限图, 确定一阶切向及一阶径向振型为主的不稳定振型, 与地面试车实验捕捉到的不稳定振型相一致. 结果表明: 采用计算气动声学方法对带有 Crocco 压力时滞模型的声波扰动方程进行时域下的数值求解, 可以对发动机的高频不稳定燃烧进行成功地预测.

关 键 词: 液体火箭发动机; 高频不稳定燃烧; 计算气动声学; 时滞; 数值仿真

中图分类号: V434⁺.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1215-08

不稳定燃烧是燃烧和系统的流体动态过程的耦合引发的振荡燃烧现象, 伴随有压力、温度、速度等参数的周期性振荡. 其中, 与发动机内的声学过程显著相关的一类高频不稳定危害最大, 是研究的重点^[1]. 高频不稳定燃烧几乎出现在每一个液体火箭发动机的研制初期, 由于涉及到的物理过程繁多复杂, 至今也不能得到很好的解决.

目前为止, 对不稳定燃烧问题的解决主要还是依赖于实验. 但不稳定燃烧的发生通常是具有一定概率的, 必须通过大量的重复实验才能确保可靠性. 此外, 限于观测、测量手段的欠缺以及不稳定燃烧现象的复杂性, 使得很难通过地面实验对不稳定燃烧进行深入地认识. 而且可用的实验结果多数由于保密的原因而不会被公开, 这也影响了不稳定燃烧的研究进展. 用于预测不稳定燃烧的模拟方法有很多, 但从结果来看, 能够为发动机设计提供的帮助十分有限. 由于数学手段的有限和对物理现象认识的欠缺, 大多数的分析方

法^[2-3]都做了简谐波假设及其他大量的简化, 使得结果的精度不可预测. 20 世纪 80 年代后, 计算机资源及计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 的快速发展, 使得直接对带反应流的原始 Navier-Stokes 方程进行求解成为可能. 对雷诺平均的 Navier-Stokes 方程进行非定常求解 (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations, URANS), 可以减少简化假设, 但是需要建立关于雾化、蒸发、湍流、化学反应的精确模型, 不稳定燃烧的发生机制就隐含在这些模型之中^[4-5]. 目前还难以实现对上述所有物理过程的精确描述, 尤其是在动态压力扰动之下, 它们与不稳定燃烧的反馈关系更是尚未深入研究的领域. 分离涡模拟 (Detached Eddy Simulation, DES) 和大涡模拟 (Large Eddy Simulation, LES) 主要被用于求解与流体不稳定相关的不稳定燃烧中^[6], 由于采用的是跟 URANS 相同的物理化学子模型, 在求解由雾化、蒸发、化学反应等过程导致的不稳定燃烧时, 同

收稿日期: 2014-08-26; 录用日期: 2014-10-17; 网络出版时间: 2015-01-14 11:17

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150114.1117.002.html

作者简介: 初敏(1985—), 男, 山东烟台人, 博士研究生, chumin@sa.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 徐旭(1969—), 男, 河北张家口人, 教授, xuxu@buaa.edu.cn, 研究方向为气液两相燃烧流动及传热的数值仿真、超声速燃烧的数值仿真和实验研究.

引用格式: 初敏, 徐旭. 高频不稳定燃烧的声学数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1215-1222.

Chu M, Xu X. Acoustic numerical simulation of high frequency combustion instability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1215-1222 (in Chinese).

样存在困难. 尽管计算机性能已得到极大提高, CFD 在进行三维计算时的资源和时间消耗仍是工程上难以接受的. 此外, 高频不稳定燃烧需要精确地求解声波运动, 但目前用于求解不稳定燃烧的 CFD 算法多是二阶精度, 在振荡不太大时, 声波幅值与数值误差的量级相当, 难以判断仿真结果中的不稳定是物理上存在的还是数值误差引发的.

本文旨在发展一套适合于工程应用的、可以快速预测发动机燃烧稳定性的仿真软件. 软件采用高精度的计算气动声学 (Computational Aeroacoustics, CAA) 方法求解三维线性化的声学扰动方程 (Acoustic Perturbation Equations, APEs), 结合一定的火焰响应模型^[7], 对不稳定燃烧进行预测. 这种方法不必进行简谐波假设, 可以考虑非均匀平均场效应, 计算效率很高, 适合用于工程应用. 针对 Rocketdyne 公司设计的变轨发动机 (Orbit Maneuvering Engine, OME)^[8] 进行燃烧稳定性的数值模拟, 对发动机中可能存在的危险振型进行预测. 结果表明, 预测的危险振型与实验相一致.

1 物理模型及计算方法

1.1 OME 发动机构型

为了研究声腔的阻尼机制, Rocketdyne 公司设计了直径约 0.21 m 的 OME 类型的发动机, 主要几何尺寸如图 1 所示.

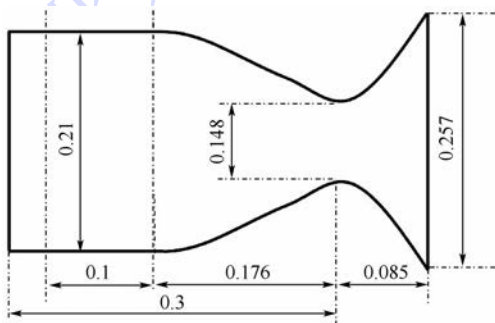


图 1 OME 的几何尺寸 (单位: m)

Fig. 1 Geometry size of OME (Unit: m)

该发动机采用自燃推进剂 (MMH/NTO), 混合比 1.65, 室压 0.862 MPa. 喷注面板采用 286 对互击式喷嘴, 排布成 10 圈. 发动机在进行地面实验时发现存在一阶切向及一阶径向、三阶切向不稳定振型, 加入声腔后不稳定得到抑制. 本文只研究无声腔时该发动机的稳定性.

1.2 基本方法

高频不稳定燃烧属于热声不稳定, 发生时的声振荡频率通常大于 1 kHz, 对于尺寸较小的燃烧室, 甚至可以达到上万. 大部分液体火箭发动机是

以扩散燃烧为主, 而扩散主要受湍流影响, 当高频不稳定燃烧发生时, 声波的时间尺度远小于湍流的特征时间尺度, 这对于大部分液体火箭发动机都是正确的. 在模拟不稳定燃烧问题时, 可以假定燃烧流动是稳态的, 声波在准稳态环境中传播^[9]. 即: $q = \bar{q} + q'$, 其中 q 为任意变量, “-”代表稳态燃烧流动量, “'”代表声场扰动量.

稳态燃烧流动量可以通过求解稳态 Navier-Stokes 方程或其他模拟稳态燃烧流动的方法得到, 扰动量通过求解声学扰动方程得到, 燃烧和声之间的耦合通过源项实现.

1.3 控制方程

声波控制方程采用线性化的声学扰动方程 (APEs)^[10], 方程如式 (1) 所示:

$$\begin{aligned} \frac{\partial p'}{\partial t} + \bar{a}^2 \nabla \cdot \left(\bar{\rho} \mathbf{u}' + \bar{\mathbf{u}} \frac{p'}{\bar{a}^2} \right) &= S \\ \frac{\partial \mathbf{u}'}{\partial t} + \nabla (\bar{\mathbf{u}} \cdot \mathbf{u}') + \nabla \left(\frac{p'}{\bar{\rho}} \right) &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

式中: p' 为扰动压力; $\mathbf{u}'$ 为扰动速度矢量; $\bar{\mathbf{u}}$ 为稳态场速度矢量; $\bar{\rho}$ 为稳态场密度; $\bar{a}$ 为稳态场声速; t 为时间; S 代表源项. 当模拟纯声学问题时, S 为具有一定频率的声学振荡的叠加, 当模拟热声不稳定问题时, S 为 $(\kappa - 1) \dot{q}'_v$, 其中 κ 为比热比, $\dot{q}'_v$ 为非定常的热释放项, 反映了热源与声场之间的耦合.

1.4 数值方法

声学量通常比流动量小的多, 求解时需要采用高精度的数值方法, 否则只能通过加密网格的方式来保证精度. Laroche 等^[11]曾采用二阶迎风 Roe 格式对燃烧室中的声波进行时域下的三维模拟, 结果显示, 每波长至少需要布置 80 个网格点才能保证精度, 导致网格很密, 计算量过大.

采用 Tam 和 Webb 提出的具有四阶精度的保持色散关系 (Dispersion Relation Preserving, DRP) 格式^[12], 具体形式为

$$\left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)_j \approx \frac{1}{\Delta x} \sum_{l=-L}^M a_l f_{j+l} \quad (2)$$

式中: f 为原始变量; Δx 为网格间距; a_l 为 DRP 格式系数. 对于采用的 7 点中心差分格式, $L = M = 3$.

DRP 格式除了保证低耗散外, 还保证了极低的频散, 使得格式的声波分辨率理论上甚至可以达到每波长 4.4 个网格左右. 在模拟声波波动时, 可以明显减少网格数量.

对于 DRP 格式不能分辨的高频短波部分, 采用 Gaitonde 和 Visbal^[13]的高阶紧致滤波方法进行滤波, 以保证数值稳定性, 如式 (3) 所示:

$$\alpha_f \hat{\phi}_{i-1} + \hat{\phi}_i + \alpha_f \hat{\phi}_{i+1} = \sum_{n=0}^N \frac{a_n}{2} (\phi_{i+n} + \phi_{i-n}) \quad (3)$$

式中: $\hat{\phi}$ 为滤波后的变量; ϕ 为滤波前的变量; α 及 a 为滤波的格式系数。

内场采用 7 点六阶精度格式,靠近边界处采用单侧四阶格式,最边界一层网格不进行滤波。

时间格式采用四阶精度的 Adam-Bashforth 格式,如式(4)所示:

$$u^{n+1} = u^n + \Delta t \sum_{j=0}^3 b_j \left(\frac{\partial u}{\partial t} \right)^{n-j} \quad (4)$$

式中: u^{n+1} 代表第 $n+1$ 时间层的变量; u^n 代表第 n 时间层的变量; Δt 为时间步长; b_j 为时间格式的系数。

格式的系数由 Tam 和 Webb 进行了低频散的优化^[12],计算中 CFL 数取为 0.1。采用 MPI 平台进行 4 核并行计算,CPU 为主频 3.3 GHz 的 i7 处理器,进行 40 万步计算,即时间推进大约 0.008 s,需要 7~8 h。

1.5 网格尺度的选取

OME 在进行地面实验时发现 3 kHz 和 6.6 kHz 的不稳定振型,因此,当前计算中只需保证 10 kHz 以下波长范围的声波都能得到精确的模拟就足够了。DRP 格式的声波分辨率大约为 4.4,意味着对于所关心的 10 kHz 以下的声波每波长分布的网格点数大于 4.4 即可。

根据稳态燃烧流场计算结果,燃烧室内平均声速约为 1.13 km/s,由于燃烧室内马赫数较低,忽略平均场流速对声波的影响,可估算出最大网格尺度约为 26 mm。当前采用的声场网格总数约为 7 万,最大网格尺度为 9 mm,可以保证足够的网格精度。

1.6 边界条件

发动机的喷注面板及壁面均为 4 阶精度的声学固壁边界^[14],其形式如式(5)所示:

$$p'_{l,-1} = -\frac{1}{a_{-1}^{51}} \sum_{i=0}^5 a_i^{51} p'_{l,i} \quad (5)$$

式中:“-1”代表“影子网格点”;“0~5”则依次代表边界最外层到内场第 6 层网格。

对于圆筒形燃烧室,采用单块结构化网格进行计算是困难的,在进行多块计算时,块与块处对接面的参数传递是关键。Gaitonde 和 Visbal^[13] 采用重叠网格的方式解决该问题,并指出采用至少 5 个网格重叠时可以保证与单块计算相当的精度。由于本文采用的是 7 点 DRP 格式,为便于在边界处使用中心差分格式,采用 7 个网格重叠,如

图 2 所示,箭头指向代表信息传递的方向,其中第 4 点不传递信息。

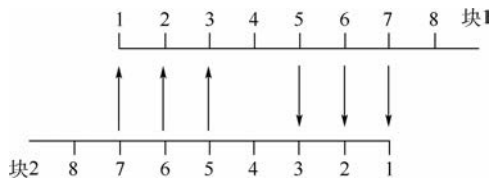


图 2 7 点网格重叠示意图

Fig. 2 Schematic of mesh overlap with seven points

由于喷管扩张段为超声速状态,下游的声波无法进入上游,使得在喷管喉部处马赫数达到 1 的位置,会自动形成一个声学上的封闭面,因此,计算域只取到喷管喉部稍偏下游的位置。在出口处,按超声速出口给定边界条件,所有参数直接外推。

1.7 初始扰动

在计算的初始时刻,需要给定初始扰动作为激发。形式如式(6)所示:

$$p(0, \mathbf{x}_0) = p_{\max} e^{-\ln 2 \left(\frac{(\mathbf{x}-\mathbf{x}_0)^2}{r_s^2} \right)} \quad (6)$$

扰动为高斯形式分布的球形波, $\mathbf{x}_0$ 为扰动的中心位置, r_s 为高斯半径, $p_{\max}$ 为扰动最大幅值。

对于激发式不稳定燃烧,初始扰动的幅值大小和位置是具有重要影响的,一方面幅值需要高于一定的阈值,另一方面初始扰动需要布置于燃烧敏感区,否则有可能无法激发不稳定。但对于当前的线性计算,模拟的是自发式的不稳定燃烧,初始扰动对结果影响不大,只是用来模拟燃烧室内存在的随机扰动,但还是要尽量避开重要振型的声压波节位置,以防不能激发某些重要振型。

本文所有计算中,初始扰动位置均位于发动机头部靠近壁面处,监测点位于初始扰动相反的位置,如图 3 所示。由于求解的是线性化的方程,为满足线性化要求,初始扰动的最大幅值仅为 1 kPa。

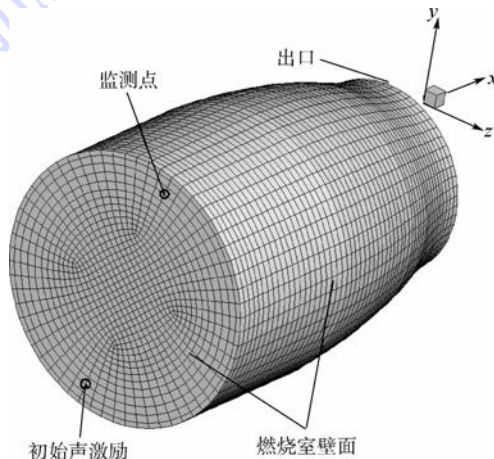


图 3 初始声学激励及监测点位置图

Fig. 3 Position schematic of initial acoustic excitation and monitoring point

2 固有声学频率

在进行 OME 的燃烧稳定性计算之前,需要先对其固有声学频率进行确定. Laudien 等^[15]曾给出冷试和热试情况下发动机的固有声学频率对比,发现二者的差别在于声速比,给出冷试下的固有声学频率后,根据热试下的平均声速,即可换算出热试下的固有声学频率.

求解固有声学频率时,需要将 APEs 的源 S 给定为一系列周期性声源的叠加,以模拟宽频随机声源. 声源激发的频率范围为 400 ~ 3 500 Hz,每 5 Hz 作为一个间隔,具体形式为

$$S = \sum_{i=0}^n p_{\max} e^{-\ln 2 \left(\frac{(x-x_0)^2}{r_s^2} \right)} \cos(2\pi(f_0 + i\Delta f)t)$$

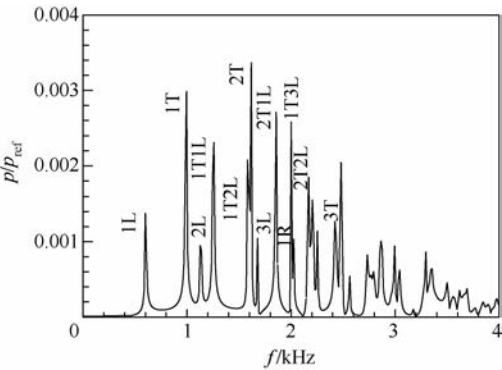
(7)

即通过一系列高斯形式分布的周期性压力振荡的叠加模拟声激励源,声源放置在发动机头部靠近壁面处的位置. 发动机热试时,喉部处由于达到声速,会自动形成声学封闭端,因此,进行冷试下的固有声学频率计算时,假设喉部处为封闭的,设置为固壁边界. 冷试状态下的平均流参数如表 1 所示.

表 1 冷态条件下的平均参数

参数	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$c/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	γ	p/Pa
数值	1.21	340	1.4	101 325

对 OME 进行固有声学频率的数值计算,监测点的频谱分析如图 4 所示.



1T, 1L, 1R——一阶切向、一阶纵向、一阶径向振型;
1T1L——一阶切向和一阶纵向的混合振型.

图 4 固有频率的频谱分析

Fig. 4 Frequency spectra analysis of natural frequencies

图 4 中标识出了 OME 的主要低阶固有频率. 为验证数值结果精度,采用基于有限元法的商业软件 Comsol 求解 Helmholtz 方程,对 OME 进行声学固有频率的计算,并与数值结果进行对比,如表 2 所示.

表 2 OME 的固有频率

Table 2 Natural frequencies of OME

模态	固有频率/Hz		误差/%
	Comsol	数值结果	
1L	605.0	596.3	-1.4
1T	988.1	992.4	0.4
2L	1 133.7	1 134.7	0.1
1T1L	1 253.8	1 258.5	0.4
2T	1 614.2	1 623.7	0.6
3L	1 677.5	1 679.4	0.1
1R	2 018.4	2 020.6	0.1
3T	2 205.6	2 203.9	-0.1

结果显示,数值结果与 Comsol 结果相差极小,误差基本都在 1% 以下,证明了本文所用计算代码的精度及有效性.

3 燃烧稳定性计算结果

3.1 稳态燃烧流场平均参数

对 OME 进行燃烧稳定性计算前,先通过求解两相燃烧流动的 Navier-Stokes 方程获得平均流参数,部分结果如图 5 所示. 其中,气相采用欧拉方法,液相采用 Lagrange 离散相模型描述,气液相互作用通过气相方程的源项实现.

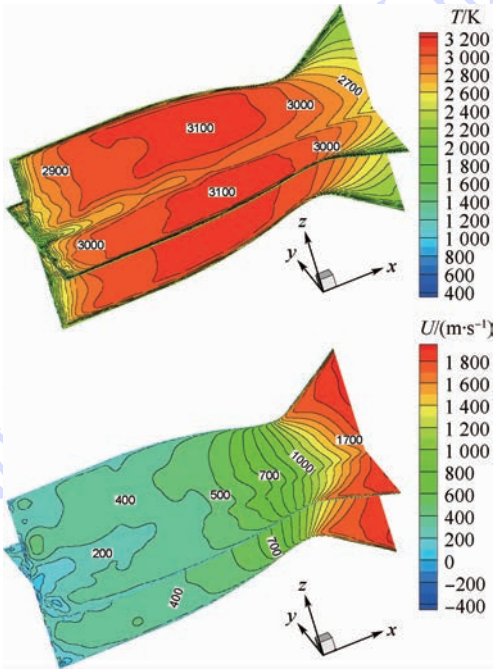


图 5 温度和轴向速度等值线图

Fig. 5 Contour maps of temperature and axis velocity

流场网格与声场网格不同,需要将流场量插值到声场网格上. 由于声场计算域只需取到喉部之前的亚声速区,而流场结果显示温度等参数在喉部之前梯度较小,为简化计算,仅考虑速度的非均匀性,而假设压力、温度等参数为一常数. 稳态燃烧流场的平均参数值如表 3 所示.

表 3 燃烧流场的平均参数

Table 3 Mean parameters of combustion flow field

参数	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	T/K	$c/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	γ	p/MPa
数值	0.8	3 050	1 130	1.19	0.84

研究人员认为 OME 在地面实验时存在 1T、1R 和 3T 不稳定振型. 冷态固有频率的计算结果里, 这 3 个振型的频率分别为 992.4, 2 020.6, 2 203.9 Hz. 根据声速比 3.324, 热试状态下的 1T、1R 和 3T 的频率应为 3 298.7, 6 716.5, 7 325.8 Hz.

3.2 热声源项

进行不稳定燃烧计算时, 需要给定燃烧和声之间的耦合源项. 采用 Crocco 的压力时滞模型, 其时域形式为

$$\dot{q}'_c = \bar{q}_c n [p'(t) - p'(t - \tau)] \quad (8)$$

模型中的两个参变量: 相互作用指数 n 和时滞 τ , 分别代表燃烧和声之间耦合的强弱、热释放波动和声波波动之间的相位差. 根据发动机的喷注器类型及相关喷注参数即可给出二者值的范围^[16]. 自燃推进剂的时滞计算公式为

$$\tau(Ma_e p_c)^{1/3} = \text{常数} \cdot d_i^b \quad (9)$$

式中: Ma_e 为喷管进口马赫数; p_c 为燃烧室压力; d_i 为射流直径; b 为常数. 对于 OME 采用的两股互击式喷嘴, 时滞的范围为

$$\tau = 0.0889 \sim 0.1968 \text{ ms}$$

当前计算中, 相互作用指数范围为

$$n = 0.10 \sim 0.48$$

根据相互作用指数和时滞的范围, 对相互作用指数分别为 0.1, 0.16, 0.2, 0.3, 0.4, 0.48 和时滞分别为 0.088 9, 0.11, 0.13, 0.15, 0.17, 0.196 8 ms 时的工况进行了燃烧稳定性的仿真计算. 所有结果中的压力均通过平均流的压力值进行了无量纲化.

3.3 相互作用指数对结果的影响

相互作用指数反映了燃烧和声之间的耦合强度, 值越大, 意味着声波能从燃烧中获得的激励越大, 不稳定燃烧越容易发生. 图 6 为时滞 0.17 ms、相互作用指数分别为 0.1 和 0.16 时压力的时间历程. 当相互作用指数为 0.1 时, 压力曲线呈现衰减, 发动机是稳定的, 而为 0.16 时, 压力幅值被放大, 此时不稳定燃烧得到激发. 也就是说当时滞为 0.17 ms 时, 令发动机处于稳定性边界的相互作用指数值介于 0.1 和 0.16 之间. 对相互作用指数为 0.16 的压力曲线进行频谱分析, 如图 7 所示, 存在唯一的频率 3.2 kHz, 即一阶切向振型.

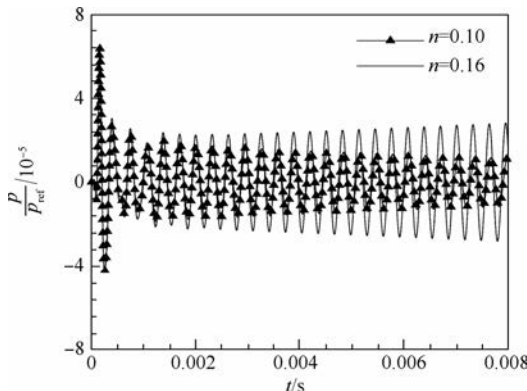


图 6 不同相互作用指数下的压力时间发展历程
Fig. 6 Temporal development of pressure with different values of interaction index

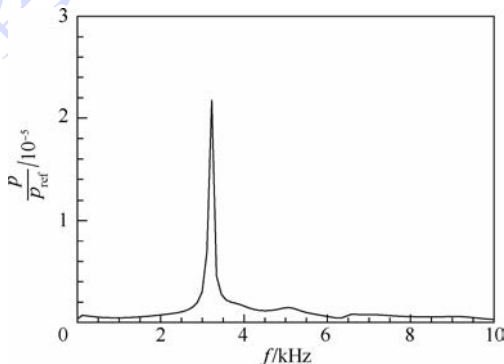


图 7 $n = 0.16$ 时的频谱分析
Fig. 7 Frequency spectra analysis ($n = 0.16$)

3.4 时滞对结果的影响

时滞反映了热释放波动和声波波动之间的相位差, 不同的相位差意味着激发的不稳定振型可能不同. 图 8 为相互作用指数为 0.4 时, 时滞分别为 0.088 9 和 0.13 ms 时的压力时间历程. 可见二者相位不一致, 且时滞为 0.088 9 ms 的压力曲线明显存在不止一个振型. 对二者均进行频谱分析, 如图 9 所示. 时滞为 0.13 ms 时, 仅存在一个 3.2 kHz 的一阶切向振型; 而时滞为 0.088 9 ms 时, 同时存在 3.2 kHz 的一阶切向振型和 6 670 Hz 的一阶径向振型, 其中一阶径向振型更为危险.

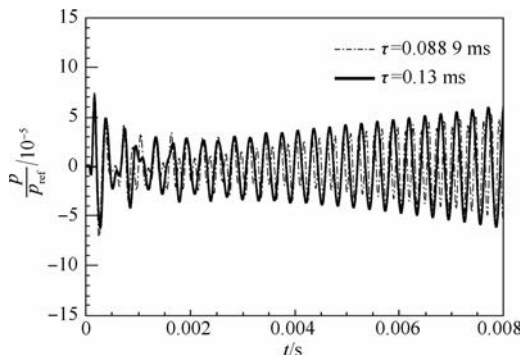


图 8 压力的时间发展历程 ($\tau = 0.0889, 0.13 \text{ ms}$)
Fig. 8 Temporal development of pressure ($\tau = 0.0889, 0.13 \text{ ms}$)

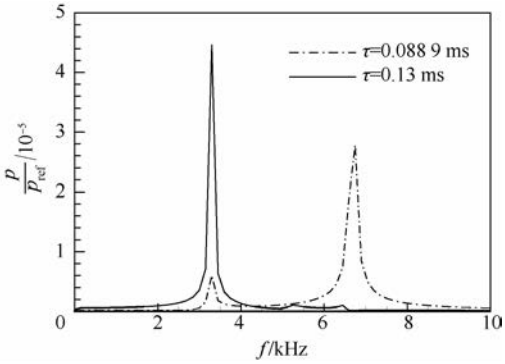


图 9 频谱分析($\tau=0.0889,0.13\text{ ms}$)

Fig. 9 Frequency spectra analysis

($\tau=0.0889,0.13\text{ ms}$)

OME 内出现一阶切向或一阶径向不稳定时的声场压力云图,分别如图 10 和图 11 所示.

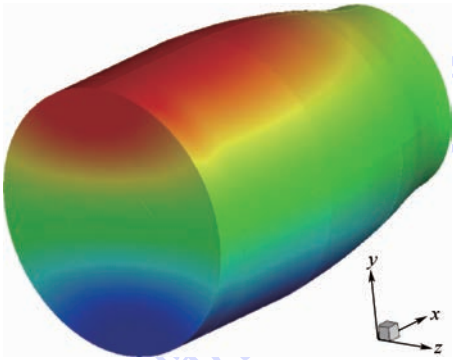


图 10 1T 的声压分布

Fig. 10 Acoustic pressure distributions of 1T

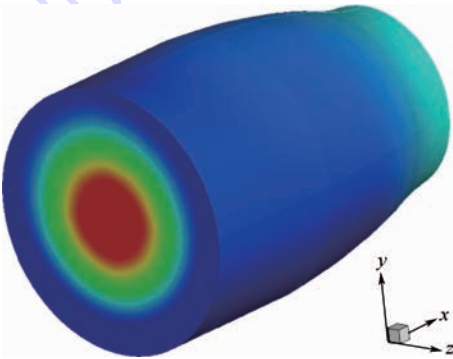


图 11 1R 的声压分布

Fig. 11 Acoustic pressure distributions of 1R

由时滞引起的热释放波动和声波波动之间的相位差,一方面决定了将要激发的不稳定振型,另一方面也决定了二者之间的耦合强度.耦合的强弱可以通过瑞利积分来表示:

$$\int_0^T p' \cdot \dot{q}'_v dt \quad (10)$$

当瑞利积分符号为正时,代表热释放和声波处于同相位关系,由热释放传入声场的能量将可能会使声波幅值得到增长;当瑞利积分符号为负

时,代表由热释放传入声场的能量将会使声波幅值变得衰减.瑞利积分式的符号为正,是不稳定燃烧发生的必要条件.

将 Crocco 的压力时滞模型代入瑞利积分式,并假设声波为正弦形式,则可推导得到使瑞利积分值最大,即热释放和声波同相关系最好时,时滞和频率间的关系^[7]为

$$\tau = \frac{1}{2f}(2n-1) \quad n=1,2,\dots \quad (11)$$

n 为大于 1 的整数.式(11)意味着,当时滞处于某一范围内时,频率为 f 的某一振型将被激发,而当时滞与频率的关系满足式(11)时,该振型的幅值增长速度应为最快.

但是,瑞利积分只是一个理想化的简单的理论分析,它仅仅是 不稳定燃烧发生的必要条件,而非充分条件.对于任何实际的燃烧系统,除了瑞利积分中所包含的热释放和声波间的相位关系外,还存在着各种阻尼项,如:黏性耗散、平均流速度引起的对流效应、平均场的非均匀效应、喷管出口耗散等.这些可能存在的项都会改变时滞和频率之间的关系,使得二者之间可能不再存在这种简单的显式关系.

当相互作用指数为 0.4,时滞分别取为 0.13, 0.15,0.17,0.1968,0.21 ms(0.21 ms 是为了说明问题而加入的)时,数值计算得到的压力时间历程如图 12 所示.从图中可以看出,当时滞为 0.1968 ms 时,压力幅值增长最快.可以大致判断出,对应于压力幅值增长最快的时滞值,应该是位于 0.19 ms 左右.对这 5 条压力曲线做频谱分析,结果如图 13 所示.可知,这 5 个时滞值都将激发 3.2 kHz 的一阶切向不稳定振型.对于一阶切向振型,通过瑞利积分进行分析,对应于压力幅值增长最快的时滞值应为 0.15625ms,显然跟数值计算

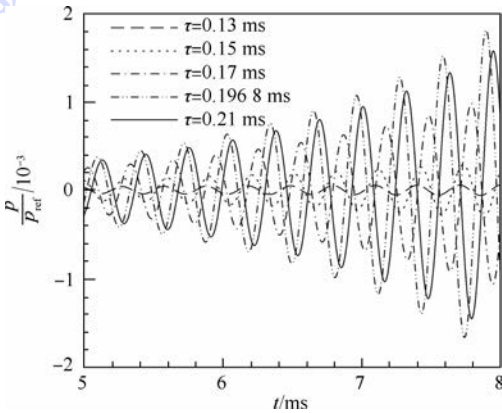


图 12 不同时滞下的压力时间发展历程

Fig. 12 Temporal development of pressure with different values of time lag

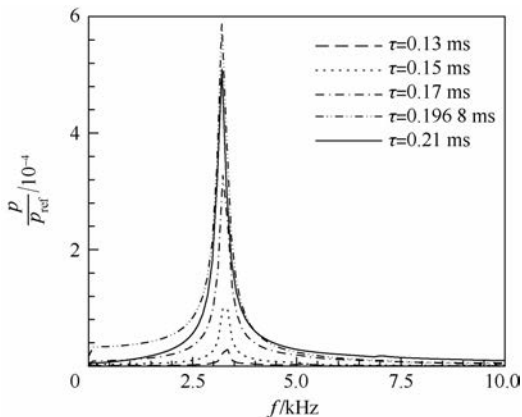


图 13 不同时滞下的频谱分析

Fig. 13 Frequency spectra analysis with different values of time lag

的结果存在差别. 在当前的数值计算中, 由于考虑了轴向速度的分布, 因此影响结果的主要是平均流速引起的对流效应、平均场轴向速度的非均匀效应及喷管出口处的耗散. 燃烧室壁及喷注面板都采用了刚性壁边界, 不存在耗散. 黏性耗散在当前计算中未考虑.

3.5 稳定性极限图

对给定的相互作用指数和时滞的参数组合进行燃烧稳定性的仿真计算, 给出 OME 的燃烧稳定性极限图, 如图 14 所示.

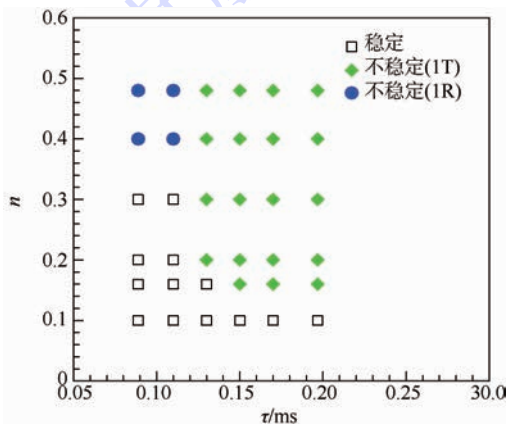


图 14 OME 的稳定性极限图

Fig. 14 Stability limit map of OME

稳定性极限图反映了以相互作用指数和时滞为变量的 OME 的燃烧稳定性情况, 给出了 OME 中最危险的振型, 并可以判断 OME 的稳定性边界. 由稳定性极限图可知, 在相互作用指数为 0.1 时, OME 是稳定的. 当相互作用指数增加至 0.16 时, OME 中可能出现一阶切向不稳定振型. 一阶径向不稳定在相互作用指数达到 0.4 时, 才可能出现, 意味着其激发需要较高的激励能量.

OME 的地面实验中, 曾出现 3 kHz 和 6.6 kHz 的不稳定振型, 研究人员认为 3 kHz 为一阶切向

振型, 而 6.6 kHz 为一阶径向或三阶切向振型. 仿真计算结果显示, OME 在工作时可能出现 3.2 Hz 的一阶切向或 6.67 Hz 的一阶径向不稳定振型, 并未发现三阶切向振型的存在. 仿真计算的振型频率比实验值偏高, 主要是因为燃烧流场参数平均化处理导致的燃烧室内的声速值与真实情况有所偏差.

仿真结果显示, OME 在相互作用指数大于 0.1 时就可能出现不稳定了. 实际上, 对于自燃推进剂发动机, 一般在相互作用指数大于 0.6 时才会出现不稳定^[16]. 在 Pieringer 等^[7]对 Aestus 发动机的仿真中, 激发不稳定需要的相互作用指数值最低 0.16, 她指出这是由于计算中仅考虑了由喷管提供的阻尼, 对于其他阻尼机制, 如黏性耗散, 没有考虑, 使得激发不稳定所需要的激励变低. 在 Mitchell 等^[17]进行的仿真中, 仅考虑喷管阻尼时, 激发不稳定所需要的相互作用指数值同样偏低.

4 结 论

采用计算气动声学方法, 对 OME 进行了高频不稳定燃烧的时域数值仿真, 得到如下结论:

1) 计算气动声学方法用于计算发动机的固有声学频率时, 具有很高的精度, 可以识别几乎所有的低阶振型. 结合冷态和热试时的声速比, 可帮助识别热试下的不稳定振型.

2) 计算气动声学方法结合 Crocco 的压力时滞模型, 可以预测发动机的高频燃烧稳定性, 给出稳定性极限图. 对于 OME, 在时滞的取值范围内, 可能激发 3.2 kHz 的一阶切向和 6.67 kHz 的一阶径向不稳定振型. 由于一阶径向振型的激发需要更高的激励能量, 一阶切向振型相对更加危险. 数值计算预测出的不稳定振型与地面试车捕捉到的不稳定振型一致, 但是不稳定振型的频率值有偏差, 这种偏差主要来自于对稳态燃烧流场所做的平均化处理. 相比于平均化所带来的计算便利, 这种较小的偏差在工程上是可以接受的.

3) 除燃烧热释放和声波之间的相位关系外, 数值计算还包含了平均流速引起的对流效应、平均场速度的非均匀效应及喷管出口处的耗散, 使得得到的最容易激发一阶切向振型的时滞值与由瑞利积分推导得到的理论时滞值有差别.

本文所用方法不需要做大量的简化假设, 可以考虑平均流的非均匀效应, 且通过引入压力时滞模型又可以避开对物理化学子过程建模的需求, 计算量较小, 非常适合于工程上用来快速判别发动机的危险振型, 为设计提供帮助.

参考文献 (References)

- [1] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993: 251-252.
- Liu G Q. The Principle of liquid rocket engine [M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1993: 251-252 (in Chinese).
- [2] Zinn B T. Pulsating combustion, advanced combustion methods [M]. London: Academic Press, 1986: 113-181.
- [3] Culick F E C. A note on Rayleigh's criterion [J]. Combustion Science and Technology, 1987, 56(4-6): 159-166.
- [4] Habiballah M, Lourme D, Pit F. A comprehensive model for combustion stability studies applied to the Ariane Viking engine, AIAA-1988-0086 [R]. Reston: AIAA, 1988: 1-7.
- [5] 刘永婧, 张会强, 王希麟. 隔板对燃烧室压力高频自激振荡的抑制作用[J]. 清华大学学报, 2012, 52(7): 1007-1012.
- Ga Y J, Zhang H Q, Wang X L. Effects of baffles on self-triggered high frequency pressure oscillations in a thrust chamber [J]. Journal of Tsinghua University, 2012, 52(7): 1007-1012 (in Chinese).
- [6] Matthew E H, William E A, Charles L M. Analysis of self-excited combustion instabilities using two-and three-dimensional simulations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(2): 396-409.
- [7] Pieringer J, Sattelmayer T, Fassl F. Simulation of combustion instabilities in liquid rocket engines with acoustic perturbation equations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(5): 1020-1031.
- [8] Oberger C L, Hines W S, Falk A Y. High-temperature earth-storable propellant acoustic cavity technology, NASA N75-19460 [R]. California: Rocketdyne Division, 1974: 1-82.
- [9] Kim J S. Effects of turbulence on linear acoustic instability: Spatial inhomogeneity [C] // Progress in Aeronautics and Astronautics. Reston: AIAA, 1995, 169: 431-454.
- [10] Ewert R, Schröder W. Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering [J]. Journal of Computational Physics, 2003, 188(2): 365-398.
- [11] Laroche E, Habiballah M, Kuentzmann P. Numerical analysis of liquid rocket combustion instability: Preliminary 3D acoustic calculations [C] // 35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2000: 1-9.
- [12] Tam C K W, Webb J C. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics [J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107(2): 262-281.
- [13] Gaitonde D V, Visbal M R. Padé-type higher-order boundary filters for the Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 2000, 38(11): 2103-2112.
- [14] Tam C K W, Dong Z. Wall boundary conditions for high-order finite-difference schemes in computational aeroacoustics [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1994, 6(5-6): 303-322.
- [15] Laudien E, Pongratz R, Pierro R, et al. Experimental procedures aiding the design of acoustic cavities [C] // Progress in Aeronautics and Astronautics. Reston: AIAA, 1995, 169: 377-402.
- [16] Harje D T, Reardon F H. Liquid rocket combustion instabilities, NASA SP-194 [R]. Reston: AIAA, 1972.
- [17] Milano D, Kirkpatrick A T, Quinlan J M, et al. Computation of acoustic oscillations and combustion stability in a rocket engine with combined hub/blade baffles, AIAA-2009-4866 [R]. Reston: AIAA, 2009.

Acoustic numerical simulation of high frequency combustion instability

CHU Min, XU Xu*

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

Abstract: High frequency combustion instability is one of the major issues existed in design process of liquid rocket engine. A time domain numerical simulation was used to predict high frequency combustion instability of hypergolic propellant orbit maneuvering engine (OME) by computational aeroacoustics, which was less dispersive and dissipative. The coupling between unsteady heat release and acoustics was realized by Crocco's pressure time lag model. The effects of different parameters of pressure time lag model on stability were analyzed, and the stability map was obtained. The first order transverse mode and the first order radial mode were recognized as the most dominant instable modes, which were consisted with the instable modes recognized from experimental results of ground test. The results show that high frequency combustion instability can be successfully predicted, when acoustic perturbation equations with Crocco's pressure time lag model are solved in the time domain by computational aeroacoustics.

Key words: liquid rocket engine; high frequency combustion instability; computational aeroacoustics; time lag; numerical simulation

压力传感器激波管校准条件下的动态参数估计



李强¹, 王中宇^{*1}, 王卓然¹, 燕虎²

北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘

要: 激波管是一种关键的压力传感器动态校准装置,但是由于其输出的不稳定性,使得被校准压力传感器的输出数据常常难以直接用于动态建模,且所建模型的准确性也难以表征.提出一种用于激波管校准压力传感器的动态参数估计方法.首先使用基于信息方法处理被校准压力传感器在阶跃激励下的输出数据,得到最优估计值序列、上界序列和下界序列;然后,对所得最优估计值序列、上界序列和下界序列分别进行白化滤波和差分建模,得到最优估计模型、上界模型和下界模型;之后对各个模型进行求解,最优估计模型得出被校准压力传感器的最优特征指标,上界模型和下界模型所得结果构成最优性能指标的估计区间.选用恩德福克 200 系列压阻传感器进行激波管校准实验,得出时域动态指标的相对误差小于 8.17%,频域动态指标相对误差小于 9.15%;所有指标均 100% 位于求得的估计区间内.

关键词: 参数估计; 动态校准; 激波管; 压力传感器; 频域指标

中图分类号: TB939; V19

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2015)07-1223-08

压力传感器广泛应用于航空、航天和武器装备等领域^[1].例如,为了评估某新型战斗部动爆冲击波的超压毁伤效应,在进行导弹撬动发射实验时,常在靶标上分布式布置压力传感器用以动态测量动爆冲击波的超压数据^[1-2].这类冲击波的速度高、信号频带宽(有效带宽可达100 kHz)、信号上升快(一般在几微秒内),且持续作用时间短.该实验中,准确衡量评估导弹战斗部毁伤效应的关键,取决于压力传感器能否准确地测量动爆冲击波的各项性能参数^[1,3],而该测量的效果与压力传感器的动态特性直接相关.因此在进行该实验前,需首先对传感器的动态特性进行校准,以准确掌握其动态性能.动态校准的目的是通过特定激励信号去激发被校准传感器的全部模态,获得传感器系统的动态特性(如动态数学模型和动

态性能指标)^[1,3,4].在压力传感器动态校准中,激波管常被选为激励信号发生装置;它可产生上升沿小于 0.1 μs 且保持时间大于 5 ms 的阶跃压力,这是当前动态校准中所能获得的最理想的激励信号^[1,5-6];另外,由于激波管产生的信号与导弹战斗部的动爆冲击波性质类似同属激波信号,这有利于保持校准环境与实战状态的一致性.

在传感器的动态校准方面,国际已取得了一定的成果.文献[2]提出了一种激波管校准条件下用于小量程压力传感器的模块化校准方法^[2];该方法同时采取了数字温度补偿技术用以减小激波气体升温对校准结果的影响.文献[7]提出一种 0-A-0 动态激励加载方法,实现了对被校准压力传感器校准结果的重复测量^[7].Haboussa 等^[8]将激波管引入到光纤压力传感器的动态校准中,

收稿日期: 2014-09-09; 录用日期: 2014-10-24; 网络出版时间: 2014-12-02 10:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0549.html

基金项目: 国防技术基础项目

作者简介: 李强(1982—),男,河南新县人,博士研究生,liqiang398@163.com

* 通讯作者: 王中宇(1963—),男,河南洛阳人,教授,mewan@buaa.edu.cn,主要研究方向为光电技术及其应用、动态测量基础理论与技术.

引用格式: 李强,王中宇,王卓然,等.压力传感器激波管校准条件下的动态参数估计[J].北京航空航天大学学报,2015,41(7): 1223-1230. Li Q, Wang Z Y, Wang Z R, et al. Dynamic parameter estimation of pressure transducer in shock tube calibration test [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1223-1230 (in Chinese).

使得压力传感器的最大测量误差被控制在被测压力的 10% 以下. 文献[9]在选用激波管对压力传感器进行校准时,为了减小激波管特征输出中的干扰强度,建立了一个动态纠正模型^[9]. 总的来说,该方面的研究丰富了动态校准的内容;然而,采用激波管进行动态校准依然存在不足,其中最典型的问题是——被校准压力传感器输出数据中存在较强干扰;目前大部分方法无法在该条件下获取传感器的动态性能指标,即使部分方法存在抗干扰措施或补偿,但是无法给出这些措施的有效程度,进而也无法给出所得结果可靠性的指标. 究其原因这是由于无法从干扰数据中挖掘表征传感器特征输出数据以及表征校准可靠性的成分. 信息挖掘被认为是解决这一问题的最有效方式^[1,10].

信息挖掘是一种从干扰数据中挖掘有效信息的重要途径^[10-12]. 在信息挖掘处理中,当前使用的主流方法有自助法(Bootstrap Method, BM)和 GM(1,1)(Grey Model)等^[10,13-14]. 因此, BM 法与 GM(1,1)可以被看作是当前能剔除被校准传感器输出数据干扰的仅有的有效方式. 在前人研究的基础上,孟浩等将 GM(1,1)用于数据序列的动态滤波,所得效果显著优于通用的高斯滤波法^[14];葛乐矣和王中宇等将灰色预测应用于预报测量序列动态测量误差^[15-16];在 GM(1,1)基础上, Preston 提出了动态测量效果的灰假设评价方法^[17]. 然而,这两种方法在使用中也存在一些突出的问题: GM(1,1)会产生额外的灰色生成不确定度,导致所得结果包含异常信息^[13,18]; BM 法在数据量较少的情况下,难以模拟原始数据的分布信息^[12,19]. 基于 BM 和 GM(1,1)的特点,本文提出一种结合这两种方法的数据处理操作,将其作为本文所提估计方法的重要组成部分,用于激波管条件下被校准压力传感器输出数据的预处理;处理后所得的数据序列包含传感器的本征数据以及校准实验可靠性的信息,这是准确获得被校准压力传感器的动态性能指标及其可靠性的基础.

被校准传感器的动态性能指标是表征其动态特征的最直接方式,这些指标对其测量应用场合的选取具有重要的指导意义. 本文提出一种用于激波管校准条件下压力传感器动态参数估计的新方法. 首先,使用信息挖掘的预处理操作对被校准压力传感器的输出数据进行处理,得到最优估计序列、上界序列和下界序列;其次,构建白化滤波器和差分模型用于处理已得到的 3 个数据序列,进而得到最优估计模型、上界模型和下界模型;最后,求解最优估计模型,得到被校准压力传感器动

态性能指标的最优估计,解上界模型和下界模型,得到所得动态性能指标的估计区间.

1 参数估计法

1.1 估计原理

压力传感器在激波管校准条件下,其动态参数指标的估计包含信息挖掘、滤波和建模及指标求解等关键步骤. 其中信息挖掘是一种基于 GM(1,1)与 BM 的信息预处理操作,用于从被校准压力传感器的输出序列中分离表征传感器动态特征的数据,以及表征校准可靠性的信息;滤波和建模用于获取被校准压力传感器的特征模型;求解相应模型,得到被校准压力传感器的动态性能指标及其估计区间. 参数估计的原理如图 1 所示.

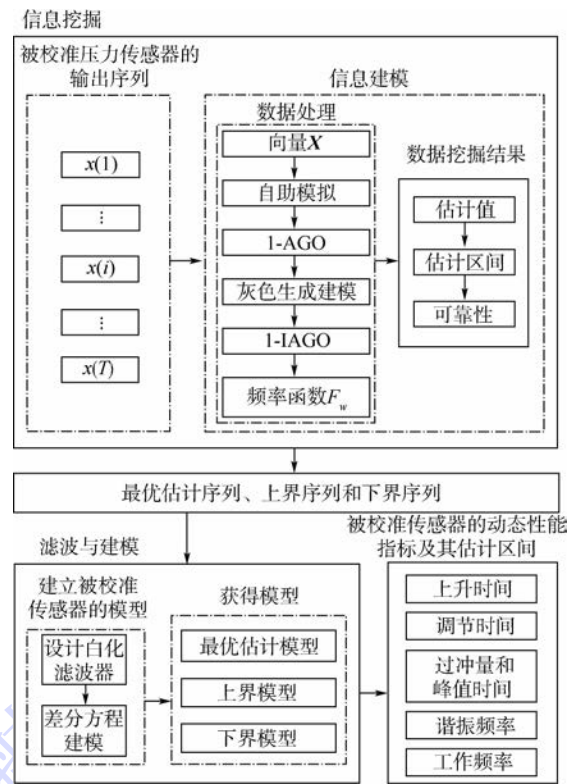


图 1 参数估计的原理图

Fig. 1 Principle diagram of parameter estimation

1.2 信息挖掘

假设在激波管的阶跃压力激励下,被校准压力传感器的输出为

$$X = \{x(k); k = 1, 2, \dots, T\} \quad (1)$$

式中: T 为最大采样时间点,其小于激波管校准平台的稳定作用时间.

从序列 X 中提取与时间点 k 紧邻的前 m 个数据,构成子序列向量 X_m :

$$X_m = \{x_m(u)\}$$

$$u = k - m + 1, k - m + 2, \dots, k; k \geq m \quad (2)$$

从 X_m 中等概率、可放回地随机抽取 1 个数据,抽取 m 次,得到一个自助样本 Y_b ,它有 m 个抽样数据;连续重复 B 次,得到 B 个自助抽样样本,用 Y 矩阵表示为

$$Y = (Y_1, Y_2, \dots, Y_b, \dots, Y_B) \quad (3)$$

式中: Y_b 为第 b 个自助抽样样本,其表示为

$$Y_b = \{y_b(u)\} \quad b = 1, 2, \dots, B \quad (4)$$

式中: $y_b(u)$ 为在 Y_b 中的第 u 次采样。

对 Y_b 序列进行一次累加生成(one Accumulated Generating Operation, 1-AGO)^[13-16] 处理,得到累加序列 X_b :

$$X_b = \{x_b(u)\} = \left\{ \sum_{j=k-m+1}^u y_b(j) \right\} \quad (5)$$

对得到的累加序列作紧邻均值生成:

$$Z_b = \{z_b(u)\} = \{0.5x_b(u) + 0.5x_b(u-1)\} \\ u = k-m+2, k-m+3, \dots, k \quad (6)$$

在初始条件 $x_b(k-m+1) = y_b(k-m+1)$ 下的最小二乘解为

$$\hat{x}_b(j+1) = [y_b(k-m+1) - c_2/c_1] e^{-c_1 j} + c_2/c_1 \\ j = k-1, k \quad (7)$$

其中, c_1 与 c_2 为

$$(c_1, c_2)^T = (D^T D)^{-1} D^T (Y_b)^T \\ u = k-m+2, k-m+3, \dots, k-1, k \quad (8)$$

式中: $D = (-Z_b, I)^T$; $I = (1, 1, \dots, 1)$ 。

对得到的解进行一次累减生成(one Inverse Accumulated Generating Operation, 1-IAGO)^[13-16], 得到在时刻 $w = k+1$ 的最优估计输出

$$\hat{y}_b(w) = \hat{x}_b(w) - \hat{x}_b(w-1) - c \quad w = k+1 \quad (9)$$

对 Y 中的 B 个自助抽样样本分别进行上述处理,这样在 $w = k+1$ 时刻就得到 B 个数据. 这些数据构成如下序列:

$$\hat{X}_w = \{\hat{y}_b(w)\} \quad b = 1, 2, \dots, B; w = k+1 \quad (10)$$

由于 B 很大,可以用式(10)结果建立关于属性 x_m 的频率函数:

$$F_w = F_w(x_m) \quad (11)$$

被校准压力传感器在 $w = k+1$ 时刻的无偏估计可使用加权平均表示为

$$x_0(w) = \sum_{q=1}^Q F_{wq} x_{mq} \quad (12)$$

式中: Q 为对 $\hat{X}_w$ 的分组数; x_{mq} 为第 q 组的中值; F_{wq} 为在 x_{mq} 的估计自助频率。

置信水平为

$$P = (1 - \alpha) \times 100\% \quad (13)$$

式中: α 为校准实验干扰的显著水平且, $\alpha \in [0,$

$1]$, α 的设置与实验条件(主要为实验平台及实验参数两个方面)相关,其值由式(14)给出:

$$\alpha = \frac{|S_1 - S_0|}{1 + |S_0| + |S_1| + |S_1 - S_0|} \quad (14)$$

式(14)中,实验条件具体包含:校准平台稳定持续时间、阶跃压力的幅值不确定度和平台波形的不均匀性等; S_0 为压力传感器在激波管校准下的最优实验条件,其可以定量化表示为: $S_0 = (s_0(1), s_0(2), \dots, s_0(i), \dots, s_0(g))$; S_1 为实际校准实验条件,表示为: $S_1 = (s_1(1), s_1(2), \dots, s_1(i), \dots, s_1(g))$ 。式(14)中:

$$|S_0| = \left| \sum_{k=2}^{g-1} s_0(k) + \frac{1}{2}s_0(g) \right| \\ |S_1| = \left| \sum_{k=2}^{g-1} s_1(k) + \frac{1}{2}s_1(g) \right| \\ |S_1 - S_0| = \left| \sum_{k=2}^{g-1} (s_1(k) - s_0(k)) + \frac{1}{2}(s_1(g) - s_0(g)) \right|$$

在置信水平 P 下的估计区间为

$$[X_L, X_U] = [X_{\alpha/2}, X_{1-\alpha/2}] \quad (15)$$

式中: X_L 为 x_m 对应概率为 $\alpha/2$ 时的参数值,它是估计区间的下界值; X_U 为 x_m 对应概率为 $1 - \alpha/2$ 时的参数值,它是估计区间的上界值。

所有的上界值组成上界;类似地,所有下界值组成下界. 如果某估计值落在其对应的估计区间之外,说明其包含较强的干扰分量,那么该估计值是不合理的. 因此,当 h 个估计值落于估计区间之外的信息生成可靠性为

$$P_r = \left(1 - \frac{h}{T - m} \right) \times 100\% \quad (16)$$

定义 k 时刻的估计相对误差为式(17),用以评价信息挖掘效果。

$$E(k) = (|X_U(k) - X_L(k)| / X_0(k)) \times 100\% \quad (17)$$

式中: $X_U(k)$ 为上界在时刻 k 的值; $X_L(k)$ 为下界在时刻 k 的值; $X_0(k)$ 为被校准压力传感器的时刻 k 的值。

基于式(17),定义校准时间范围内的最大估计相对误差为

$$E_{\max} = \max_{k=0}^T (E(k)) \quad (18)$$

同理,定义如式(19)所示的最小估计相对误差为

$$E_{\min} = \min_{k=0}^T (E(k)) \quad (19)$$

1.3 滤波与建模

在压力传感器的动态校准中,最终的步骤是

建立数学模型,用以全面描述被校传感器的动态性能^[1].在有测量噪声的情况下,该数学模型用差分方程可以表示为

$$\begin{aligned} A(q^{-1})[z(k) - e_y(k)] = \\ B(q^{-1})[u(k) - e_w(k)] \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $u(k)$ 为被校准压力传感器的输入观测量; $z(k)$ 为被校准压力传感器的输出观测量; $e_y(k)$ 为输入观测中的随机误差; $e_w(k)$ 为输出观测中的随机误差; q^{-1} 为移位运算符,且有 $A(q^{-1}) = 1 + a_1q^{-1} + a_2q^{-2} + \dots + a_nq^{-n}$ 和 $B(q^{-1}) = b_0 + b_1q^{-1} + b_2q^{-2} + \dots + b_nq^{-n}$.

设 $\varepsilon(k) = A(q^{-1})e_y(k) - B(q^{-1})e_w(k)$, 则式(20)可以改写为

$$A(q^{-1})z(k) = B(q^{-1})u(k) + \varepsilon(k) \quad (21)$$

在工程的数据处理中,如果输入观测量足够好的话,那么 $e_w(k)$ 项比较小以至可以忽略;在该情况下可以得到

$$A(q^{-1})\tilde{z}(k) = B(q^{-1})\tilde{u}(k) + e_y(k) \quad (22)$$

式中: $\tilde{z}(k) = z(k)/A(q^{-1})$; $\tilde{u}(k) = u(k)/A(q^{-1})$, 其中 $1/A(q^{-1})$ 为白化滤波器.

参数 a_i 和 $b_i (i = 1, 2, \dots, n, a_0 = 1)$ 可以通过最小二乘法 (Least Square Method, LSM) 求出,最小二乘法的限定条件为

$$J(\boldsymbol{\varsigma}(n)) = \sum_{k=n+1}^{n+N} \varepsilon^2(k) = \boldsymbol{e}_y^T \boldsymbol{e}_y \quad (23)$$

式中: $\boldsymbol{\varsigma}(n) = (b_n, a_n, \dots, b_2, a_2, b_1, a_1, b_0)^T$.

给定常量 V, N_0 为被校准压力传感器输出数据的总数,且有 $N = N_0 - V$ 与 $0 < n \leq V$.

在求出 a_i 和 $b_i (i = 1, 2, \dots, n, a_0 = 1)$ 之前, $\tilde{z}(k)$ 与 $\tilde{u}(k)$ 也是未知,因而式(22)未知. 本文使用迭代法来计算它们, $\varepsilon(k)$ 为收敛指标, L 为最大迭代次数,相应的步骤如下:

1) 基于 $u(k)$ 与 $z(k)$, 使用最小二乘法求出 a_i 和 $b_i (i = 1, 2, \dots, n, a_0 = 1)$ 的最小二乘估计值,并将它们作为迭代的初值.

2) 假设第 l 次迭代得到如下结果:

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{a}}^{(l)} = (\hat{a}_1^{(l)} \quad \hat{a}_2^{(l)} \quad \dots \quad \hat{a}_n^{(l)})^T \\ \hat{\boldsymbol{b}}^{(l)} = (\hat{b}_1^{(l)} \quad \hat{b}_2^{(l)} \quad \dots \quad \hat{b}_n^{(l)})^T \end{cases} \quad (24)$$

之后便可算得

$$\begin{aligned} \tilde{z}^{(l)}(k) &= z(k)/\hat{A}^{(l)}(q^{-1}) = \\ &= -\hat{a}_1^{(l)}\tilde{z}^{(l)}(k-1) - \dots \\ &= -\hat{a}_n^{(l)}\tilde{z}^{(l)}(k-n) + z(k) \\ \tilde{u}^{(l)}(k) &= u(k)/\hat{A}^{(l)}(q^{-1}) = \\ &= -\hat{a}_1^{(l)}\tilde{u}^{(l)}(k-1) - \dots - \end{aligned} \quad (25)$$

$$\hat{a}_n^{(l)}\tilde{u}^{(l)}(k-n) + u(k) \quad (26)$$

且当 $k < 0$ 时, $\tilde{z}^{(l)}(k) = \tilde{u}^{(l)}(k) = 0$.

3) 基于 $\{\tilde{z}^{(l)}(k), \tilde{u}^{(l)}(k), k = 0, 1, \dots, N_0\}$, 对式(27)作最小二乘估计,求得参数 $\hat{\boldsymbol{a}}^{(l+1)}$ 与 $\hat{\boldsymbol{b}}^{(l+1)}$.

$$A(q^{-1})\tilde{z}^{(l)}(k) = B(q^{-1})\tilde{u}^{(l)}(k) + e_y(k) \quad (27)$$

4) 设 $l = l + 1$, 返回步骤 2) 继续迭代计算,直至达到收敛要求或是达到最大迭代次数 L .

使用 1.3 节的处理步骤对最优估计序列、上界序列和下界序列分别进行处理,得到最优估计模型、上界模型和下界模型.

求解最优估计模型,得到被校准压力传感器的时域指标(如上升时间、峰值时间、调节时间和超调量等)和频域指标(如工作频率和谐振频率等).

2 实例分析

为验证本文所得估计方法的可靠性,选用恩德福克 200 系列压阻传感器在北京长城计量测试技术研究所进行了激波管条件下的校准实验,现场如图 2 所示.



图 2 校准实验

Fig. 2 Calibration test

实验平台包含激波管、被校准压力传感器、高压气源、控制系统和瞬态数据采集器. 瞬态数据采集器是控制系统的重要组成部分,它高速地从被校准传感器采集输出数据并将其传输至控制系统存储. 使用本文所提估计方法对存储在控制系统且包含被校准压力传感器激发模态信息的数据进行处理,得到被校准压力传感器的模型及关键的动态特征指标.

实验平台技术指标及关键实验参数见表 1, 所列项涉及到干扰显著性水平值的设置. 例如,当表 1 第 3 列中为“满足”时,对应该行的指标为最优,其不会对传感器的校准产生不可忽略的影响,因此在设置条件数列时,将该值定量化为“1”;若为“不满足”,则在设置条件数列定量化为“0”. 基

于上述分析,可得此次实验最优条件数列为 $S_0 = (1,1,1,0.04,1,1,1,21.8,0.24)$,本次实验条件数列为 $S_1 = (1,1,1,0.02,1,1,1,23,0.27)$;基于干扰显著性水平计算式(14),得到 $\alpha = 0.029$.

表 1 激波管实验平台与校准实验的技术参数
Table 1 Technical parameters of shock tube platform and calibration test

指标	最佳实验要求	取值
阶跃压力的上升时间	< 10 ns	满足
平台压力的持续时间	> 4 ms	满足
平台压力波形的不均匀性	优于 $\pm 2\%$	优于 $\pm 1\%$
阶跃压力的幅值不确定度	< 4%	< 2%
入射激波	1 MPa	满足
反射激波	1 MPa	满足
采样频率	大于 5 MHz	满足
环境温度	21.8℃	23℃
相对湿度	24%	27%

图 3 为激波管动态校准实验中记录的压力传感器输出波形.使用本文所提预处理操作对图 3 数据进行处理,得到最优估计值、上界和下界曲线,如图 4 所示.图 4 中的估计值是在原始信息基础上,对部分已知信息优化生成的结果;该结果突出了传感器的本征输出成分,描述了在阶跃压力激励下,被校准压力传感器所激发出的真实模态信息.图 4 中的上界和下界数据表征该校准数据的可靠程度,通过图中曲线直观判断,此次实验所

得上下界数据基本上实现了对被校准传感器输出模态信息的包络.

良好的上下界是合理评价最终模型的关键,当所得可靠性越高,表明所得上、下界能最大程度包络原始数据信息,同时估计值中的干扰信息控制到了最小.在此使用文中所提的可靠性指标来评价预处理操作所得数据的可靠性.为了直观地评价所得数据的可靠性,这里将本文方法所得结果与目前常用方法有 BM 法和 GM(1,1)法所得结果相比较.

表 2 为 3 种方法所得结果在 $E_{\max}$ 、 $E_{\min}$ 和可靠性 P_r 这 3 个指标方面的对比数据.

表 2 不同方法计算所得可靠性的对比
Table 2 Comparison of reliability calculated by different methods

方法	$E_{\max}/\%$	$E_{\min}/\%$	N_U	N_L	$P_r/\%$
本文方法	5.67	0.34	150	215	97.57
BM	12.56	4.41	835	730	89.56
GM(1,1)	11.30	5.73	1305	1565	80.86

从表 2 数据可以看出,在 15 000 个输出数据中,本文预处理方法所得结果超出上、下界的数据个数为 365 个,得出可靠性为 97.57%,这在 3 种方法中是最高的.另外,本文方法所得 $E_{\max} = 5.67\%$, $E_{\min} = 0.34\%$,这 2 个指标数据都明显小于另外 2 种常用方法所得对应结果.综上所述,本文处理方法所得上、下界数据能够包络原始数据信息.对图 4 中所得估计数据分别进行滤波、差分建模处理,得到如下差分模型:

$$y(k) - 1.6065y(k-1) + 0.8476y(k-2) = -7.099 \times 10^{-4}u(k) + 0.1828u(k-1) + 4.888 \times 10^{-2}u(k-2)$$

进一步处理得到描述被校准压力传感器动态性能的离散传递函数:

$$\hat{G}(z) = \frac{-0.0007099z^2 + 0.1828z + 0.048884}{z^2 - 1.6065z + 0.84767} \tag{28}$$

使用输出响应不变法对式(28)作进一步处理,最后得到表征被校准压力传感器的最优估计模型:

$$G(s) = \frac{-7.099 \times 10^{-3}s^2 + 1.4249 \times 10^3s + 1.025 \times 10^8}{s^2 + 3.3052 \times 10^3s + 1.0701 \times 10^8}$$

同样地,对上、下界数据进行上述操作,分别得到连续传递函数的上界模型

$$G(s) = \frac{-0.1s^2 + 102s + 1.037 \times 10^8}{s^2 + 2075.7s + 9.701 \times 10^7}$$

和下界模型

图 3 压力传感器在激波管校准条件下的特征响应信号

Fig.3 Characteristic response signal of pressure transducer calibrated by shock tube

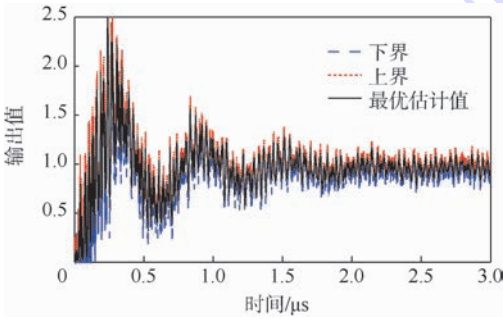


图 4 被校准传感器响应信号的生成信息

Fig.4 Generating information of characteristic response signal

$$G(s) = \frac{-1 \times 10^{-4} s^2 + 1.7050 \times 10^3 s + 9.4750 \times 10^7}{s^2 + 5.0515 \times 10^3 s + 1.2781 \times 10^8}$$

对得到的 3 个模型分别作波特图, 所得数据如图 5 所示.

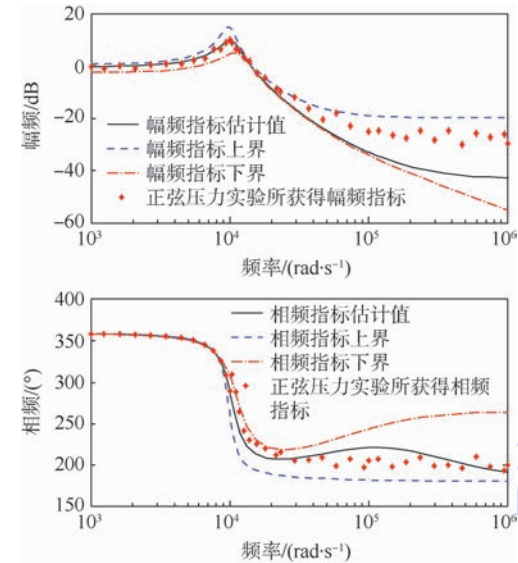


图 5 被校准传感器的幅频和相频特性
Fig. 5 Amplitude and phase-frequency characteristic of calibrated pressure transducer

表 3 正弦压力发生器和标准传感器的关键数据

关键技术指标	正弦压力发生器			标准压力传感器		
	校准压力范围/MPa	工作频率范围/kHz	波形畸变度/%	振幅灵敏度误差/%	相角误差/(°)	静态精度水平 ^[20]
参数	0 ~ 2	0.1 ~ 20	≤ 0.5	≤ 1	± 1.5	0.01 级

图 6 中所示的两条曲线分别为正选压力实验所得幅频数据与最优估计模型所得幅频特性曲线在对应离散频率点的幅值差值, 以及压力实验所得相频数据与最优估计模型所得相频特性曲线在对应离散频率点的相移差值. 从相移差值数据可以看出, 当频率值大约小于 9×10^3 rad/s 时, 最优估计模型所得相移特征数据与实验所得值的差异性远小于 0.5° ; 当频率逐渐增加, 差异性有逐渐

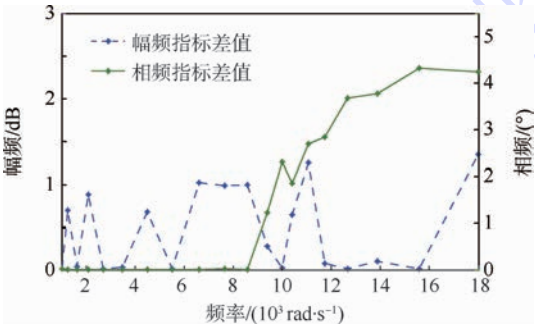


图 6 不同方法得到的幅频和相频指标的差值
Fig. 6 Difference between amplitude-frequency and phase-frequency using different methods

从图 5 中可以看出, 由最优估计模型得到的幅频曲线完全包络由上界模型与下界模型对应的幅频曲线中, 而且相频曲线也存在类似结果. 从图 5 中还可以看出, 当频率小于 10^4 rad/s 时, 3 条幅频曲线较为接近, 3 条相频曲线也较接近; 当频率逐渐增大, 曲线间的差异性逐渐增强. 以上分析说明, 在低频段的区间包络效果较好; 在高频段, 压力传感器的幅值误差和相移较大. 需要说明的是, 在实际工程中, 人们通常关注的正是如图 5 中所示的低频段特性.

为了验证所得最优估计模型的准确性, 使用正弦压力发生器对被校准压力传感器进行频域实验. 所用正弦压力发生器及比对校准的标准传感器的关键指标如表 3 所示. 图 5 中正弦压力实验所获得相频指标曲线所示信息为被校准压力传感器在离散频率点的频域特征. 对比正弦压力实验所得离散频率点的频域数据与最优估计模型所得幅频、相频曲线可以发现, 在低频段, 不同方法所得结果具有较好的一致性. 为更直观地对比所得数据之间的关系, 下面将对上述的一致性进行定量化分析.

增大的趋势, 但是在测试频率范围内该差值依然小于 5.5° , 该差值依然位于国家校准规程^[21]规定的可接受范围内.

另外, 从幅值差值数据可以看出, 随着频率增大, 该差值呈现波动性; 当频率小于 9×10^3 rad/s 时, 波动值大体小于 1 dB; 当频率继续增大, 波动值只呈现出微弱的增长, 但该值仍不超过 1.5 dB. 需要指出的是, 在验证频率范围内, 幅值精度依然处于国家校准规程允许范围^[21].

综上, 频域特性角度的验证结果表明所得到的最优估计模型是合理的.

求解经过频率特征验证的最优估计模型、上界模型和下界模型; 其中最优估计模型得出被校准压力传感器的时域与频域指标的估计值; 上界模型和下界模型相应值组成对应指标的估计区间 (见上界值和下界值), 上界值和下界值依据其大小, 构成估计区间的上限值和下限值. 表 4 中的名义值为厂商提供的恩德福克 200 系列压阻传感器动态性能指标近似数据, 从表 4 数据可以看出, 动

态性能指标的估计值均位于对应的估计区间内,另外名义值也位于该区间;本文方法所得估计区间表明在当前实验条件下,求出的被校准压力传感器动态性能指标位于该区间的概率为 97.3%;上升时间 T_r 、峰值时间 T_p 、超调量 σ 与调节时间 T_s 等关键指标的估计值与名义值的相对误差分别为

4%、4.15%、3.37% 和 8.17%,工作频率的相对误差为 9.15%,谐振频率的相对误差仅为 1.74%;表 4 数据表明本文方法所得结果与名义值具有较好的一致性.由表 4 数据可知,本文所提的估计方法能有效估计激波管校准条件下压力传感器输出的特征数据,并得出可靠的动态性能指标.

表 4 被校准压力传感器动态性能指标

Table 4 Dynamic performance indicators of calibrated pressure transducer

动态指标	$T_r/\mu s$	$T_p/\mu s$	$\sigma/\%$	$T_s/\mu s$	工作频率/($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)	谐振频率/($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)
估计值	0.174 8	0.291 3	61.199 0	2.214 4	4 501.5	10 070
上界值	0.183 4	0.326 1	78.169 9	3.852 4	1 606.6	9 739
下界值	0.159 8	0.266 3	50.008 0	1.473 7	7 405.4	10 735
名义值	0.167 8	0.303 4	59.134 0	2.395 4	4 913.4	10 245

最后需要指出的是,在实际应用中常将被校准压力传感器近似为低级系统;另外,在压力传感器进行动态测量时,人们通常依据其主要动态性能指标的大体值来判断其是否满足测量要求.因此,在进行压力传感器动态校准时,这种给出传感器的主要动态性能指标并附上表征该估计值可靠性的估计区间的处理方法是具有工程意义的.

3 结 论

本文提出一种挖掘数据信息的参数估计方法,用以解决压力传感器激波管校准条件下的动态参数估计问题.选取了恩德福克 200 系列压力传感器进行了校准实验,并采用本文所提方法对压力的传感器输出数据进行了处理,得出了表征压力传感器动态性能的最优估计模型及包含校准可靠性信息的上界模型及下界模型;进行了正弦压力实验从频率特性角度对所建立模型的可靠性进行了验证;基于最优估计模型得出了被校准压力传感器的时域和频域动态性能指标,基于上、下界模型得出了动态性能指标的估计区间.

1) 正弦压力实验的结果表明:在低频段,最优估计模型所得相频数据与正弦实验所得结果的绝对差值小于 0.5° ,对应幅频数据的绝对差值小于 1.3 dB;并且最优估计模型与正弦实验所得频率特性数据完全包络于由上、下界模型所得频率特性曲线内.

2) 最优估计模型所得的动态性能指标数据与传感器厂商所给数据相比,频域指标的相对误差均不大于 9.15%,时域指标均小于 8.17%;所有最优估计模型所得性能指标数据均位于估计区间内.

参考文献 (References)

[1] 黄俊钦. 测试系统动力学及其应用[M]. 北京:国防工业出版社,2013:5-6.

Huang J Q. Measurement system dynamics and its application [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 5-6 (in Chinese).

[2] Mozek M, Vrtacnik D, Resnik D, et al. Calibration system for smart pressure sensors[J]. Informacije Midem-Journal of Microelectronics Electronic Components and Materials, 2006, 36(3): 161-165.

[3] Wisniewski D. Second generation shock tube calibration system [J]. International Journal of Acoustics and Vibration, 2012, 17(3): 133-138.

[4] Persico G, Gaetani P, Guardone A. Dynamic calibration of fast-response probes in low-pressure shock tubes[J]. Measurement Science & Technology, 2005, 16(9): 1751-1759.

[5] Revel G M, Pandarese G, Cavuto A. The development of a shock-tube based characterization technique for air-coupled ultrasonic probes[J]. Ultrasonics, 2014, 54(6): 1545-1552.

[6] Kajikawa H, Kobata T. Reproducibility of calibration results by 0-A-0 pressurization procedures for hydraulic pressure transducers[J]. Measurement Science and Technology, 2014, 25(1): 015008.

[7] Sharifian S A, Buttsworth D R. Evaluation of glued-diaphragm fibre optic pressure sensors in a shock tube[J]. Shock Waves, 2007, 16(3): 189-197.

[8] Haboussa G, Ortiz R, Deletombe E, et al. A measurement study of a pressure transducer subjected to water drop impact[J]. International Journal of Crashworthiness, 2008, 13(1): 49-66.

[9] Medici E F, Allen J S, Waite G P. Modeling shock waves generated by explosive volcanic eruptions[J]. Geophysical Research Letters, 2014, 41(2): 414-421.

[10] 王中宇, 刘智敏, 夏新涛. 测量误差与不确定度评估[M]. 北京: 科学出版社, 2008: 11-12.

Wang Z Y, Liu Z M, Xia X T, et al. Measurement error and uncertainty evaluation [M]. Beijing: Science Press, 2008: 11-12 (in Chinese).

[11] Yatracos Y. Assessing the quality of bootstrap samples and of the bootstrap estimates obtained with finite resampling[J]. Statistics & Probability Letters, 2002, 59(3): 281-292.

[12] Davidson R, Mackinnon J G. Bootstrap confidence sets with weak instruments[J]. Econometric Reviews, 2014, 33(5-6): 651-675.

- [13] Yin M S. Fifteen years of grey system theory research: A historical review and bibliometric analysis[J]. *Expert Systems with Applications*, 2013, 40(7): 2767-2775.
- [14] Wang Z Y, Meng H, Fu J H. Novel method for evaluating surface roughness by grey dynamic filtering[J]. *Measurement*, 2010, 43(1): 78-82.
- [15] Ge L Y, Wei Z, Huang S L. Novel error prediction method of dynamic measurement lacking information[J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 2012, 40(1): 37-42.
- [16] Ge L Y, Wang Z Y. Novel uncertainty-evaluation method of virtual instrument small sample size[J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 2008, 36(3): 273-279.
- [17] Preston S P, Wood A T A. Two-sample bootstrap hypothesis tests for three-dimensional labeled landmark data[J]. *Scandinavian Journal of Statistics*, 2010, 37(4): 568-587.
- [18] Tien T L. A research on the prediction of machining accuracy by the deterministic grey dynamic model DGDM(1,1,1)[J]. *Applied Mathematics and Computation*, 2005, 161(3): 923-945.
- [19] Kajikawa H, Kobata T. Effects of pressurization procedures on calibration results for precise pressure transducers[J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, 21(6): 065104.
- [20] JJG860—94 压力传感器检定规程(静态)[S]. 北京: 国家质量技术监督局, 1994: 1-3.
JJG860—94 Verification regulation of pressure transducer(static)[S]. Beijing: China State Bureau of Technical Supervision, 1994: 1-3 (in Chinese).
- [21] JJG 624—2005 压力传感器动态检定规程[S]. 北京: 国家质量技术监督局, 2005: 1-4.
JJG 624—2005 Verification regulation of dynamic pressure transducers[S]. Beijing: China State Bureau of Technical Supervision, 2005: 1-4 (in Chinese).

Dynamic parameter estimation of pressure transducer in shock tube calibration test

LI Qiang¹, WANG Zhongyu^{*1}, WANG Zhuoran¹, YAN Hu²

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

2. Beijing Changcheng Institute of Metrology and Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: Shock tube is the key device in the pressure transducer dynamic calibration. But as the output of pressure transducer often contains strong interference, which makes it difficult to directly use the output to build the dynamic model of calibrated pressure transducer, in addition, the accuracy of the model is hard to be characterized. A parameter estimation method was proposed which could be applied to pressure transducer in shock tube calibration test. Firstly, the operation of information generation was employed to process the output of calibrated pressure transducer under the pressure of step excitation, and then estimated sequences, upper boundary and lower boundary were obtained. Secondly, the processing methods about filtering and modeling were used to deal with the estimated sequences, upper and lower boundary, and then we could obtain the best estimated value model, the upper boundary model and the lower boundary model. Finally, by solving the obtained models, the indicators obtained by the best estimated model was the best characteristic indicator of the calibrated transducer, the indicators obtained by upper and lower boundary model could compose confidence interval of best indicators, it could show the reliability of the best indicators. A calibration test of shock tube is conducted with the piezoresistive pressure transducer of Endevco 200 series type. The relative errors of dynamic indices of time-domain are no more than 8.17%; the relative errors of dynamic indices of frequency-domain are no more than 9.15%. All the obtained indicators fall in the estimated interval with 100% probability of reliability.

Key words: parameter estimation; dynamic calibration; shock tube; pressure transducer; frequency-domain indices

面向空中威胁的无人机动态碰撞区建模与分析



刘畅¹, 王宏伦^{*1,2}, 姚鹏¹, 雷玉鹏¹

(1. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191)

摘 要: 针对现有方法一般是基于时间或距离的定值来确定碰撞区域的问题, 提出了一种基于入侵机和无人机(UAV)运动信息的无人机动态碰撞区建模方法. 首先, 根据无人机与入侵机的运动状态、两机之间的最小安全距离等信息, 通过几何方法得出无人机不采取任何规避机动时两机将发生碰撞区域的解析表达式, 即无机动碰撞区数学模型; 其次, 考虑无人机的机动能力约束, 计算了无人机采取最大过载转弯机动(左转或右转)时两机恰好避免碰撞发生的边界, 即最大机动碰撞区数学模型; 在此基础上, 提出了不可规避区的概念; 进而定义了安全飞行包络, 它是无人机能够规避入侵机威胁的分界线; 最后通过理论和仿真结合分析了影响各区域的主要因素. 仿真与分析结果表明所建碰撞区不仅可以帮助无人机选择规避机动方式, 而且能够帮助无人机判定常规避撞机动是否失败, 并使无人机及时采取最大过载转弯机动, 对无人机安全避撞决策具有实际参考价值.

关 键 词: 动态碰撞区; 不可规避区; 安全飞行包络; 感知与规避; 无人机(UAV)

中图分类号: V328.3; TP273

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1231-08

避撞能力是决定无人机能否与其他飞行器共享空域, 以及能否在动态不确定环境中执行任务的重要因素^[1]. 由于机上无人, 无人机必须通过自主决策避免碰撞的发生, 但是过早或过晚进行避撞机动, 将会导致不必要的机动飞行或无法避开威胁目标. 因此, 对于无人机安全避撞问题, 定义合理的避撞区域或者避撞机动时刻是非常重要的.

民航领域目前广泛使用的空中交通预警与防撞系统^[2] (Traffic alert and Collision Avoidance System, TCAS) 和广播式自动相关监视系统^[3] (Automatic Dependent Surveillance Broadcast, ADS-B) 都是采用相关飞行间隔规定定义避撞区, 并根据实时监测的飞机之间相对位置, 向飞行员提供告警信息, 最终通过飞行员操纵飞机避免冲

突. 这类防撞系统虽然无法直接用于无人机的避撞决策, 但为无人机避撞系统的设计提供了良好的研究基础. Eric 等^[4] 通过仿真和飞行测试, 分析了利用感知与避撞系统和 TCAS 系统, 实现空中无人飞行器自主避撞的可行性. Carbone^[5] 和 Luongo^[6] 等针对非合作飞行器的避撞问题, 分别提出了基于圆球、圆柱碰撞区的三维几何避撞算法. 该算法能直接求得所有控制量的改变量, 并适用于实时系统. Finley^[7] 提出了基于不同的碰撞逃避时间划分避撞区域的方法, 并在不同避撞区域内采取相应的避撞机动, 从而实现无人机自主避撞. Timothy^[8] 提出了综合考虑飞机位置信息的准确性和跟踪预定航迹的能力等不确定性因素, 选取大小不同的距离阈值划分避撞区域的方法.

收稿日期: 2014-08-07; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2014-12-17 09:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.0940.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61175084); 创新研究团队基金(IRT13004)

作者简介: 刘畅(1984—), 女, 吉林长春人, 博士研究生, changbuaa@163.com

* 通讯作者: 王宏伦(1970—), 男, 教授, 陕西蓝田人, hl_wang_2002@126.com, 主要研究方向为无人机自主控制、管理与智能决策技术等.

引用格式: 刘畅, 王宏伦, 姚鹏, 等. 面向空中威胁的无人机动态碰撞区建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1231-1238. Liu C, Wang H L, Yao P, et al. Modeling and analysis of dynamic collision region for UAV avoiding aerial intruders [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1231-1238 (in Chinese).

Amirreza 等^[9]针对多无人机飞行冲突问题提出了基于导航函数的避撞算法,并设计了固定大小的碰撞区、保护区和警戒区.总之,目前主要采用的避撞区是基于固定时间或距离,定义形为圆柱^[10-11]、球^[12-13]的三维避撞区,或者圆^[14]、椭圆^[7]的二维避撞区.

然而,上述基于固定的时间阈值或安全距离阈值划分避撞区域的方法存在明显的不足.由于未充分考虑无人机和入侵机的相对位置、相对速度、侵入角度等参数的影响,为保证飞行安全,避撞区域定义时往往过于保守.这不仅会导致不必要的避撞机动,而且会造成一定程度的空域浪费,给日益紧缺的空域带来更大压力.

本文针对上述问题,提出了面向空中威胁的无人机动态碰撞区建模方法.首先,基于无人机和入侵机的位置、速度、入侵角,以及无人机的机动约束、最小安全距离等信息,研究了无人机不采取规避机动和采取最大侧向过载规避机动两种情况下,无人机和入侵机会发生碰撞的区域范围,并分别给出了两个碰撞区的解析表达式.在此基础上,提出了一定遭遇条件下的不可规避区(non-escape region)和安全飞行包络的概念.最后,仿真分析了各区域之间的关系,以及主要影响因素.

1 无人机避撞过程和问题的描述

无人机的避撞过程可分为 3 个阶段:碰撞检测、避撞决策和避撞机动.其中,碰撞检测是避撞的前提,避撞决策是避撞的关键.无人机飞行过程中,通过自身携带的传感器或者来自机外其他可信系统(如指挥中心、友机、ADS-B、C⁴ISR 等)获得飞行区域一定范围内的飞行目标运动信息^[15],并实时进行碰撞检测.当检测到碰撞的可能时,进行避撞决策并给出规避机动方式和机动时刻.一般而言,当离威胁目标较远有充足的规避时间时,可采取常规的避撞机动方法(如重规划航路),其避撞反应时间较长;而当距离威胁目标较近时则需要以无人机的最大机动能力对威胁进行紧急规避;当和威胁目标接近到一定程度时,无论无人机如何机动都无法避免碰撞的发生.常规的避撞机动对于无人机完成飞行任务的影响较小,而紧急规避机动可能导致无人机偏离预定航路很远的情况发生,是一种不得已的安全措施.避撞决策就是要决定规避机动方式和机动时刻,以尽可能少地影响预定的飞行计划.

根据上述避撞过程的描述,本文通过设计无人机碰撞区来进行碰撞检测,用最大机动碰撞区、

不可规避区判断是否该进行紧急规避以及如何进行紧急机动,并通过安全飞行包络为无人机提供全方位的安全性分析.

1.1 碰撞区的描述

设 t_0 时刻起无人机、入侵机分别以速度 V_a 和 V_m 做匀速直线运动,则无机动碰撞区指 t_0 时刻以后两机必将发生碰撞的入侵机 t_0 时刻所有可能位置点的集合.

设 t_0 时刻起无人机以速度 V_a 按最大可用过载做匀速圆周运动,入侵机以速度 V_m 做匀速直线运动,则最大机动碰撞区指 t_0 时刻以后两机必将发生碰撞的入侵机 t_0 时刻所有可能位置点的集合.

此外,本文将无人机位置点为中心,最小安全距离为半径的圆球叫做禁入区,一旦入侵机进入禁入区,即视为碰撞发生.

1.2 坐标系和投影面

假设无人机和入侵机在空中匀速飞行,如图 1 所示,点 P_a 处为无人机,点 P_m 处为入侵机, D_L 为两机的最小安全距离;以 P_a 为球心, D_L 为半径的红色圆球为无人机的禁入区.设无人机速度为 V'_a ,入侵机速度为 V'_m ,将两机的速度矢量在惯性坐标系的三坐标平面内投影,并根据速度矢量的投影值,分别在 3 个平面上求解各碰撞区的模型.考虑到三坐标平面内碰撞区建模的相似性,本文以 xy 平面的建模为例来详细阐述建模过程.

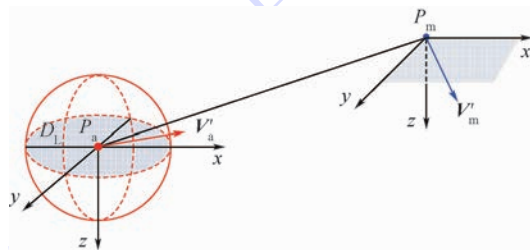


图 1 无人机与入侵机的碰撞几何关系图
Fig. 1 Collision geometric relation diagram between UAV and intruder

2 无机动碰撞区建模

根据无机动碰撞区的描述建立其数学模型.如图 2 所示,设入侵机速度大小为 V_m ,航向角为 φ_m ,无人机速度大小为 V_a ,航向角为 φ_a (不失一般性,可令 $\varphi_a = 0$,建立坐标系),两机之间的最小安全距离为 D_L .将无人机当作参照物,则入侵机以相对速度 V_r 作匀速直线运动.无机动碰撞区的临界情况是:当入侵机到达离无人机最近点时,两机之间的距离 $D(t)$ 恰好等于最小安全距离 D_L ,即两机刚好发生碰撞.因此,无机动碰撞区是与相对

速度 V_r 平行,且与无人机的碰撞区相切的两条红色边界线所形成的区域。

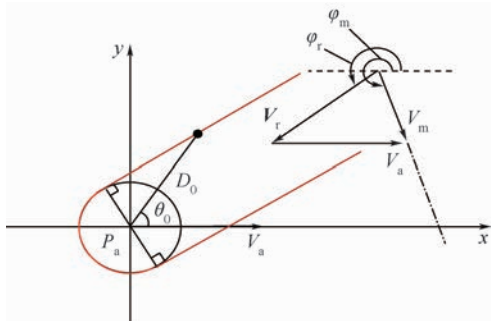


图 2 无机动碰撞区示意图

Fig. 2 Schematic of no-maneuver collision region

取无机动碰撞区边界线上任意一点,设该点处入侵机相对无人机的初始方位角为 θ_0 ,初始距离为 D_0 ,则 t 时刻无人机与入侵机之间的距离为

$$\begin{cases} \Delta x = V_a t - D_0 \cos \theta_0 - V_m t \cos \varphi_m \\ \Delta y = -D_0 \sin \theta_0 - V_m t \sin \varphi_m \\ D(t) = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2} \end{cases} \quad (1)$$

对 $D^2(t)$ 求导数,得

$$(D^2(t))' = -2HD_0 + 2V_r^2 t \quad (2)$$

式中:

$$H = V_a \cos \theta_0 - V_m \cos(\varphi_m - \theta_0)$$

$$V_r = \sqrt{V_a^2 + V_m^2 - 2V_a V_m \cos \varphi_m}$$

1) 当 $H \geq 0$ 时

令 $(D^2(t))' = 0$,得

$$t = \frac{H}{V_r^2} \cdot D_0 \quad (3)$$

此时入侵机到达两机最近点。根据无机动碰撞区的临界条件,可知:

$$D(t) \Big|_{t=\frac{H}{V_r^2} \cdot D_0} = D_L \quad (4)$$

所以

$$D_0 = \frac{V_r}{\sqrt{V_r^2 - H^2}} \cdot D_L \quad (5)$$

2) 当 $H < 0$ 时

$(D^2(t))'$ 恒大于零,表明 t_0 时刻无人机与入侵机距离最近;之后,两机之间的距离逐渐增大,即两机互相远离,不会发生碰撞。因此,可规定此时无机动碰撞区的边界值 $D_0 = D_L$,这种情况对应于图 2 中的红色半圆弧。

综上,当初始方位角 θ_0 依次在 $0 \sim 2\pi$ 范围内取值时,可求得无机动碰撞区的所有边界值。因此,无机动碰撞区的解析式为

$$\begin{cases} D_0(\theta) = \frac{V_r}{\sqrt{V_r^2 - H^2}} \cdot D_L & H \geq 0 \\ D_0(\theta) = D_L & H < 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中:

$$V_r = \sqrt{V_a^2 + V_m^2 - 2V_a V_m \cos \varphi_m}$$

$$H = V_a \cos \theta - V_m \cos(\varphi_m - \theta) \quad \theta \in (0, 2\pi)$$

3 最大机动碰撞区建模

根据最大机动碰撞区的描述建立其数学模型。最大机动碰撞区的建模思想是:开始时,无人机和入侵机都做匀速直线飞行,当入侵机到达某一位置时,无人机立刻以最大侧向过载向左或向右转弯机动,如果此时恰好可以避免碰撞的发生,则开始转弯机动时入侵机的位置就是最大机动碰撞区的边界点。

以无人机开始进行最大侧向过载转弯机动的位置点为坐标原点、速度方向为 x 轴正方向,建立直角坐标系。图 3 为初始方位角为 θ_0 时无人机与入侵机的运动情形示意图。 R 为无人机以最大侧向过载 $n_{y_{\max}}$ 飞行的转弯半径, D_0 为转弯机动开始时刻,两机之间的初始距离, $\Delta\varphi$ 为转弯机动开始 t 时间时,无人机速度方向转过的角度,其他符号的意义与图 2 相同。

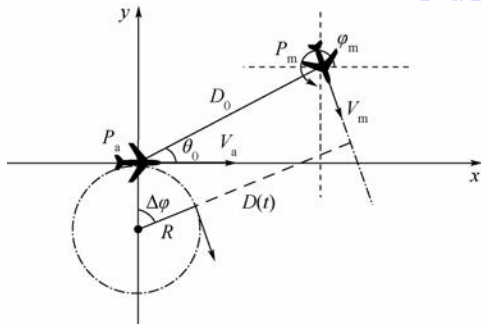


图 3 最大机动避撞的运动情形

Fig. 3 Flight scenario with maximum maneuverability

最大机动碰撞区的临界情况是:两机距离为 D_0 时无人机开始最大侧向过载转弯机动,当两机到达最近点时两机距离 $D(t)$ 恰好等于最小安全距离 D_L 。此时,初始距离 D_0 即为最大机动碰撞区的边界值。

忽略飞行中可能的小侧滑角,则根据 xy 平面内无人机的侧向动力学方程,可知无人机航向角速度为

$$\omega = \frac{d\varphi_a}{dt} = \frac{g}{V_a} n_y \quad (7)$$

式中: g 为重力加速度; n_y 为无人机侧向过载,其他符号的意义与前文相同。

相应地,无人机的转弯半径为

$$R = \frac{V_a}{\omega} = \frac{V_a^2}{g n_y} \quad (8)$$

t 时刻,无人机与入侵机之间的距离:

$$\begin{cases} \Delta x = R \sin(\omega t) - D_0 \cos \theta_0 - V_m t \cos \varphi_m \\ \Delta y = -R + R \cos(\omega t) - D_0 \sin \theta_0 - V_m t \sin \varphi_m \\ D(t) = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2} \end{cases} \quad (9)$$

两机到达最接近点时,距离 $D(t)$ 恰好等于最小安全距离 D_L ,因此可以建立二元方程组:

$$\begin{cases} D'(t) = 0 \\ D(t) = D_L \end{cases} \quad (10)$$

取 $n_y = n_{y_{\max}}$,将式(7)~式(9)代入式(10),整理可得

$$\begin{cases} D_0 \left[V_m \cos(\varphi_m - \theta_0) - V_a \cos\left(\frac{gtn_{y_{\max}}}{V_a} + \theta_0\right) \right] + \\ V_m^2 t - V_a V_m t \cos\left(\varphi_m + \frac{gtn_{y_{\max}}}{V_a}\right) + \\ \frac{V_a^3}{gn_{y_{\max}}} \sin\left(\frac{gtn_{y_{\max}}}{V_a}\right) - \\ \frac{V_a^2 V_m}{gn_{y_{\max}}} \sin\left(\varphi_m + \frac{gtn_{y_{\max}}}{V_a}\right) + \frac{V_a^2 V_m}{gn_{y_{\max}}} \sin \varphi_m = 0 \\ (\Delta x)^2 + (\Delta y)^2 - D_L^2 = 0 \end{cases} \quad (11)$$

方程(11)中, D_0 和 t 为未知量,其他变量均为已知量.因此,通过求解该方程组,可以求得初始方位角为 θ_0 时最大机动碰撞区的边界值 D_0 .然后,其他条件不变,仅使初始方位角 θ_0 依次在 $0 \sim 2\pi$ 范围内取值,根据方程(11)即可求得无人机和入侵机在该运动状态下,无人机向右转弯的最大机动碰撞区的所有边界值.

同理,取 $n_y = -n_{y_{\max}}$,可求得当无人机向左转弯机动时,最大机动碰撞区的数学模型,此处不再赘述.

由于最大机动碰撞区模型方程为非线性方程组,因此本文采用数值方法中的二分法^[16]进行求解,最终得到未知量 t 、 D_0 的数值解.同时,由于 D_0 是两机之间的相对距离,因此 $D_0 > 0$.当两机不会发生碰撞时,根据方程组求得的 $D_0 < 0$,不符合 D_0 本身的物理意义,令此时最大机动碰撞区的边界值 $D_0 = D_L$.

4 不可规避区和安全飞行包络

设 t_0 时刻起入侵机以速度 V_m 做匀速直线运动,则不可规避区指无论无人机机动与否, t_0 时刻以后两机必将发生冲突的入侵机 t_0 时刻可能位置的集合.

根据不可规避区的描述可知,不可规避区是

无机动碰撞区与所有可能的向左、向右转弯机动对应机动碰撞区的交集.为简化起见,在实际求取不可规避区的边界时,可用最大侧向过载对应的向左、向右最大机动碰撞区和无机动碰撞区的交集来表示.当入侵机进入无机动碰撞区后,判断其是否同时位于两个方向上的最大机动碰撞区内,即可得知入侵机是否进入不可规避区,因此,建立不可规避区并未增加无人机的在线计算量.

上述不可规避区分别是对应某一入侵机航向角得到的.若令入侵机的航向角 φ_m 依次在 $0 \sim 2\pi$ 范围内取值,则可求得对应不同入侵机航向的不可规避区.取这些不可规避区的并集,得到分布在无人机周围的对应于不同入侵航向角的不可规避区,本文将其外包络定义为安全飞行包络.

安全飞行包络表示了在一定条件下无人机能够规避入侵机威胁的分界线,入侵机处于该包络之外时,无人机可通过某种机动规避碰撞的发生,当入侵机沿相对于无人机汇聚方向进入包络之内时,无人机无论如何机动也无法避免与入侵机的碰撞.安全飞行包络是飞行安全的最后决断线,可为无人机规避方法选择、规避时刻/规避位置的确定等避撞决策提供理论支撑,也可用在有人驾驶飞机上,辅助飞行员处理紧急避撞情形.

上述各区域建模中对于入侵机匀速直线飞行的设定是比较苛刻的.对于比较常见的入侵机按预定航线(该航线不一定是直线)飞行,且机动性不大的情况,无人机可以根据周期性测量的入侵机速度等信息,并假设在一个周期内入侵机的速度大小和方向不变,来计算和更新各碰撞区,并据此调整避撞决策,以实现对此种非匀速直线飞行入侵机的安全避撞.

5 仿真分析与讨论

设基本仿真条件为:最小安全距离 $D_L = 50 \text{ m}$,无人机飞行速度 $V_a = 60 \text{ m/s}$,入侵机飞行速度 $V_m = 120 \text{ m/s}$,无人机航向角 $\varphi_a(0) = 0$,无人机最大侧向过载 $n_{y_{\max}} = 0.8$,入侵机航向角 $\varphi_m = 240^\circ$.在基本仿真条件下,对所建区域进行仿真分析.

5.1 碰撞区仿真分析

在基本仿真条件下,根据式(6)计算无机动碰撞区的范围.由图4可知无机动碰撞区边界与相对速度平行.

根据最大机动碰撞区的数学模型可求得基本仿真条件下,向右和向左最大机动碰撞区的边界,如图5所示.

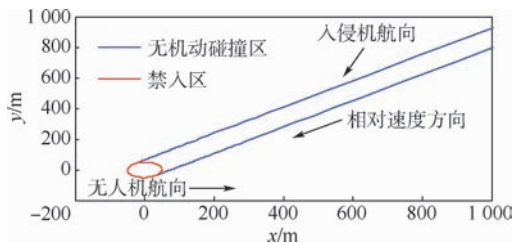


图 4 无机动碰撞区与相对速度的关系

Fig. 4 Relation between no-maneuver collision region and relative velocity

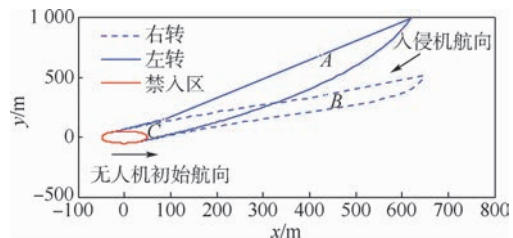


图 5 向左和向右最大机动碰撞区

Fig. 5 Maximum maneuverability collision region (left-and right-turning)

A 区和 B 区分别为向左、向右最大机动碰撞区. 当入侵机在 A、B 区域的边界外时, 无人机采取向右和向左最大侧向过载转弯机动均可避免碰撞的发生; 当入侵机已进入 A 或 B 某一最大机动碰撞区时, 无人机采取该方向的最大侧向过载转弯机动无法避免碰撞的发生. 当入侵机进入 A、B 区的交集 C 区时, 无论无人机采取向右或向左最大侧向过载转弯机动都无法避免碰撞发生.

为进一步说明无机动碰撞区、最大机动碰撞区和不可规避区的关系, 在基本仿真条件下, 当入侵机航向角分别为 40° 、 90° 、 180° 、 280° 、 320° 时, 各区域的范围如图 6 所示.

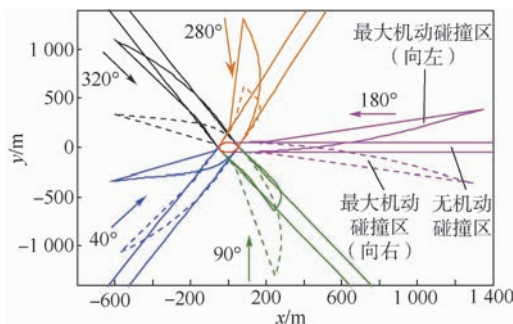


图 6 不同入侵情况下不可规避区的示意图

Fig. 6 Schematic of non-escape region under different intruder's headings

由图 6 可知, 当入侵机以航向角 40° 和 90° 入侵时, 向右最大机动碰撞区的范围大于向左最大机动碰撞区; 当入侵机以航向角 280° 和 320° 入侵时则结果相反; 当入侵机的航向角为 180° 时, 向左和向右最大机动碰撞区的大小相近. 同时, 无机

动碰撞区的分布受相对速度的方向影响, 由于图中无人机的初始航向均为 0° , 因而无机动碰撞区的分布随入侵机航向的变化而偏转.

图 6 中向左、向右最大机动碰撞区和无机动碰撞区的相交区域为不可规避区, 当入侵机以航向角 40° 和 320° 入侵时, 相对速度较小, 不可规避区的最远点离原点较近; 当入侵机以航向角 90° 和 280° 入侵时, 相对速度较大, 不可规避区的最远点离原点较远; 当入侵机的航向角为 180° 时, 相对速度最大, 因此不可规避区的最远点离原点最远.

在图 6 的仿真条件下, 安全飞行包络如图 7 所示. 由图 7 可知, 由于无人机的初始航向为 0° , 因此在相对速度较大的区域安全飞行包络的距离较大, 即右侧包络距离大于左侧包络距离, 其结果与不可规避区的仿真结果一致.

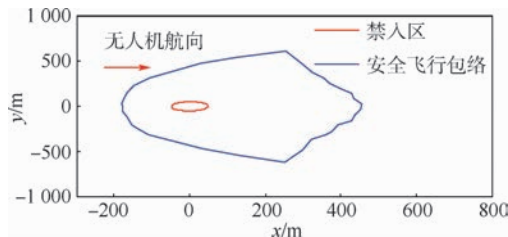
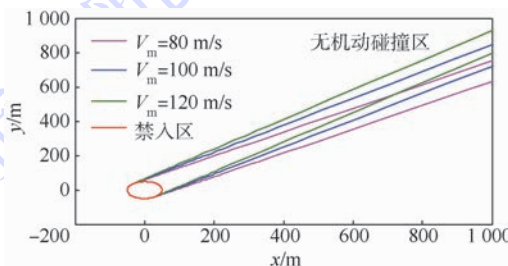


图 7 安全飞行包络示意图

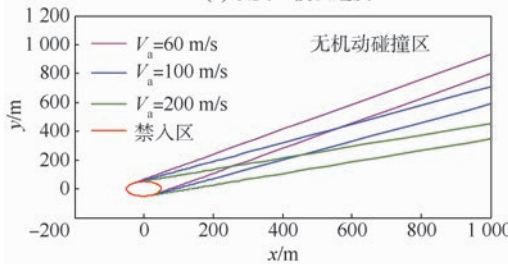
Fig. 7 Schematic of safe flight envelope

5.2 碰撞区影响因素分析

对无机动碰撞区来说, 其分布范围随相对速度的改变而改变. 在基本仿真条件下, 改变入侵机速度、无人机速度 (如图 8 所示) 或改变入侵机的航向角 (如图 6 所示), 相对速度都会发生变化, 因此无机动碰撞区的范围也都随着相对速度发生偏移.



(a) 改变入侵机速度



(b) 改变无人机速度

图 8 速度对无机动碰撞区的影响

Fig. 8 Influence of velocity on no-maneuver collision region

对最大机动碰撞区和安全飞行包络来说,增大入侵机速度、增大安全距离,都将使其范围增大(如图 9、图 10 所示);相反,则会使其范围减小.同样,改变无人机的速度大小和侧向过载也将影响各碰撞区的分布(类似于图 9),如表 1 所示.

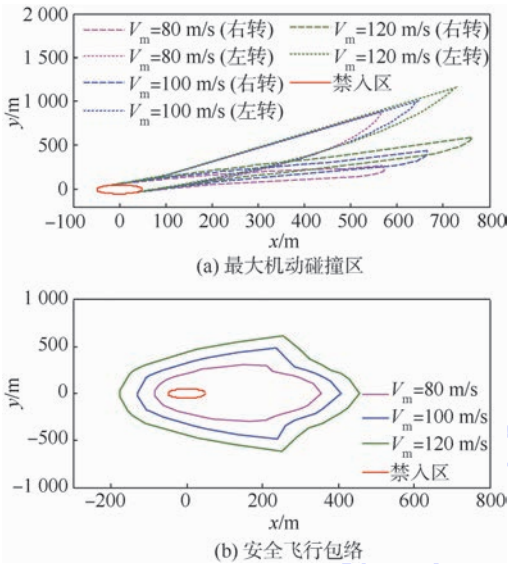


图 9 入侵机速度对各区域的影响
Fig. 9 Influence of intruder's velocity on proposed regions

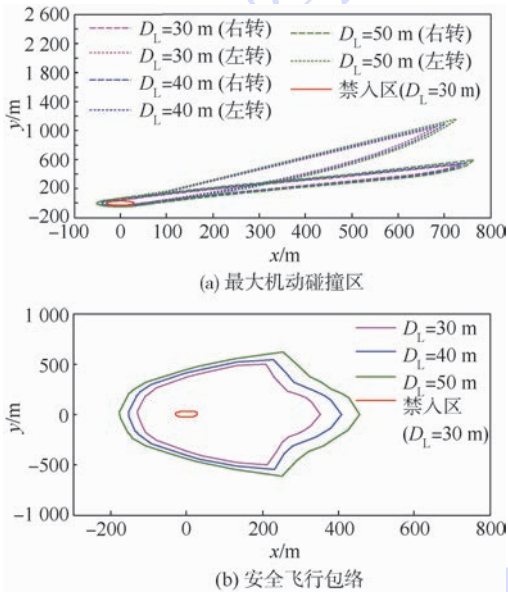


图 10 安全距离对各区域的影响
Fig. 10 Influence of safety distance on proposed regions

表 1 无人机运动对各区域的影响 Table 1 Influence of UAV's motion on proposed regions			
影响因素	无机动碰撞区	最大机动碰撞区	安全飞行包络
无人机速度增大 (60,100,200 m/s)	偏转	增大	增大
侧向过载增大 (0.8,1.0,1.2)	无影响	减小	减小

综上可知,相对速度、无人机机动能力和安全距离是所建碰撞区的主要影响因素,其中,无人机的速度是无人机避撞过程中的可控量,因此在设计避撞策略时应考虑对无人机速度的控制.

5.3 基于所建碰撞区的无人机避撞策略

由于过早、过晚或者采取不适当的机动方式进行避撞机动,将会导致不必要的机动飞行或无法避开威胁目标.因此,利用所建碰撞区辅助无人机选择避撞机动方式,以及引入时间阈值来决策避撞时机是非常重要的.

根据无人机的机动能力、感知设备的测量误差,以及两机最小安全距离等因素,设定无人机的警戒时间、逃逸时间和最小逃逸时间(如参考文献[7]分别取 25、1.5 和 1 s),用于无人机选择避撞机动方式和机动时机.同时,根据各碰撞区影响因素的仿真分析结果,将无人机速度作为避撞过程中的一个控制量,提出基于所建碰撞区的无人机避撞策略如图 11 所示.

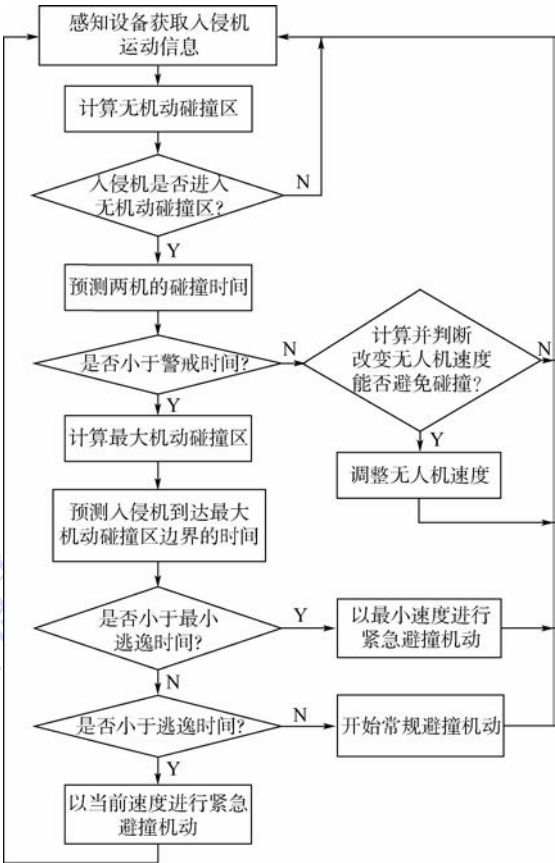


图 11 基于所建碰撞区的无人机避撞策略
Fig. 11 UAV collision avoidance strategy by proposed collision regions

以上避撞策略在综合考虑了避撞时间、机动方式、速度控制等因素的基础上,应用所建碰撞区进行决策判断,可在保证避撞成功的前提下,尽可能少地改变无人机的预定飞行路线.

6 结 论

本文针对空中任意角度入侵的突发威胁,研究了无人机动态碰撞区的设计方法。

1) 建立了无机动碰撞区和最大机动碰撞区,并分别给出了两区域的解析表达式。所提出的无机动碰撞区和最大机动碰撞区,可用于进行常规机动和紧急机动的决策,判断是否需要采取最大过载转弯机动,以及选择转弯机动方向。

2) 根据无机动碰撞区和向左、向右最大机动碰撞区的相交区域,提出了不可规避区和安全飞行包络的概念。不可规避区和安全飞行包络是飞行安全的最后决断线,可为无人机避撞决策提供理论支撑,也可辅助有人机飞行员处理紧急避撞情形。

3) 通过理论分析和仿真计算结合的方法分析了各因素对所建区域的影响,验证了建模的正确性;并根据仿真分析结果,提出了基于所建碰撞区的无人机避撞策略。

在后续工作中,将对垂直平面和任意投影面上的碰撞区模型进行研究,进一步推广所提碰撞区的适应性,使其更加符合无人机实际的避撞和决策。

参考文献 (References)

- [1] 蔡志浩,杨丽曼,王英勋,等. 无人机全空域飞行影响因素分析[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(2):175-179.
Cai Z H, Yang L M, Wang Y X, et al. Analysis for whole airspace flight key factors of unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 175-179 (in Chinese).
- [2] Thomas W, Ned A S. Development and operation of the traffic alert and collision avoidance system(TCAS)[J]. Proceedings of the IEEE, 1989, 77(11):1735-1744.
- [3] Fairuz I R, Joshua D K, Li L, et al. Impact of automatic dependent surveillance-broadcast(ADS-B) on traffic alert and collision avoidance system(TCAS) performance, AIAA-2008-6971[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [4] Eric P, Alex F, Chen W Z, et al. Sense and avoid(SAA) & traffic alert and collision avoidance system(TCAS) integration for unmanned aerial systems(UAS) AIAA-2007-3004[R]. Reston: AIAA, 2007.

- [5] Carbone C, Ciniglio U, Corrado F, et al. A novel 3D geometric algorithm for aircraft autonomous collision avoidance[C] // Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1580-1585.
- [6] Luongo S, Corrado F, Ciniglio U, et al. A novel 3D analytical algorithm for autonomous collision avoidance considering cylindrical safety bubble[C] // Aerospace Conference 2010 IEEE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1115.
- [7] Finley B. Autonomous collision avoidance the technical requirements[C] // National Aerospace and Electronics Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000: 808-813.
- [8] Timothy W R. Algorithms for airborne conflict detection, prevention, and resolution[C] // Digital Avionics Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 3. B. 1-1-17.
- [9] Amirreza R, Kunihiko K, Takashi T, et al. Multiple UAV deconfliction via navigation functions, AIAA-2008-6626[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [10] James P C, Mykel J K. Analysis of open-loop and closed-loop planning for aircraft collision avoidance[C] // 14th International IEEE Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 212-217.
- [11] 曹红强,费向东,刘宇,等. 基于柱体空间的短期冲突告警算法[J]. 四川大学学报:自然科学版,2009,46(1):65-68.
Cao H Q, Fei X D, Liu Y, et al. Short-term conflict alert algorithm based on cylindrical space[J]. Journal of Sichuan University: Natural Science, 2009, 46(1): 65-68 (in Chinese).
- [12] Manolis A C, Sifis G K. Automatic commercial aircraft-collision avoidance in free flight: The three-dimensional problem[C] // IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 242-249.
- [13] Giancarmine F, Demenico A, Antonio M, et al. Multi-sensor-based fully autonomous non-cooperative collision avoidance system for unmanned air vehicles[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2008, 5(10): 338-360.
- [14] Karl D B. A geometric optimization approach to aircraft conflict resolution, AIAA-2000-4265[R]. Reston: AIAA, 2000.
- [15] 张军. 空域监视技术的新进展及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 1-14.
Zhang J. New development and application of airspace surveillance technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 1-14 (in Chinese).
- [16] 颜庆津. 数值分析[M]. 3版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 67-68.
Yan Q J. Numerical analysis[M]. 3rd ed. Beijing: Beihang University Press, 2006: 67-68 (in Chinese).

Modeling and analysis of dynamic collision region for UAV avoiding aerial intruders

LIU Chang¹, WANG Honglun^{*1,2}, YAO Peng¹, LEI Yupeng¹

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In view of the existing methods to calculate collision region using certain threshold value of distance or time, an unmanned aerial vehicle (UAV) dynamic collision region model based on maneuver information of both UAV and aerial intruder was presented. Firstly, the no-maneuver collision region was proposed. In this region, UAV and intruder would undergo collision if UAV didn't execute any avoidance maneuver. Using a geometric method, a mathematical model of no-maneuver collision region was formulated utilizing the motion states of UAV and intruder, and minimum safety distance, etc. Secondly, the constraints on the UAV maneuverability were added to calculate the maximum maneuverability collision region, which was the border for UAV to avoid the collision by maximum maneuverability flight. Thirdly, the concept of non-escape region was proposed. Then the safe flight envelope was presented. This safe flight envelope was a boundary line of avoiding a collision with aerial intruder for UAV. Finally, the key factors of the proposed regions were analyzed by theoretical derivation combined with simulation. The results show that the presented collision regions are useful for UAV to select and evaluate the avoidance maneuver, and to decide whether to execute maximum maneuverability flight. The presented collision regions provide a practical guideline for UAV to ensure safe collision avoidance.

Key words: dynamic collision region; non-escape region; safe flight envelope; sense and avoid; unmanned aerial vehicle (UAV)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0503

基于 FDTD 方法研究重力作用下瑞利波传播特性



刘宁, 李敏*, 孙杰

(北京航空航天大学 固体力学所, 北京 100191)

摘 要: 瑞利波(R波)在地质勘探和无损检测等许多领域都得到了广泛的关注和应用,重力作用对其的影响不可避免.基于前人提出的重力作用下的R波波速函数,进一步分析了不同弹性参数下重力对于该波速的影响,给出了近似波速函数的适用范围;采用时域有限差分(FDTD)方法、交错网格离散格式及扩展边界条件,模拟了微分高斯脉冲(DGP)激励下,准半空间体各向同性线弹性介质中的波传播问题,得到了更接近理论结果的波速值,同时进一步分析了重力对时域和频域响应等方面的影响.通过分析得到,为了更为准确地预测实验结果,有必要在模拟中加入重力作用.

关 键 词: 瑞利波;时域有限差分方法;重力影响;微分高斯脉冲载荷;扩展边界条件

中图分类号: O347.4⁺1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1239-07

瑞利波是一种在固体表面传播的弹性波,早在1885年,科学家瑞利就预测了该波的存在并以其命名.由于瑞利波具有易产生、易识别和低衰减率(平行于介质表面方向)等特性,使得其在无损检测和地质勘探等方面得到了广泛的关注和应用,并在许多其他领域都有很大的应用潜力.在这些应用研究中,重力对界面波传播的分析和探测有着不可避免的影响^[1],因而有必要深入研究重力作用下瑞利波的传播特性.

目前,各种数值方法被广泛用来研究弹性波的传播机制,如有限差分方法、有限元方法、边界元方法和离散元法等^[2],这里主要采用时域有限差分(Finite Difference Time Domain, FDTD)方法建立数值模型.

在各种数值模拟方法中,有限差分方法是最早,也是目前应用最广泛的一种数值模拟方法.FDTD方法最早用于求解Maxwell方程,由学者Yee于1966年提出^[3].1970年,Alterman和Loew-

enthal^[4]模拟了爆炸点源在3/4矩形面中的弹性波传播问题,同时分析了矩形长宽比对差分结果精度的影响,开始将FDTD方法应用于求解弹性波动方程问题.随后,Virieux^[5]提出了稳定的2阶精度有限差分格式,即速度-应力有限差分方法,该方法适用于任何泊松比的介质,并应用该方法模拟分析了纵波(P波)及竖向横波(SV波)在非匀质介质中的传播问题.1995年,Dai等^[6]采用4阶有限差分格式离散网格,同时采用了2阶精度时间差分格式的FDTD方法,推导得到了二维固-液两相介质中的P波传播速度.2002年,Schroder等^[7]采用并行算法、交错网格FDTD方法及完全吸收边界条件分析了含有夹杂的弹性波传播问题,同时与实验结果进行了比对.2009年,Jafargandomi和Takenaka^[8]采用非标准有限差分方法,求解了二维波动方程,分析研究了P-SV波的传播机制.2012年,Matsuda和Biwa^[9]采用FDTD方法分析研究了非线性弹性固体介质中Lamb的传播特性.

收稿日期: 2014-08-11; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2014-12-17 09:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.0933.004.html

作者简介: 刘宁(1988—),女,辽宁丹东人,博士研究生, nicolaliu@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 李敏(1968—),男,湖北天门人,教授, limin@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构动力学.

引用格式: 刘宁,李敏,孙杰. 利用FDTD方法研究重力作用下瑞利波传播特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1239-1245. Liu N, Li M, Sun J. Propagation characteristics of Rayleigh wave under gravity based on FDTD method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1239-1245 (in Chinese).

FDTD 方法被广泛地应用于波动方程的求解,然而在许多波动问题中,空间域通常是无限大的,在研究初期,计算机计算水平有限,无法处理规模较大的数据,因而有学者提出了在计算盒边界上引入吸收边界以消除反射.虽然吸收边界条件可以有效地减小计算规模,然而由于吸收边界条件的复杂性,对于震源入射角度、吸收层设计等都有较高的要求^[10],同时编译难度较大.

因而,本文采用了在研究区基础上适当扩大计算区域的速度-应力 FDTD 方法.该方法可以有效避免由于边界存在产生的反射波与研究区域的直达波相干涉,与此同时,为了提高计算速度,在研究区域和扩展区域都满足计算稳定条件和计算精度的前提下,采用不规则交错网格离散格式.同时,对比分析了考虑重力载荷和不计重力影响条件下的瑞利波传播特性,深入研究了瑞利波的传播机制.

1 基本方程

1.1 瑞利波速

1898 年, Bromwich^[11]首先考虑了初始应力及重力载荷对固体中弹性波传播性质的影响. 1911 年, Love^[12]研究表明瑞利波的传播特性受到重力场的影响. 1999 年, Abd-Alla^[13]讨论了半空间正交异性弹性材料中重力及初始应力影响下的瑞利波传播波速问题.在经典弹性动力学理论中,研究对象通常是传统材料,其弹性参数通常局限在较小的范围内,重力载荷与外载荷作用相比较小,重力对瑞利波速的影响通常可以忽略不计,然而,随着科学技术的不断发展,新材料的产生,如负泊松比材料和热-弹介质等,重力载荷对于波传播特性的影响是否可以忽略不计,是值得讨论的.因而,本文在运动方程中,考虑了重力载荷对瑞利波传播问题的影响.

首先,假设初应力在重力的作用下达到静水力平衡.在笛卡儿坐标系下,二维形式的动力学方程^[14]可以写为

$$\begin{cases} \sigma_{11,1} + \sigma_{12,2} - \rho g u_{2,1} = \rho u_{1,u} \\ \sigma_{12,1} + \sigma_{22,2} + \rho g u_{1,1} = \rho u_{2,u} \\ \sigma_{11} = (\lambda + 2\mu) u_{1,1} + \lambda u_{2,2} \\ \sigma_{22} = (\lambda + 2\mu) u_{2,2} + \lambda u_{1,1} \\ \sigma_{12} = \mu(u_{1,2} + u_{2,1}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{12} 分别为 x_1 、 x_2 方向正应力和剪应力; $\sigma_{11,1}$ 、 $\sigma_{22,2}$ 、 $\sigma_{12,2}$ 、 $\sigma_{12,1}$ 分别为 σ_{11} 对 x_1 、 σ_{22} 对 x_2 、 σ_{12} 对 x_2 、 σ_{12} 对 x_1 求偏导; u_1 和 u_2 分别为 x_1

和 x_2 方向的位移; $u_{1,1}$ 、 $u_{2,2}$ 、 $u_{2,1}$ 、 $u_{1,2}$ 分别为 u_1 对 x_1 、 u_2 对 x_2 、 u_2 对 x_1 、 u_1 对 x_2 求偏导; $u_{1,u}$ 和 $u_{2,u}$ 分别为 u_1 和 u_2 对时间 t 求二次偏导; ρ 、 λ 、 μ 分别为材料密度、拉梅常数、剪切模量.通过推导,可以得到各向同性弹性材料的瑞利波速方程^[13]为

$$(2 - c^2/c_1^2)^2 - 4\sqrt{(c^2/c_1^2 - 1)(c^2/c_2^2 - 1)} + 4g/\{[c^2(c_1^2 - c_2^2)k][\sqrt{1 - c^2/c_2^2}(c_1^2 + c_2^2 - c^2) - \sqrt{1 - c^2/c_1^2}(c_1^2 + c_2^2 - c^2 c_1^2/c_2^2)]\} = 0 \quad (2)$$

式中: c_1 、 c_2 和 c 分别为纵波、横波和瑞利波速; g 为重力加速度; k 为波数.说明考虑重力影响的瑞利波的波速大小与波数有关,因而可能会发生频散现象.方程左边前 2 项即为不计重力影响时的瑞利波速方程,第 3 项是由于考虑了重力影响而附加存在的. c_1 和 c_2 的计算公式为

$$\begin{cases} c_1 = \sqrt{(\lambda + 2\mu)/\rho} \\ c_2 = \sqrt{\mu/\rho} \end{cases} \quad (3)$$

式中:

$$\mu = E/(2 + 2\nu)$$

$$\lambda = \nu E/[(1 + \nu)(1 - 2\nu)]$$

其中: E 和 ν 分别为材料的弹性模量和泊松比.为便于数值分析,将式(2)进行无量纲处理:

$$\alpha_1^2 - \alpha_2\alpha_3 + \eta\{[4 - 4\nu^2 + (4\nu - 3)/\xi]\alpha_2 + \alpha_3[4\nu^2 + 2\nu - 2 + (3 - 4\nu)/\xi]\} = 0 \quad (4)$$

式中:

$$\begin{cases} \xi = c^2\rho/E \\ \eta = \rho g/(kE) \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \alpha_1 = \xi\nu + \xi - 1 \\ \alpha_2 = \sqrt{-(-\xi + \xi\nu + 2\xi\nu^2 - \nu + 1)/(\nu - 1)} \\ \alpha_3 = \sqrt{1 - 2\xi - 2\xi\nu} \end{cases} \quad (6)$$

其中: ξ 为无量纲处理后的瑞利波速; η 为无量纲数,这里暂称为重力影响因子.若不计重力的影响,可以得到解析解,记为 ξ_0 ,即

$$\xi_0 = \frac{4}{3(1 + \nu)}\left(\frac{5\nu - 2}{\alpha_4} + 1\right) + \frac{\alpha_4}{6(\nu - 1)(1 + \nu)} \quad (7)$$

其中:

$$\begin{aligned} \alpha_4 &= \sqrt[3]{(224\nu - 44 + 12\alpha_5)(\nu - 1)^2} \\ \alpha_5 &= \sqrt{-(96\nu^3 - 48\nu^2 + 63\nu - 15)/(\nu - 1)} \end{aligned}$$

1.2 FDTD 方法

这里采用的是速度-应力数值有限差分模型^[15]及中心有限差分格式近似求解波动偏微分方程.为了便于迭代计算,将重力影响转化到边界

条件中^[14],方程式(1)可写成 1 阶双曲函数形式:

$$\begin{cases} \sigma_{11,1} + \sigma_{12,2} = \rho v_{1,t} \\ \sigma_{12,1} + \sigma_{22,2} = \rho v_{2,t} \\ \sigma_{11,t} = (\lambda + 2\mu) v_{1,1} + \lambda v_{2,2} \\ \sigma_{22,t} = (\lambda + 2\mu) v_{2,2} + \lambda v_{1,1} \\ \sigma_{12,t} = \mu(v_{1,2} + v_{2,1}) \end{cases} \quad (8)$$

式中: v_1 和 v_2 分别为 x_1 和 x_2 方向的速度; $v_{1,1}$ 、 $v_{2,2}$ 、 $v_{2,1}$ 、 $v_{1,2}$ 分别为 v_1 对 x_1 、 v_2 对 x_2 、 v_2 对 x_1 、 v_1 对 x_2 求偏导; $v_{1,t}$ 和 $v_{2,t}$ 分别为 v_1 和 v_2 对 t 求偏导。 x 为水平方向, y 为竖直方向(即重力加速度所在方向),将波动方程在 x - y 平面内进行离散,有

$$\begin{cases} \rho(V_x^{l+0.5}|_{i,j-0.5} - V_x^{l-0.5}|_{i,j-0.5})/\Delta t = \\ (-S_{xy}^l|_{i,j-1} + S_{xy}^l|_{i,j})/\Delta y + \\ (S_{xx}^l|_{i+0.5,j-0.5} - S_{xx}^l|_{i-0.5,j-0.5})/\Delta x \\ (S_{xx}^{l+1}|_{i+0.5,j-0.5} - S_{xx}^l|_{i+0.5,j-0.5})/\Delta t = \\ (\lambda + 2\mu)(V_x^{l+0.5}|_{i+1,j-0.5} - V_x^{l+0.5}|_{i,j-0.5})/\Delta x + \\ \lambda(V_y^{l+0.5}|_{i+0.5,j} - V_y^{l+0.5}|_{i+0.5,j-1})/\Delta y \end{cases} \quad (9)$$

式中: V_x 和 V_y 分别为离散网格中速度 V 的水平和竖直分量; S_{xx} 、 S_{xy} 分别为离散网格中应力 S 的水平、剪应力分量; $V_x^{l+0.5}|_{i+1,j-0.5}$ 表示在 $t = (l+0.5)\Delta t$ 时刻,坐标为 $(x,y) = (i\Delta x, (j-0.5)\Delta y)$ 的结点在 x 方向的速度 V_x 。由方程式(9),推导得到迭代方程:

$$V_x^{l+0.5}|_{i,j-0.5} = \frac{\Delta t}{\rho}[(S_{xy}^l|_{i,j} - S_{xy}^l|_{i,j-1})/\Delta y + (S_{xx}^l|_{i+0.5,j-0.5} - S_{xx}^l|_{i-0.5,j-0.5})/\Delta x] + V_x^{l-0.5}|_{i,j-0.5} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} S_{xx}^{l+1}|_{i+0.5,j-0.5} &= S_{xx}^l|_{i+0.5,j-0.5} + \\ \frac{\Delta t}{\Delta x}(\lambda + 2\mu)(V_x^{l+0.5}|_{i+1,j-0.5} - V_x^{l+0.5}|_{i,j-0.5}) + \\ \frac{\lambda \Delta t}{\Delta y}(V_y^{l+0.5}|_{i+0.5,j} - V_y^{l+0.5}|_{i+0.5,j-1}) \end{aligned} \quad (11)$$

同理可以得到其他分量的迭代方程^[7]。为得到较为精确的结果,该差分格式应该满足如下稳定条件^[15]:

$$c_1 \Delta t \sqrt{1/\Delta x^2 + 1/\Delta y^2} < 1 \quad (12)$$

2 数值结果与讨论

2.1 理论波速

各向同性弹性材料泊松比 ν 的范围为

$$-1 < \nu < 0.5 \quad (13)$$

图 1 为 ξ_0 随泊松比 ν 变化趋势:曲线 1 为方程式(7)的数值解,即不计重力影响的无量纲瑞

利波速 ξ_0 关于泊松比 ν 的变化曲线;在传统材料中,瑞利波速与横波波速通常还有如下近似:

$$c/c_2 = (0.87 + 1.12\nu)/(1 + \nu) \quad (14)$$

将式(14)按式(5)进行无量纲处理后,得到

$$\xi_0 = (0.87 + 1.12\nu)^2/[2(1 + \nu)^3] \quad (15)$$

即曲线 2。从图 1 中可以看出,当 $\nu > 0.1$ 时,两条曲线近似重合; $\nu < 0.1$ 时,有较大差异,说明在计算泊松比较小或者负泊松比材料的瑞利波速时,不能再采用式(15)进行近似。

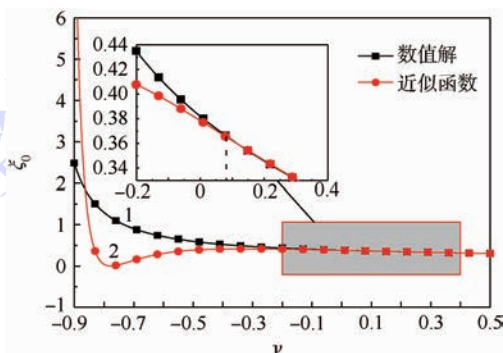


图 1 ξ_0 关于泊松比 ν 变化

Fig. 1 Variation of ξ_0 with respect to ν

以 $\eta = 0$ 时的 ξ 为基准,即 ξ_0 ,图 2 为不同量级重力因子影响下,无量纲瑞利波速比值 ξ/ξ_0 随泊松比变化曲线。可以看出, $-0.90 < \nu < 0.25$ 时, η 量级为 $10^{-5} \sim 10^{-1}$ 的 ξ/ξ_0 大于 1,说明对于该范围内的材料,重力影响理论上会增大瑞利波速,且级数越大影响越显著, $\nu = -0.30$ 时,差异最明显, η 量级小于 10^{-3} 的数值解 ξ 与 ξ_0 近似; η 量级为 $10^0 \sim 10^2$ 时, ξ/ξ_0 小于 1,随着 η 量级增大,比值增大,差异变小;当 η 量级数持续增大, ξ/ξ_0 比值在 η 量级 10^1 的基础上,不会再有显著变化。 $0.25 < \nu < 0.50$ 时,曲线变化趋势相反。 $\nu = 0.25$ 时,各量级 $\xi/\xi_0 = 1$,说明此时方程式(4)中,不含 η 。

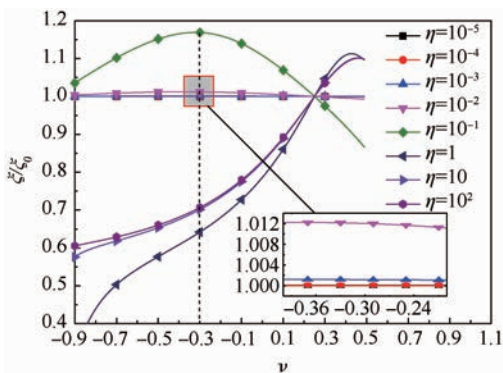


图 2 考虑重力影响 ξ/ξ_0 随泊松比 ν 变化

Fig. 2 Variation of ξ/ξ_0 for different gravity parameters with respect to ν

2.2 算例分析

2.2.1 计算模型

计算模型材料选为砂土,近似为各向同性线弹性材料,弹性参数^[7]为

$$\begin{cases} E=30\text{ MPa} \\ \nu=0.43 \\ \rho=1\,400\text{ kg/m}^3 \end{cases} \quad (16)$$

理论波速为

$$\begin{cases} c_1=247.0029\text{ m/s} \\ c_2=86.5593\text{ m/s} \\ c=82.3413\text{ m/s} \\ c_g=82.3321\text{ m/s} \end{cases} \quad (17)$$

式中: c_g 为 $k=1$ 时含重力因素的参考瑞利波速.

在图3中计算模型采用交错网格(staggered grid)离散,应用了3套不同的网格系统,即将正应力 S_{xx} 和 S_{yy} 在正常的网格结点上存储和计算,而将速度分量 V_x 和 V_y 、剪应力 S_{xy} 分别放在两套不同的错位网格上,如图3所示;该方法可以很好地处理波动方程中速度与应力的耦合关系.图3中研究区域 O 为目标计算区域,尺寸为 $1\,200\text{ mm}\times600\text{ mm}$,离散方式为

$$\begin{cases} \Delta x=\Delta y=20\text{ mm} \\ \Delta t=20\text{ }\mu\text{s} \\ t_{\text{total}}=20\text{ ms} \end{cases} \quad (18)$$

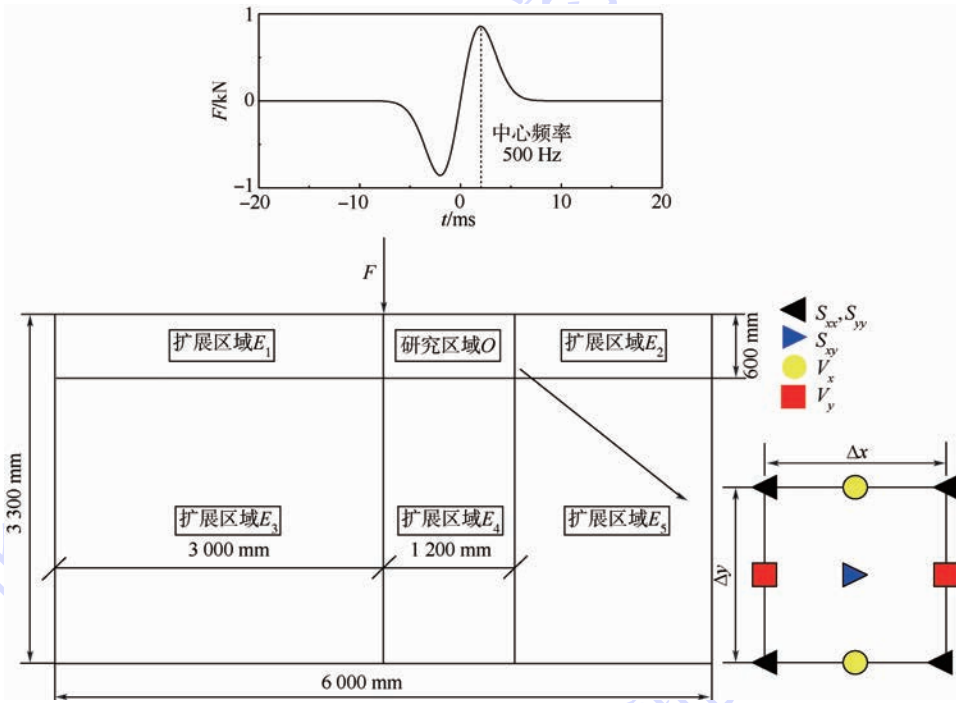


图3 模型及激励

Fig.3 Model and excitation

满足FDTD稳定条件,即满足式(12).为使得弹性波在边界上的反射波不影响初始分析结果,适当扩大计算区域,则震源距边界距离 L 应满足

$$2L>c_1t_{\text{total}} \quad (19)$$

这里沿 x 方向的距离 $L_1=3\,000\text{ mm}$, y 方向的距离 $L_2=3\,300\text{ mm}$.整个计算区域采用不规则网格离散,扩展区域 E_1 和 E_2 网格尺寸均为 $50\text{ mm}\times20\text{ mm}$, E_3 和 E_5 为 $50\text{ mm}\times50\text{ mm}$, E_4 为 $20\text{ mm}\times50\text{ mm}$.激励载荷函数通常选为高斯脉冲(Gaussian Pulse,GP)及1阶微分高斯脉冲(Differentiated Gaussian Pules,DGP)^[16],这里选择的是DGP函数:

$$F(t)=5\sqrt{2}\times10^5te^{-1.25\times10^5t^2} \quad (20)$$

中心频率为 500 Hz ,持续时间约为 7 ms .初始条

件, $t=0$ 时刻:计算区域内各点应力、速度为0.计算模型四边采用不同的边界条件:左、右及下边界采用Dirichlet边界条件,约束结点的水平、竖向位移^[15];上边界,对于不计重力影响情况,采用Neumann自由边界条件,即结点应力为0^[15],重力影响下的边界条件^[14]为

$$\begin{cases} \sigma_{yy}=\rho gu_y \\ \sigma_{xy}=0 \end{cases} \quad (21)$$

2.2.2 数值结果

在研究区域 O 内震源右侧每隔 200 mm 处布置接收点,表1为相邻两个接收点间计算得到的纵波波速值.表中,第1列为各接收点距震源距离,水平方向(x 方向)的起跳位移值设为 10^{-9} mm ;第2列为测量得到的各接收点达到起

跳位移时的时间;第 3 列为各接收点实际位移;第 4 列为通过单位距离(200 mm)所需时间;第 5 列为计算得到的相邻两个接收点间的纵波波速.将这 5 组数据进一步统计平均,得到最终的纵波波速约为 260.95 m/s,略大于式(17)中的理论值,但在合理的范围内,与采用吸收边界条件得到的结果相比,更为接近理论值.

表 1 纵波波速

距离/mm	时间/ms	位移值/ (10^{-6} mm)	时间间隔/ms	纵波波速/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
200	0.52	1		
400	1.24	1	0.72	277.78
600	1.98	1	0.74	270.27
800	2.76	1	0.78	256.41
1 000	3.54	1	0.78	256.41
1 200	4.36	1	0.82	243.90

图 4、图 5 分别为含重力影响,表面接收点竖直方向位移 u_y 的三维、二维随时间变化云图,图中 LS、SV、R 分别表示泄露横波(leaky surface wave)、竖向横波、瑞利波.其中各向同性弹性材料中的 LS 波速的数学含义为瑞利方程的共轭复数根,只有当泊松比 $\nu > 0.263$ 时才出现^[17].在图 5 中可以清晰地看到 LS 波的传播路径,其斜率即为其波速,约为 193.00 m/s,小于纵波波速,大于横波波速,同理,从该图中可以计算得到 S 波波速为 88.69 m/s.

从图 5 中可以看到瑞利波存在的大致区域,然而瑞利波在震源附近并不产生,因而为了从该图中得到瑞利波出现的具体时间,需要进一步分析结点位移变化.图 6 为距震源 200、400、600、800 mm 处接收点竖直位移 u_y 关于水平位移 u_x 的变化曲线,4 条曲线可近似拟合为椭圆曲线,然而 200~600 mm 的近似椭圆短轴与 x 方向成一定的夹角,说明该位置并不形成 R 波,只可以形成 LS 波;800 mm 的近似椭圆短轴与 x 方向平行,说明该处已形成瑞利波.

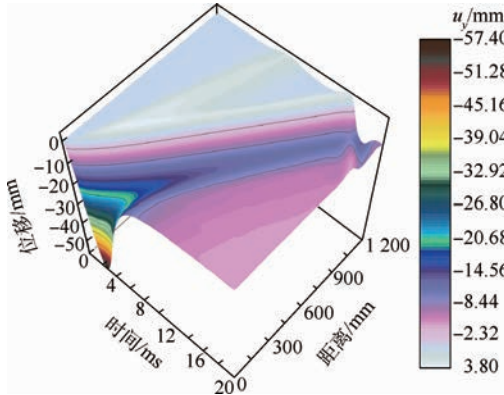


图 4 接收点竖直方向位移 u_y 变化 3D 云图

Fig. 4 3D contour graph of receivers' u_y

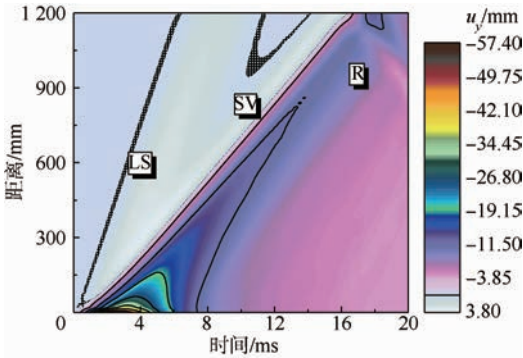


图 5 接收点竖直方向位移 u_y 变化 2D 云图

Fig. 5 2D contour graph of receivers' u_y

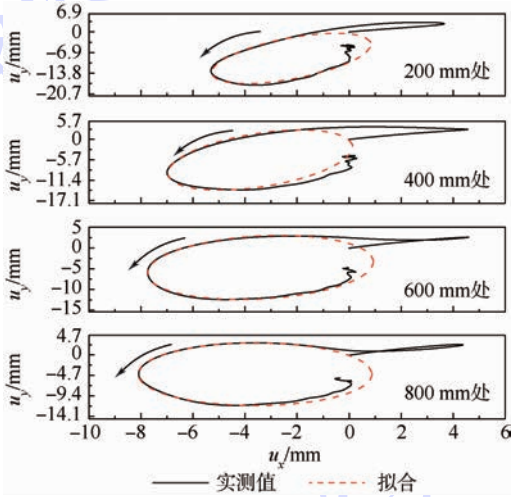


图 6 u_y 随 u_x 变化曲线(LS 波与 R 波识别)

Fig. 6 u_y with respect to u_x

(LS-wave and R-wave recognition)

图 7 为位于 800、1 000 mm 处的接收点竖直位移随水平位移变化曲线,结点的运动轨迹分别在 $t = 9.80 \text{ ms}$ 、 $t = 12.14 \text{ ms}$ 时刻开始呈现椭圆极化,即说明该时刻已形成瑞利波,且随时间呈逆时针变化.可以看出二者差异很小,位移振幅没有显著的变化,验证了瑞利波在水平方向上低衰减率的特性.同时,可以计算得到瑞利波波速约为 85.47 m/s,略小于 S 波波速,但略大于理论值,见式(17).

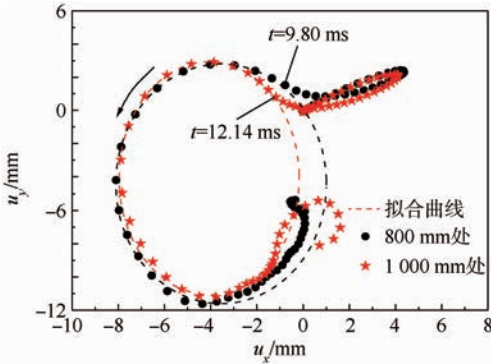


图 7 u_y 随 u_x 变化曲线(瑞利波识别)

Fig. 7 u_y with respect to u_x (R-wave recognition)

图 8 为距震源 900 mm 处结点位移变化曲线。可以看出重力对水平位移 u_x 不构成影响,与理论预测相一致,验证了该计算模型的有效性;而竖直位移 u_y 曲线略有差异,即可能会影响质点椭圆运动的长轴尺寸,说明重力不仅会影响瑞利波速大小,也会影响其振幅变化。

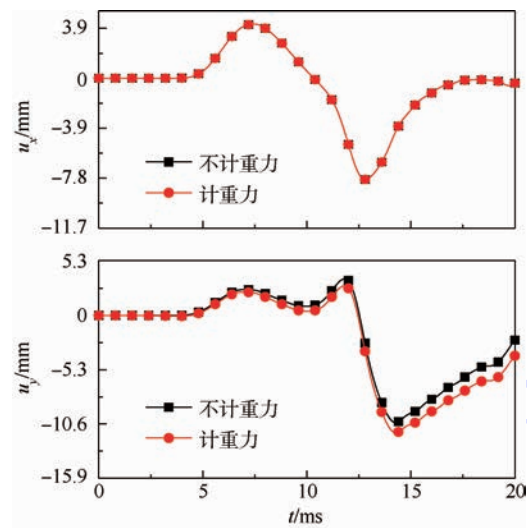


图 8 位移随时间变化曲线

Fig. 8 Variation of displacement with respect to time

为了深入地分析重力的影响,对图 8 中的 u_y 曲线进行快速傅里叶变换 (Fast Fourier Transform, FFT), 见图 9。在 FFT 中:

$$\begin{cases} N = 1001 \\ f_n = n / (N \Delta t) = 49.95005 \text{ n Hz} \end{cases} \quad (22)$$

从图 9 的振幅曲线中,可以明显观察到 3 个波峰,波峰所对应的横坐标值即约为该力学模型的前 3 阶固有频率;重力载荷虽不影响模型固有频率,但对于振幅、相位的影响是显而易见的。表 2 为该模型的前 5 阶固有频率所对应的振幅和相位,可以看出由于重力作用的存在,使得该系统的前 5 阶频率对于的振幅、相位值都有所提升,振幅增长率分别为 11.73%、7.12%、12.44%、19.72%、

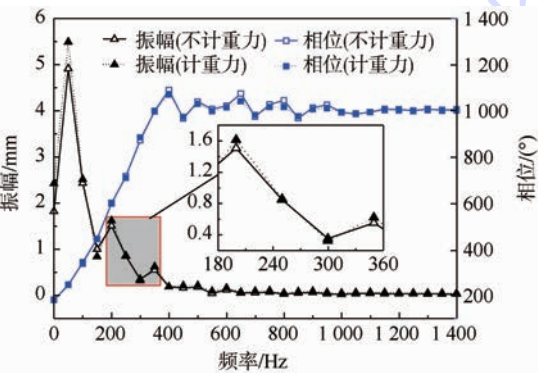


图 9 u_y 曲线的 FFT 变换

Fig. 9 Fast Fourier transform of u_y curves

30.28%。基于考虑重力效应与否对于瑞利波在时域和频域响应都有一定的影响,因而在精细数值模拟中加入重力影响是十分有必要的。

表 2 前 5 阶振幅和相位

Table 2 Amplitude and phase of first five order					
阶数	频率/Hz	不计重力		计重力	
		振幅/mm	相位/(°)	振幅/mm	相位/(°)
1 阶	99.90	4.91	244.21	5.49	245.72
2 阶	249.75	1.51	598.24	1.62	600.42
3 阶	399.60	0.55	999.16	0.62	998.13
4 阶	549.45	0.18	1 040.31	0.21	1 030.31
5 阶	649.35	0.12	1 021.98	0.16	1 014.40

3 结 论

- 1) 对于各向同性线弹性材料,近似波速函数的适用范围为 $0.1 < \nu < 0.5$ 。
- 2) 重力影响因子 η 量级小于 10^{-3} 时,对于瑞利波速的影响可以忽略不计。
- 3) η 量级大于 10^1 时,重力对于瑞利波速的影响也不会再显著增大。
- 4) $\nu = 0.4$ 有 LS 波的出现,该模型的 LS 波速约为 193.00 m/s,小于纵波波速,大于横波波速。
- 5) 验证了 R 波并不在震源处产生。
- 6) 重力项的存在会增大 R 波的振幅和相位,即使对于传统材料,为了真实模拟实验,得到更具有参考价值的研究结果,有必要加入重力影响。

参考文献 (References)

[1] 寿旋,夏唐代. 重力对具有表面层的半空间中 Rayleigh 波的影响[J]. 振动与冲击,2011,30(3):191-194.
Shou X, Xia T D. Rayleigh wave in a half space supporting a layer under influence of gravity [J]. Journal of Vibration and Shock, 2011, 30(3): 191-194 (in Chinese).

[2] 曾新吾,韩开锋,张光莹. 含裂缝介质中的弹性波传播特性[M]. 北京:科学出版社,2013:7-10.
Zeng X W, Han K F, Zhang G Y. Elastic wave propagation characteristics in cracked media [M]. Beijing: Science Press, 2013: 7-10 (in Chinese).

[3] Yee K S. Numerical solution of initial boundary value problems involving Maxwell's equations in isotropic media [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1966, 14 (3): 302-307.

[4] Alterman Z S, Loewenthal D. Seismic waves in a quarter and three-quarter plane [J]. Geophysical Journal International, 1970, 20(2): 101-126.

[5] Virieux J. SH-wave propagation in heterogeneous media; Velocity-stress finite-difference method [J]. Geophysics, 1984, 49(11): 1933-1942.

- [6] Dai N, Vafidis A, Kanasewich E R. Wave propagation in heterogeneous, porous media: A velocity-stress, finite-difference method [J]. *Geophysics*, 1995, 60(2): 327-340.
- [7] Schroder C T, Scott Jr W R, Larson G D. Elastic waves interacting with buried land mines: A study using the FDTD method [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2002, 40(6): 1405-1415.
- [8] Jafargandomi A, Takenaka H. Non-standard FDTD for elastic wave simulation: Two-dimensional P-SV case [J]. *Geophysical Journal International*, 2009, 178(1): 282-302.
- [9] Matsuda N, Biwa S. A finite-difference time-domain technique for nonlinear elastic media and its application to nonlinear Lamb wave propagation [J]. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2012, 51(7S): 7G-14G.
- [10] Chew W C. *Waves and fields in inhomogeneous media* [M]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 246-271.
- [11] Bromwich T I. On the influence of gravity on elastic waves, and, in particular on the vibrations of an elastic globe [J]. *Proceedings of the London Mathematical Society*, 1898, 1(1): 98-120.
- [12] Love A E H. *Some problems of geodynamics: Being an essay to which the Adams prize in the university of Cambridge was adjudged in 1911* [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1911: 159-194.
- [13] Abd-Alla A M. Propagation of Rayleigh waves in an elastic half-space of orthotropic material [J]. *Applied Mathematics and Computation*, 1999, 99(1): 61-69.
- [14] Biot M A. *Mechanics of incremental deformations* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1965: 273-281.
- [15] Virieux J. P-SV wave propagation in heterogeneous media: Velocity-stress finite-difference method [J]. *Geophysics*, 1986, 51(4): 889-901.
- [16] Uduwala D. Gaussian vs differentiated gaussian as the input pulse for ground penetrating radar applications [C] // *Second International Conference on Industrial and Information Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 199-202.
- [17] Schröder C T, Scott Jr W R. On the complex conjugate roots of the Rayleigh equation: the leaky surface wave [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2001, 110(6): 2867-2877.

Propagation characteristics of Rayleigh wave under gravity based on FDTD method

LIU Ning, LI Min*, SUN Jie

(Institute of Solid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: R wave is short for Rayleigh wave. R wave, on which the effect of gravity is generally inevitable, has received considerably extensive attention and been widely used in many fields, such as geological exploration, nondestructive test, etc. The effects of gravity on R wave velocity for elastic parameters were further analyzed based on available R wave velocity function, and the applicable range of the approximate one was given as well. Wave propagation through quasi-half-space isotropic linear elastic medium with gravity, under the excitation of differentiated Gaussian pulse (DGP) was studied by finite difference time domain (FDTD) method with staggered grid discretization, and extended boundary conditions were introduced. Velocity values obtained were closer to the theoretical ones. Meanwhile, the influence of gravity on time domain, frequency domain response was discussed. By analyzing the theoretical and numerical results, it is necessary to take the effect of gravity into account in simulation for more accurate prediction.

Key words: Rayleigh wave; finite difference time domain method; gravity influence; differentiated Gaussian pulse excitation; extended boundary condition

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0516

基于转子不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识

刘超^{1,2}, 刘刚^{*1,2}

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对磁轴承磁力参数理论设计值不精确的问题, 提出了一种基于不平衡响应的磁力参数实验辨识方法. 利用转子的质量不平衡在高速转动时的离心力效应, 通过检测磁轴承在零电流控制状态下的同频位移响应和零位移控制状态下的同频电流响应, 解算磁轴承磁力参数. 设计了基于通用陷波器原理的零位移控制器和零电流控制器, 并通过设置 T 矩阵保证闭环系统稳定. 实验结果表明: 基于不平衡响应的磁力参数辨识方法, 辨识结果与理论设计值差别在 20% 之内, 证明了该方法的正确性和改进磁轴承力学参数的有效性.

关 键 词: 磁轴承; 参数辨识; 不平衡响应; 电流刚度; 位移刚度

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1246-07



主动磁轴承(简称磁轴承)是一种非接触的新型支承方式, 具有无摩擦、转子转速高及转子动态特性主动可控等优点, 在惯性动量轮、控制力矩陀螺及高能量密度电机等精密仪器设备中得到了大量应用^[1-3]. 由于磁轴承本身是一个开环不稳定的非线性系统, 需要设计控制器实现闭环镇定控制, 而磁轴承的磁力模型是控制器设计的基础. 当磁轴承工作在平衡位置附近时, 一般将其线性化得到近似的线性模型^[4], 其中的电流刚度和位移刚度是 2 个有待确定的磁力模型参数.

对于如何获得较精确的磁力模型参数, 国内外学者进行了大量的研究, 主要包括 2 种途径: 理论计算法和实验辨识法. 理论计算法一般用于磁轴承的设计阶段, 它根据理想的磁路模型或有限元模型, 计算出磁力模型的电流刚度和位移刚度^[5-7]. 为计算方便, 磁路模型建立在一系列的假设基础上, 如忽略导磁材料的磁阻及忽略漏磁等; 而有限元模型网格划分不可能无限细, 同时材料属性设置也是基于理想情况, 因此理论计算得到

的模型参数精度较差, 通常只用于控制器的初步设计. 实验辨识法通过实验获得测试数据, 经过一定方式的处理得到磁力模型参数. 文献[8]对磁力、转子位移和磁轴承电流进行测量, 然后通过改进的 LMS(Least Mean Square)算法在线辨识磁力模型参数; 文献[9]采用磁力测量法和自由振荡法对磁力模型参数进行精确辨识; 文献[10]提出了一种基于简谐运动的磁力参数辨识方法, 与自由振荡法较为相似. 基于磁力直接测量的辨识方法一方面其辨识精度取决于测力计的测量精度, 另一方面受安装空间的限制, 应用不便; 而自由振荡法容易受系统固有频率的影响, 需要避开系统的共振频率, 对数据的差分运算也容易放大误差. 文献[11]通过控制磁轴承定子的支承角度, 利用转子的重力间接获得磁轴承的磁力. 但是转子的支承角度难免存在误差, 同时为提高辨识精度需要多次测量, 此方法比较适用于基座不固定的小型磁悬浮转子系统. 文献[12]提出了一种基于在线动平衡的磁力参数辨识方法, 需要使用动平衡

收稿日期: 2014-08-20; 录用日期: 2014-10-11; 网络出版时间: 2014-12-02 10:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0516.html

基金项目: 国家自然科学基金(61374029)

作者简介: 刘超(1987—), 男, 山东德州人, 博士研究生, zjhblu@sina.com

* 通讯作者: 刘刚(1970—), 男, 山东济南人, 教授, lgang@buaa.edu.cn, 研究方向为航天器惯性执行机构设计制造及应用技术.

引用格式: 刘超, 刘刚. 基于转子不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1246-1252.

Liu C, Liu G. Parameter identification of magnetic bearing based on rotor unbalance responses[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1246-1252 (in Chinese).

仪等专用设备对转子进行精确的动平衡,然后通过多次加重测试,计算磁力模型参数,过程较为复杂。

本文提出了一种基于不平衡响应的磁力参数辨识方法,利用转子的质量不平衡作为激励,通过对转子分别实施零位移控制和零电流控制,由系统自带的电流传感器和位移传感器检测同频电流响应和同频位移响应,根据在不同转速下测得的数据,解算磁力模型参数。

1 系统介绍

以二自由度主动、三自由度被动的主被动磁悬浮转子系统为研究对象,进行磁轴承磁力模型参数辨识。图1为主被动悬浮转子结构示意图。图中: H 为磁轴承定子几何中心。被动磁轴承由定子永磁环和转子永磁环组成,实现轴向平动和径向扭转3个自由度的无源稳定悬浮;主动磁轴承为永磁偏置混合磁轴承,实现径向平动2个自由度的有源稳定悬浮。假设转子为非理想转子,仅存在静不平衡,进行径向平动自由度磁力参数的辨识。

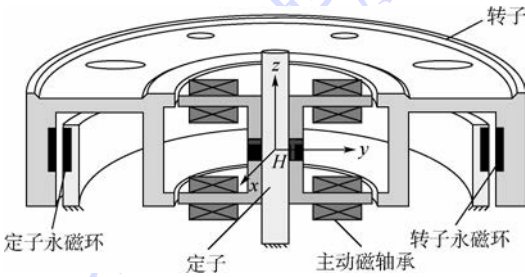


图1 磁悬浮转子结构示意图

Fig.1 Framework diagram of magnetic bearing and rotor system

永磁偏置混合磁轴承的磁力模型^[3]为

$$f_{amb} = K_m \left[\frac{(i_0 + i)^2}{(x_0 - x_d)^2} - \frac{(i_0 - i)^2}{(x_0 + x_d)^2} \right] \quad (1)$$

式中: f_{amb} 为主动磁轴承电磁力; K_m 为常数; i_0 为等效偏置电流; i 为磁轴承控制电流; x_0 为单边气隙长度; x_d 为转子偏移。在平衡位置($i=0$ 、 $x_d=0$)附近对式(1)线性化得

$$f_{amb} \approx k_i i + k_{ex} x_d \quad (2)$$

式中: k_i 为电流刚度; k_{ex} 为主动磁轴承位移刚度。

被动磁轴承的径向力分量可以表示为^[13]

$$f_{pmb} = k_p x_d \quad (3)$$

式中: k_p 为被动磁轴承径向力位移刚度。结合式(2)和式(3),可得磁轴承对转子总的控制力为

$$f_{mb} = k_i i + k_x x_d \quad (4)$$

式中: $k_x = k_{ex} + k_p$,为位移刚度。

设磁轴承转子几何中心为 O ,转子质心为 C 。在径向平面内建立以 H 为原点的固定坐标系 Hxy 和以 O 为原点的随动坐标系 $O\xi\eta$,如图2所示。设在坐标系 Hxy 中, O 的坐标为 (x_g, y_g) , C 的坐标为 (x_c, y_c) , OC 的距离为 e , OC 与 $O\xi$ 的夹角为 θ ,转子角速度为 Ω ,逆时针为正,时间变量为 t 。

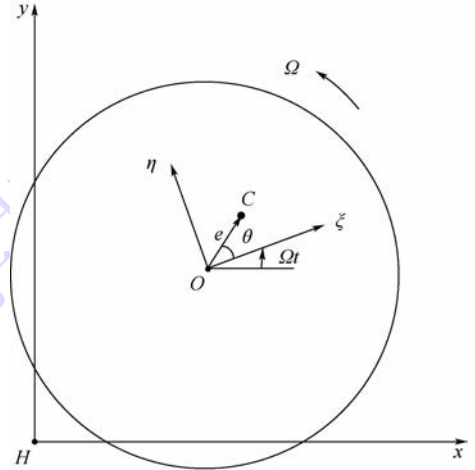


图2 系统坐标系定义

Fig.2 System coordinate definition

质心 C 与转子几何中心 O 的关系为

$$\begin{cases} x_c = x_g + e \cos(\Omega t + \theta) \\ y_c = y_g + e \sin(\Omega t + \theta) \end{cases} \quad (5)$$

设 x 方向总的磁力为 f_{xmb} , y 方向总的磁力为 f_{ymb} ,由牛顿第二定律得

$$\begin{cases} m x_c'' = f_{xmb} \\ m y_c'' = f_{ymb} \end{cases} \quad (6)$$

式中: m 为转子质量。将式(5)代入式(6),并结合磁力公式(4)可得

$$\begin{cases} m x_g'' = k_{ix} i_x + k_x x_g + m e \Omega^2 \cos(\Omega t + \theta) \\ m y_g'' = k_{iy} i_y + k_y y_g + m e \Omega^2 \sin(\Omega t + \theta) \end{cases} \quad (7)$$

式中: k_{ix} 和 k_{iy} 分别为 x 方向和 y 方向的电流刚度; i_x 和 i_y 分别为 x 方向和 y 方向的控制电流; k_x 和 k_y 分别为 x 方向和 y 方向的位移刚度。

对转子实施转子几何中心的零位移控制,即 $x_g=0$ 、 $y_g=0$,由式(7)得

$$\begin{cases} i_x = -\frac{m e \Omega^2}{k_{ix}} \cos(\Omega t + \theta) \\ i_y = -\frac{m e \Omega^2}{k_{iy}} \sin(\Omega t + \theta) \end{cases} \quad (8)$$

由式(8)可知,此时磁轴承控制电流为同频交流量。对转子实施磁轴承控制电流的零电流控制,即 $i_x=0$ 、 $i_y=0$,由式(7)得

$$\begin{cases} m x_g'' = k_x x_g + m e \Omega^2 \cos(\Omega t + \theta) \\ m y_g'' = k_y y_g + m e \Omega^2 \sin(\Omega t + \theta) \end{cases} \quad (9)$$

对式(9)求解可得

$$\begin{cases} x_g = -\frac{m\Omega^2 e}{k_x + m\Omega^2} \cos(\Omega t + \theta) \\ y_g = -\frac{m\Omega^2 e}{k_y + m\Omega^2} \sin(\Omega t + \theta) \end{cases} \quad (10)$$

由式(10)可知,此时转子几何中心位移为同频交流量.对式(8)和式(10)只取幅值,可得

$$\begin{cases} k_{ix} i_x - k_x x_g = m\Omega^2 x_g \\ k_{iy} i_y - k_y y_g = m\Omega^2 y_g \end{cases} \quad (11)$$

式中: i_x 、 i_y 、 x_g 及 y_g 仅表示交流量幅值的大小.

在转速为 Ω_1 和 Ω_2 时分别进行零位移控制和零电流控制,测得 x 和 y 方向的同频电流和同频位移幅值分别为 i_{1x} 、 i_{1y} 、 i_{2x} 、 i_{2y} 和 x_1 、 y_1 、 x_2 、 y_2 ,则由式(11)可得

$$\begin{bmatrix} i_{1x} & -x_1 \\ i_{2x} & -x_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{ix} \\ k_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m\Omega_1^2 x_1 \\ m\Omega_2^2 x_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} i_{1y} & -y_1 \\ i_{2y} & -y_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{iy} \\ k_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m\Omega_1^2 y_1 \\ m\Omega_2^2 y_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

如果式(12)和式(13)等号左边的系数矩阵满秩,则由式(12)和式(13)即可解算磁力模型的电流刚度和位移刚度.以式(12)为例,对系数矩阵的元素求比,得

$$\frac{i_{1x}}{i_{2x}} = \frac{(k_x + m\Omega_1^2)x_1}{(k_x + m\Omega_2^2)x_2} \neq \frac{x_1}{x_2} \quad (14)$$

由式(14)可知,系数矩阵可逆,式(12)和式(13)有解.

2 控制器设计

根据第 1 节的分析,基于不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识需要对转子实施零位移控制和零电流控制.将转子的质量不平衡作用力视为对系统的同频扰动力,克服周期干扰的控制器类型有很多,如基于内模原理的重复控制器^[14]、自适应控制器^[15]和最常见的同频陷波器^[16-17]等.由于精确的磁力模型参数未知,只能基于理论设计值进行控制器的设计.为此采用通用陷波器方法^[18],在系统原有稳定控制器前串联零位移控制器和零电流控制器,实现零位移控制和零电流控制,并通过设置 T 矩阵,保证闭环系统的稳定性.

以 x 通道为例,介绍控制器的设计.图 3 为磁轴承闭环控制系统框图.图中: s 为拉氏变换的复变量; $G_c(s)$ 为稳定控制器; $G_w(s)$ 为功放环节; $P(s)$ 为控制对象; k_s 为位移传感器放大倍数; $N(s)$ 为基于通用陷波器原理设计的零位移控制器和零电流控制器.具体通用陷波器设计

框图如图 4 所示.图中: $N_f(s)$ 为选频器; ε 为陷波参数.

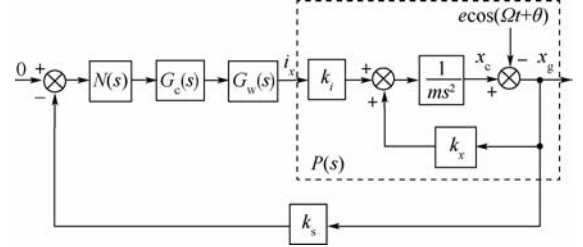


图 3 闭环控制系统框图

Fig. 3 Block diagram of close-loop control system

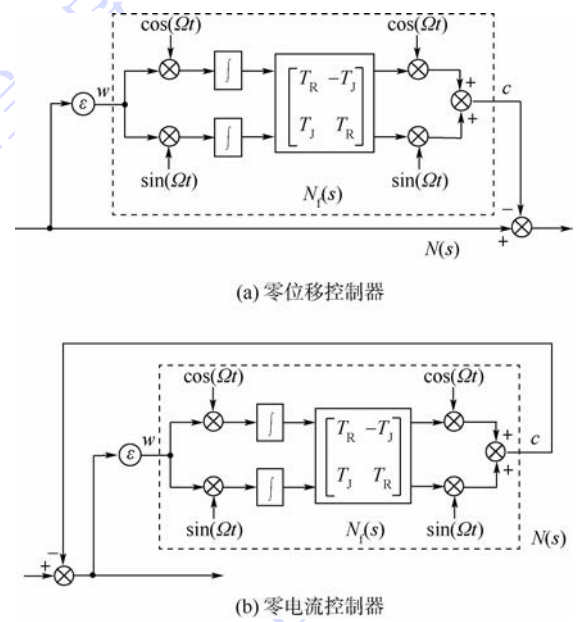


图 4 通用陷波器设计框图

Fig. 4 Block diagram of generalized notch filter design

$N_f(s)$ 和 ε 按照图 4 所示的拓扑结构连接,分别实现零位移控制和零电流控制.令 $w(t)$ 表示选频器的输入, $c(t)$ 表示选频器的输出,则选频器 $N_f(s)$ 的时域表达式为

$$c(t) = \begin{bmatrix} \sin(\omega t) & \cos(\omega t) \end{bmatrix} T \int \begin{bmatrix} w(t) \sin(\omega t) \\ w(t) \cos(\omega t) \end{bmatrix} dt \quad (15)$$

式中: T 为由实系数元素 T_R 和 T_J 组成的矩阵,具体形式为

$$T = \begin{bmatrix} T_R & -T_J \\ T_J & T_R \end{bmatrix} \quad (16)$$

由式(15)可知, $c(t)$ 和 $w(t)$ 满足微分方程:

$$c''(t) + \Omega^2 c(t) = T_R w'(t) - \Omega T_J w(t) \quad (17)$$

对式(17)取拉氏变换,则 $N_f(s)$ 的传递函数为

$$N_f(s) = \frac{sT_R - \Omega T_J}{s^2 + \Omega^2} \quad (18)$$

对于图 4(a) 所示的零位移控制器,其传递函

数 $N(s)$ 为

$$N(s)=\frac{s^2+\Omega^2-\varepsilon(T_{\text{R}}s-\Omega T_{\text{J}})}{s^2+\Omega^2}\tag{19}$$

当 $\varepsilon\neq 0$ 时,令 $s=\text{j}\omega$,可得 $N(s)$ 的幅频特性为

$$\begin{cases} N(\text{j}\omega)=\infty & \omega=\Omega \\ N(\text{j}\omega)\approx\infty & \omega\in(\Omega-\Delta\omega,\Omega+\Delta\omega) \\ N(\text{j}\omega)\approx 1 & \omega\in(-\infty,\Omega-\Delta\omega)\cup(\Omega+\Delta\omega,+\infty) \end{cases}\tag{20}$$

式中: $\Delta\omega$ 为 $N(s)$ 的带宽,其大小由陷波参数 ε 决定. $N(s)$ 在转速同频点提供一个无穷大的增益,此时如果闭环系统渐进稳定,则 $N(s)$ 输入信号中的同频量将趋于零,即实现了零位移控制.

对于图 4(b) 所示的零电流控制器,其 $N(s)$ 的传递函数为

$$N(s)=\frac{s^2+\Omega^2}{s^2+\Omega^2+\varepsilon(T_{\text{R}}s-\Omega T_{\text{J}})}\tag{21}$$

当 $\varepsilon\neq 0$ 时,令 $s=\text{j}\omega$,可得 $N(s)$ 的幅频特性为

$$\begin{cases} N(\text{j}\omega)=0 & \omega=\Omega \\ N(\text{j}\omega)\approx 0 & \omega\in(\Omega-\Delta\omega,\Omega+\Delta\omega) \\ N(\text{j}\omega)\approx 1 & \omega\in(-\infty,\Omega-\Delta\omega)\cup(\Omega+\Delta\omega,+\infty) \end{cases}\tag{22}$$

由式(22)可知,只要闭环系统渐进稳定, $N(s)$ 的输出信号中不再含有与转速同频的成分,消除了 $G_{\text{c}}(s)$ 和 $G_{\text{w}}(s)$ 输入信号中的同频量,也就消除了同频电流响应,即实现了零电流控制.

3 闭环系统稳定性分析

为保证闭环系统的稳定性,需要对 T 矩阵进行设计. 借鉴文献[18]的设计方法将控制系统框图转换为图 5 的形式. 图中: $S(s)$ 为从选频器 $N_{\text{f}}(s)$ 的输出到陷波参数 ε 的输入之间的传递函数,形式与系统灵敏度函数相似. 因为稳定控制器 $G_{\text{c}}(s)$ 保证未采用陷波器的原控制系统是稳定的,所以 $S(s)$ 所有极点都具有负实部.

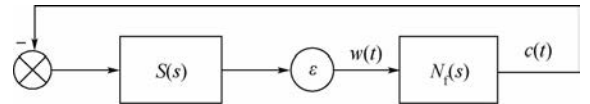


图 5 闭环灵敏度函数与选频器闭环
Fig. 5 Close loop of sensitivity function and filter

结合式(18),图 5 所示的系统闭环特征方程为

$$s^2+\Omega^2+\text{j}\varepsilon\Omega\left(\frac{s}{\text{j}\Omega}T_{\text{R}}+\text{j}T_{\text{J}}\right)S(s)=0\tag{23}$$

当 $\varepsilon=0$ 时,有 $s=\pm\text{j}\Omega$. 定义复变量 $T=T_{\text{R}}+\text{j}T_{\text{J}}$,对式(23)在 $\varepsilon=0$ 、 $s=\text{j}\Omega$ 处求偏导得

$$\left.\frac{\partial s}{\partial\varepsilon}\right|_{\varepsilon=0}=-\frac{1}{2}TS(\text{j}\Omega)\tag{24}$$

由于系统根轨迹关于 ε 是连续的,只要 $\text{Re}\left(\left.\frac{\partial s}{\partial\varepsilon}\right|_{\varepsilon=0}\right)<0$,则存在 $\varepsilon>0$ 使系统特征根都有负实部. 取 $T=S^{-1}(\text{j}\Omega)$,实部虚部分别对应 T_{R} 和 T_{J} ,即得到 T 矩阵.

4 实验验证

利用北京航空航天大学研制的主被动双框架变速控制力矩陀螺进行实验验证,实验系统如图 6 所示. 磁轴承控制系统硬件采用 DSP (Digital Signal Processor) + FPGA (Field Programmable Gate Array) 的方案实现,其中 DSP 用于实现控制算法, FPGA 用于完成时序与逻辑控制,系统控制周期为 150 μs,功放采用 PWM (Pulse-Width Modulation) 调制,调制电源电压为 28 V,载波频率为 20 kHz. 利用示波器读取同频电流和同频位移,采用 Agilent DSO5014A 数字示波器,带宽 100 MHz,采样率达 2 GSa/s. 实验系统设计参数如表 1 所示.

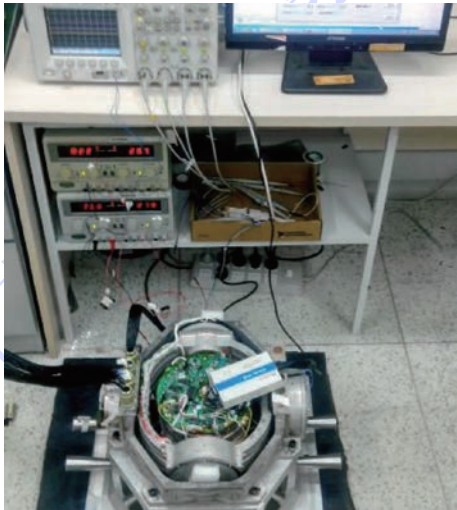


图 6 磁悬浮控制力矩陀螺实验系统
Fig. 6 Experiment system of magnetically suspended control moment gyro

表 1 实验系统设计参数 Table 1 Design parameters of experiment system	
参数	数值
m/kg	2.146
$k_{\text{s}}/(\text{V}\cdot\text{m}^{-1})$	6666.7
$k_{\text{i}}/(\text{N}\cdot\text{A}^{-1})$	167
$k_{\text{x}}/(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	9.75×10^5

稳定控制器 $G_c(s)$ 为工程常用的带不完全微分的 PID (Proportion Integration Differentiation) 控制器, 经过现场调试使系统可以稳定悬浮, 调试后的控制器参数为: 比例系数 $K_p = 6$, 积分系数 $K_i = 18$, 微分系数 $K_d = 0.0064$, 微分时间常数 $K_f = 0.00028$. 功放环节 $G_w(s)$ 近似为一阶低通环节, 时间常数 $\tau = 5.4 \times 10^{-5}$, 放大系数 $K_v = 0.272$.

转子的质量不平衡, 在高速下离心力效应比较显著, 但是由于本实验系统采用主被动磁轴承支承形式, 高速下被动自由度的波动及电机的磁偏拉力影响传感器的检测精度. 为降低实验转速, 在转子外缘增加 2 g 的静不平衡质量, 分别在 2 000 r/min 和 3 000 r/min 下进行实验. 实验波形如图 7 所示. 图中: i_x 和 i_y 分别为 x 和 y 方向的磁轴承线圈电流.

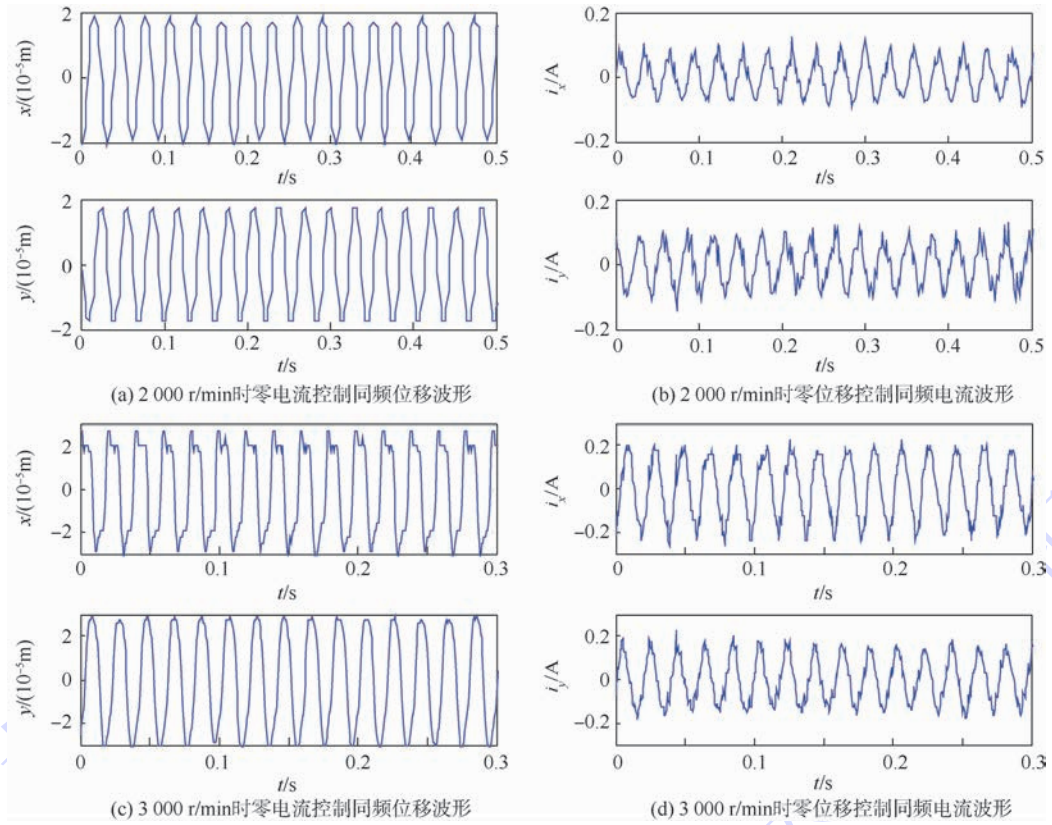


图 7 2 000 r/min 和 3 000 r/min 时零电流控制和零位移实验控制波形
Fig. 7 Experiment oscillograms of null-current control and null-displacement control at 2 000 r/min and 3 000 r/min respectively

由图 7 可知, x 方向和 y 方向的实验结果基本一致. 由于直接采样获得的数据存在高频噪声污染, 用 MATLAB 程序对采样数据进行滤波处理后, 提取基频信号. 2 000 r/min 时同频位移幅值约为 $19 \mu\text{m}$, 同频电流幅值约为 0.13 A; 3 000 r/min 时同频位移幅值约为 $31 \mu\text{m}$, 同频电流幅值约为 0.22 A. 解算得出磁轴承电流刚度为 179.6 N/A, 位移刚度为 1.13×10^6 N/m. 电流刚度实验值与设计值的偏差率为 7%, 位移刚度实验值与设计值的偏差率为 15.9%. 位移刚度偏差较大与被动磁轴承的位移刚度非线性有关, 转子偏离平衡位置处被动磁轴承的位移刚度大于平衡位置处的位移刚度, 而零电流控制时转子几何中心偏离平衡位置. 因此, 实验辨识的是偏离平衡位置处的综合位移刚度, 辨识值比理论设计值大.

实验中零电流控制和零位移控制的控制精度及采样数据的噪声水平是影响辨识精度的重要因素. 本文通过降低实验转速, 减弱了被动自由度及电机磁偏拉力等外部干扰作用; 通过对采样数据进行离线数据处理, 去除了测量噪声, 进一步提高了辨识的准确度.

5 结 论

- 1) 基于转子不平衡响应的磁轴承磁力参数辨识方法仅需要磁轴承控制系统自带的位移传感器和电流传感器, 不需要安装测力计等外部仪器设备, 方法简单易行, 适用范围广.
- 2) 利用转子的不平衡质量作为激励, 不需要反复试重, 一次启车即可完成, 效率高, 经济性好.

参考文献 (References)

- [1] 刘强,房建成.磁悬浮飞轮用可重复抱式锁紧装置[J].光学精密工程,2012,20(8):1802-1810.
Liu Q, Fang J C. Repeated clamping locking device for magnetic bearing flywheel [J]. Optics Precision Engineering, 2012, 20(8):1802-1810 (in Chinese).
- [2] Zheng S Q, Han B C. Investigations of an integrated angular velocity measurement and attitude control system for spacecraft using magnetically suspended double-gimbal CMGs [J]. Advances in Space Research, 2013, 51(12):2216-2228.
- [3] 王英广,房建成,郑世强,等.磁悬浮电机的高效高精度在线动平衡[J].光学精密工程,2013,21(11):2884-2892.
Wang Y G, Fang J C, Zheng S Q, et al. Field balancing of magnetically levitated motor in high-efficiency and high-accuracy [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(11):2884-2892 (in Chinese).
- [4] 魏彤,向岷.磁悬浮高速转子基于位移刚度力超前前馈补偿的高精度自动平衡方法[J].机械工程学报,2012,48(16):184-191.
Wei T, Xiang M. Autobalancing for magnetically suspended high-speed rotors based on lead feedforward compensation for displacement stiffness force [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(16):184-191 (in Chinese).
- [5] Fang J C, Wang C E, Wen T. Design and optimization of a radial hybrid magnetic bearing with separate poles for magnetically suspended inertially stabilized platform. [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2014, 50(5):1-11.
- [6] Han B C, Zheng S Q, Le Y, et al. Modeling and analysis of coupling performance between passive magnetic bearing and hybrid magnetic radial bearing for magnetically suspended flywheel [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2013, 49(10):5356-5370.
- [7] Han B C. Modeling and analysis of novel integrated radial hybrid magnetic bearing for magnetic bearing reaction wheel [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2010, 23(5):655-662.
- [8] Kim S J, Lee C W. On-line identification of current and position stiffnesses by LMS algorithm in active magnetic bearing system equipped with force transducers [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 1999, 13(5):681-690.
- [9] 白金刚,张小章,张凯,等.磁悬浮储能飞轮系统中的磁轴承参数辨识[J].清华大学学报:自然科学版,2008,48(3):382-385.
Bai J G, Zhang X Z, Zhang K, et al. Parameter identification for active magnetic bearings in energy storage flywheel [J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2008, 48(3):382-385 (in Chinese).
- [10] 郑世强.双框架磁悬浮控制力矩陀螺磁轴承控制及应用研究[D].北京:北京航空航天大学,2011.
- Zheng S Q. Magnetic bearing control and application research of double gimbal magnetically suspended control moment gyro [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
- [11] 房建成,王鹏.控制力矩陀螺用磁轴承磁力参数的辨识[J].中国惯性技术学报,2007,15(2):221-224.
Fang J C, Wang P. Identification of magnetic parameters for magnetic bearings in control moment gyroscope (CMG) [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(2):221-224 (in Chinese).
- [12] 侯二永,刘昆.基于在线动平衡的磁轴承参数辨识[J].国防科技大学学报,2013,35(6):65-70.
Hou E Y, Liu K. Parameter identification for magnetic bearing based on online dynamic balancing [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(6):65-70 (in Chinese).
- [13] 文通.主被动磁悬浮反作用飞轮永磁偏置混合磁轴承控制方法研究[D].北京:北京航空航天大学,2012.
Wen T. Study on control of the permanent magnet biased magnetic bearing used in the active-passive hybrid magnetic suspended reaction flywheel [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).
- [14] 陈振,刘向东,戴亚平,等.一种改进的重复控制器在高频角振动转台中的应用[J].电工技术学报,2008,23(11):178-182.
Chen Z, Liu X D, Dai Y P, et al. A modified repetitive controller and its application to high-frequency angular-vibration table [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2008, 23(11):178-182 (in Chinese).
- [15] Shi J, Zmood R, Qin L. Synchronous disturbance attenuation in magnetic bearing systems using adaptive compensating signals [J]. Control Engineering Practice, 2004, 12(3):283-290.
- [16] 彭晓军,高钟毓,王永樑.磁电轴承中抑制不平衡振动的陷波器设计方法[J].机械工程学报,2006,42(6):120-123.
Peng X J, Gao Z Y, Wang Y L. Design of notch filter to eliminate unbalance vibration in magnetic and electrostatic bearing [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(6):120-123 (in Chinese).
- [17] 冯锐,郑世强,房建成.高速磁悬浮电动机对拖试验中转子不平衡量在线辨识与振动控制[J].机械工程学报,2014,50(3):71-77.
Feng R, Zheng S Q, Fang J C. Online identification and unbalanced vibration control of high-speed magnetically levitated motor for drag test [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(3):71-77 (in Chinese).
- [18] Herzog R, Buhler P, Gahler C, et al. Unbalance compensation using generalized notch filters in the multivariable feedback of magnetic bearings [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1996, 4(5):580-586.

Parameter identification of magnetic bearing based on
rotor unbalance responses

LIU Chao^{1,2}, LIU Gang^{*1,2}

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

2. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The force parameters of magnetic bearing obtained by theoretical design method were usually inaccurate. To solve this problem, an identification method based on rotor unbalance responses was proposed. Making the rotor rotate at high speed, the eccentric effect of the rotor imbalance can be used. The force parameters of magnetic bearing were calculated by measuring the synchronous currents when the rotor was in the null-displacement control mode and the synchronous displacements when the rotor was in the null-current control mode. The null-current controller and the null-displacement controller were designed based on the generalized notch filter theory, and the T matrix was set up to ensure the close loop was stable. The experimental results indicate that the difference rate between experiment identification result and the theoretical design result is within 20%. And it proves that the method is correct and effective to improve the identification precision for the force parameters of the magnetic bearing

Key words: magnetic bearing; parameter identification; unbalance response; current stiffness; position stiffness

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0524

宽高比对微小通道空气流动换热特性影响实验



刘阳鹏, 徐国强, 李海旺*, 田一土

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对不同宽高比微小矩形通道内流动和换热特性进行了实验研究. 微小矩形通道宽 0.4 mm, 宽高比分别为 2/5、1/2、2/3 和 1. 实验以空气作为工质. 流动雷诺数 Re 范围是 200 ~ 1600. 实验结果表明: 宽高比对微小矩形通道流动换热特性的影响不可忽略. 微小矩形通道摩擦因子随着 Re 增大而减小, 泊肃叶数 Po 随着 Re 增大而增大, 二者随着宽高比增大同时减小; 努塞尔数 Nu 随着 Re 增大而增大, 随着宽高比增大而减小. 针对宽高比对微小矩形通道流动换热特性的影响拟合了相应经验关系式.

关 键 词: 微小通道; 宽高比; 流动; 换热; 经验关系式

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1253-06

为了进一步提高航空发动机整体性能, 涡轮进口前温度越来越高. 这就导致了涡轮高温部件, 如涡轮叶片, 将承受较大的热应力和热载荷, 这将严重降低涡轮部件的可靠性和使用寿命. 如今, 根据美国 IHPDET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) 计划可知, 涡轮进口温度可高达 1950 K, 而叶片材料熔点约 1 150 K 左右^[1]. 这意味着必须采取有效的冷却措施对涡轮叶片进行冷却. 到目前为止, 主要的冷却措施有内部通道冷却、气膜冷却及冲击冷却等^[2]. 随着涡轮前温度的进一步提高, 探索有效的冷却方式, 已成为现代高性能涡轮叶片设计技术的一个重要研究领域. 微小通道内的流动换热在微机电技术和微电子工程等领域有着广泛的应用背景, 是当前传热学研究的前沿热点之一^[3-4]. 其以缩小通道尺寸来增加换热面积的方法可以有效增加叶片的冷却效果, 但是受加工工艺和涡轮叶片整体尺寸的限制, 其尺寸多在 0.1 ~ 1 mm 量级, 典型结构为

微小通道气膜新型复合冷却结构^[5].

目前很多学者开展了关于通道截面形状对于微尺度通道流动和换热特性影响的研究. Wu 和 Little 等^[6-7] 对不同宽度和深度的梯形和矩形微通道内的气体流动换热进行了实验研究. 研究发现层流阻力系数较传统理论预测偏高, 并且从层流到湍流的转捩雷诺数提前, 同时微通道尺寸和壁面情况对阻力系数和转捩雷诺数影响很大, 热源布置对湍流换热影响不大, 但对层流换热有影响; 传热强化的同时, 流动阻力也在增大. Pfahel 等^[8] 测量了液体流经由硅刻蚀出来的不同深度微小通道时的摩擦阻力系数, 发现流体的流动阻力明显比由传统的不可压缩理论预测的值小. Choi 等^[9] 在实验中对这一结论进行了验证, 他们测量了氮气在微型槽道里流动的摩擦阻力系数和对流换热系数, 发现在直径小于 0.1 mm 的管内氮气流体的泊肃叶数比传统理论的预测值要小约 17%; 槽道中所测得的湍流对流换热的努塞尔数是传统宏观理

收稿日期: 2014-08-25; 录用日期: 2014-10-27; 网络出版时间: 2015-01-16 17:23

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150116.1723.002.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-14-DLXY-021)

作者简介: 刘阳鹏 (1987—), 男, 山西长治人, 博士研究生, 282927365@qq.com

* 通讯作者: 李海旺 (1982—), 男, 河北唐山人, 副教授, 09620@buaa.edu.cn, 主要研究方向为高温旋转部件的流动与换热.

引用格式: 刘阳鹏, 徐国强, 李海旺, 等. 宽高比对微小通道空气流动换热特性影响实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1253-1258. Liu Y P, Xu G Q, Li H W, et al. Experiment of air flow behavior and heat transfer characteristics in microchannels with different aspect ratios [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1253-1258 (in Chinese).

论预测值的 7 倍左右. Park 等^[10]系统研究了各种微槽结构对传热的影响,并给出了在 5 个含有湍流激发装置的短矩形槽内测得的流动和换热数据. 结果表明宽高比越大,传热性能越好. Paisarn 和 Osod^[11]对不同宽高比的微小矩形通道流动换热进行了实验研究,实验表面,宽高比对微小通道和流动换热有着显著的影响,相同雷诺数下,宽高比越大,则通道进出口压降越小,平均换热系数越小. Kenning 等^[12]对水在不同几何尺寸矩形微小通道内的压降和换热特性进行了实验研究,结果表明该研究中微小通道的流动换热特性与传统尺寸通道的关系式较符合. Zhang 等^[13]对水在不同宽高比矩形微小通道组内流动换热特性进行了实验研究,宽高比范围在 0.45 ~ 0.88 之间,研究雷诺数范围在 120 ~ 3 750 之间,结果表明转捩雷诺数提前,摩擦力和入口效应的影响不可忽略,但是宽高比对流动换热特性影响不大. Sepideh 等^[14]用微粒子阴影测速仪测量了水在微小圆管内的流动,发现测量压降值与已有经验公式不符. Hung 等^[15]研究了矩形微小通道中流向导热对换热特性的影响,研究表明流向传导不能忽略,并提出了相应计算模型. Lin 等^[16]研究了 CO₂ 和空气在微小圆管中的流动换热特性,结果表明粗糙度在层流区对流动换热特性影响不大,但是在湍流区换热明显增强. Chen 等^[17]通过实验研究了去离子水在矩形微小通道中的压降与换热特性,结果表明换热增强的同时压降也在增大,转捩雷诺数低于 1000. Guo 和 Li^[18]对微小通道内的流动换热特性做了全面总结,并讨论了压缩性、表面粗糙度和流向导热等问题.

虽然针对通道截面形状对于微小通道流动换热特性的研究已经很多,但是大部分研究中微小通道尺寸并不满足航空发动机涡轮叶片尺寸要求,且实验工质大多为水,这就对其在航空发动机涡轮叶片冷却应用上有一定的限制. 本文针对微小通道在航空发动机涡轮叶片前缘冷却应用方面进行了研究,结合涡轮叶片实际尺寸(0.1 ~ 1 mm),设计不同宽高比微小通道组实验件,对其流动换热特性进行研究,并得出相应结论;同时针对实验数据,拟合了相应的经验关系式.

1 实验装置及方法

1.1 实验装置

实验台原理如图 1 所示. 图中: M 、 T 和 P 分别为流量、温度和压力测点. 气源由高压气站供气,最高气压可达 0.7 MPa,通过调节针阀 V0 可以控制

气流流量,当实验件进出口压差保持稳定时,即可认为此时气流达到稳定. 此时通过质量流量计采集流量,进出口压力分别取前后集气腔的压力值.

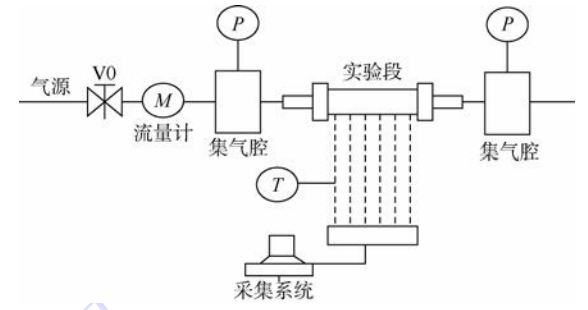


图 1 实验台原理图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

实验段原理图如图 2 所示. 实验段由 2 个完全相同的实验单元对称放置组成,中间由尼龙板隔开. 每个实验单元由实验件、加热铜块、加热铜块间尼龙隔板及其顶部电木片组成. 实验件由不锈钢加工而成,为了提高冷气流量测试精度,采用微小通道组的方法进行实验,即每个实验件含 30 个通道. 微小通道实验件尺寸如表 1 所示,每组实验件宽都是 0.4 mm,高分别为 0.4、0.6、0.8 和 1 mm,长度均为 97.5 mm,表面相对粗糙度范围为 0.23% ~ 0.58%. 每个实验件由 6 个沿流动方向依次布置的铜块进行加热,考虑到纯铜具有较高的导热系数(400 W/(m · K)左右),因此可以认为整个铜块上的温度可以采用集总参数方法处理,即在铜块的任意一点(一般均为铜块中心)测量一个温度即可代表整个铜块的平均温度. 每个铜块内部布置加热膜来加热,同时通过测量铜块温度来得到实验件外表面温度. 铜块之间的尼龙板和顶部的电木片分别用来减少固体流向导热和向外散热. 实验段进出口分别布置热电偶用来测量进出口温度值.

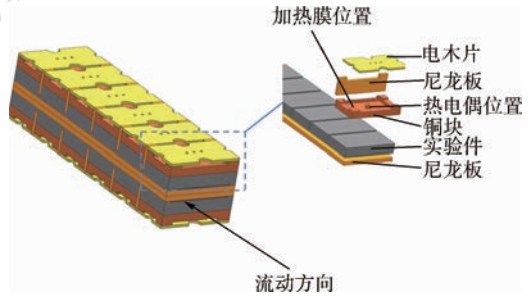


图 2 实验段原理图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental section principle

实验所采集到的温度、压力和流量电信号均通过 ADAM-4018 模块转换为数字信号,并存储于计算机中.

表 1 微小通道实验件尺寸

编号	宽/mm	高/mm	宽高比	长度/mm
1 [#]	0.4	0.4	1	97.5
2 [#]	0.4	0.6	2/3	97.5
3 [#]	0.4	0.8	1/2	97.5
4 [#]	0.4	1.0	2/5	97.5

1.2 数据处理方法

为了研究不同宽高比微小通道流动特性,定义摩擦因子:

$$f = \frac{2\Delta P}{L} \cdot \frac{d_h}{\rho u^2} \tag{1}$$

式中: d_h 和 L 分别为通道当量直径和长度; u 为空气速度; ρ 为空气密度; ΔP 为通道整体压降,由实验数据可得,实验中最大压降为 13 128 Pa,对空气密度影响仅占 11.5%,因而 ρ 取进口处空气密度,其中 d_h 和 u 计算公式为

$$d_h = \frac{2ab}{a + b} \tag{2}$$

$$u = \frac{m}{N_c \rho A_c} \tag{3}$$

式中: a 和 b 分别为微小通道的宽度和高度; N_c 为微小通道个数; A_c 为微小通道横截面积; m 为通道组质量流量.

泊肃叶数定义为

$$Po = f Re = \frac{2N_c \Delta P \rho d_h^2 A_c}{\mu L m} \tag{4}$$

雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho u d_h}{\mu} \tag{5}$$

式中: μ 为空气动力黏度.

同理,为了研究换热特性,同时考虑到工程应用性,定义综合换热系数为

$$\bar{h} = \frac{q}{\Delta T} = \frac{c_p m (T_{out} - T_{in})}{A_h \Delta T} \tag{6}$$

式中: q 为加热热流密度; A_h 为铜块底面积; T_{in} 和 T_{out} 分别为进出口温度; c_p 为空气定压比热; ΔT 定义为

$$\Delta T = \bar{T}_w - T_f = \frac{1}{6} (T_1 + T_2 + \cdots + T_6) - T_{in} \tag{7}$$

式中: $T_i (i = 1, 2, \cdots, 6)$ 为沿流向第 i 块加热铜块温度,为了方便工程应用,参考温度 T_f 取进口温度 T_{in} ; $\bar{T}_w$ 为所有铜块平均温度.

同时,为了研究沿流向换热特性,定义局部综合换热系数为

$$h_i = \frac{q}{N_h A_h (T_i - T_f)} \tag{8}$$

式中: N_h 为铜块个数.

相应的综合努塞尔数和局部综合努塞尔数定义分别为

$$\overline{Nu} = \frac{\bar{h} d_h}{\lambda} \tag{9}$$

$$Nu_i = \frac{h_i d_h}{\lambda} \tag{10}$$

式中: λ 为空气导热系数.

1.3 误差分析方法

由 1.2 节可以看出,主要误差来源来自温度、压力和流量的测量误差. 温度采用 K 型热电偶测量,实验前经过标定可得其误差为 ± 0.1 K,压力采用罗斯蒙特压力变送器,精度为 $\pm 0.075\%$ FS,流量采用美国公司 FCI 制造生产的 FCI ST98B 空气质量流量计,精度为 $\pm 0.5\%$ FS.

根据误差传递原理^[19] 可求出,雷诺数 Re 、摩擦因子 f 、泊肃叶数 Po 和努塞尔数 Nu 最大误差分别为 5.01%、11.0%、12.1% 和 5.43%.

2 实验结果与分析

2.1 流动特性

参考 Rohsenow 和 Hartnett^[20] 提出的方法,对于光滑通道流动,层流下达到充分发展的必要长度由式(11)计算得出,而对于湍流,该长度更短:

$$x^+ = \frac{x/d_h}{Re Pr} \geq 0.05 \tag{11}$$

式中: Pr 为普朗常数. 经计算,本文 $x_{min}^+ = 0.166 \geq 0.05$. 因此,本实验中微小通道长度均可满足流动达到充分发展条件.

图 3 为不同宽高比实验件摩擦因子 f 分布图. 可以看出,所有实验件摩擦因子 f 随着 Re 增大而减小,且随着 Re 逐渐增大,摩擦因子 f 变化速率逐渐减小,最终将趋于某个常数. 由图 3 还可以看出,在相同 Re 下,宽高比越小,摩擦因子 f 越大,且随着宽高比减小,摩擦因子 f 增大幅度越大. 同时由图 3 可以看出,实验件并没有发生提前

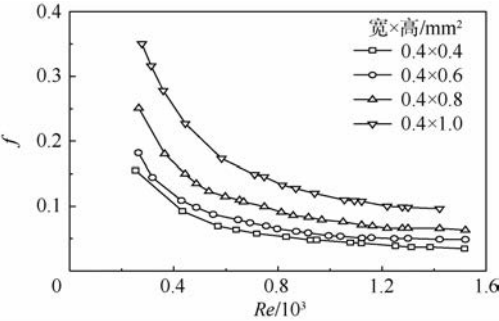


图 3 摩擦因子随 Re 的变化

Fig. 3 Variation of friction factors changing with Re

转换的现象.

图 4 为不同宽高比实验件泊肃叶数 Po 分布图,并与 Rohsenow 和 Hartnett^[20] 所提出的理论值进行对比.可以看出,所有实验件 Po 随着 Re 增大而增大,这与传统理论层流下 Po 是定值不同.由图 4 还可以看出,相同 Re 时,宽高比越小, Po 越大,这与传统理论趋势相符.由图 4 亦可看出,随着宽高比减小, Po 增大幅度越大.

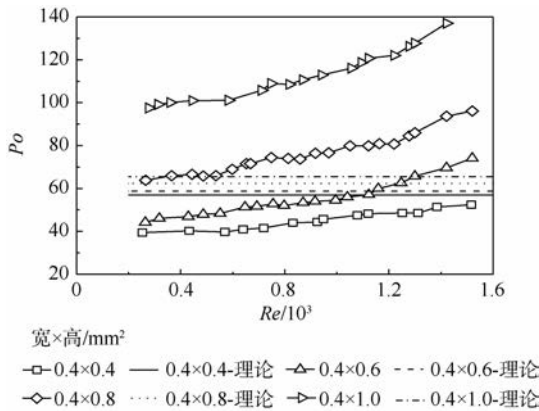


图 4 泊肃叶数随 Re 的变化

Fig. 4 Variation of Poiseuille numbers changing with Re

根据实验数据,将 Po 拟合成包含 Re 和宽高比 α 的函数:

$$Po = (-19.81\alpha + 28.73) Re^{-0.047\alpha + 0.259} \quad (12)$$

图 5 为实验数据与式(12)拟合数据对比.可以看出,实验数据与式(12)拟合结果符合较好,最大误差为 9.3%.

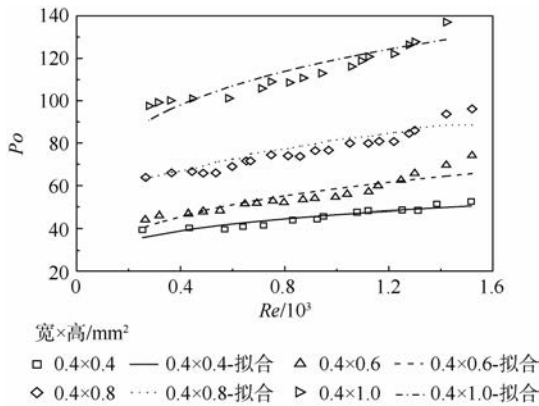


图 5 试验数据与式(12)拟合数据对比

Fig. 5 Comparison image between experimental data and data fitted by Eq. (12)

2.2 换热特性

如 1.1 节所述,采用上下实验件对称布置加热方式,理想情况下可以避免实验件未加热表面向环境散热造成的热损失.由于不同宽高比实验件实验方法完全相同,因此以 1[#] 实验件为例验证

实验方案可行性.

图 6 为 1[#] 实验件在相同电加热功率下不同 Re 时上下壁面加热铜块温度分布图.图中 T_w 为加热铜块温度.由图 6 可以看出,相同 Re 时,上下壁面相对铜块温度相差不大,在 1 K 以内,因此可知,对称加热实验方案可行.

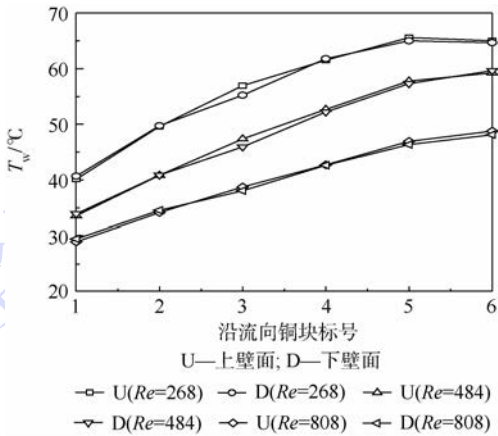


图 6 1[#] 实验件上下壁面相对应的铜块在不同 Re 时的温度分布图

Fig. 6 Temperature distribution image of copper block, corresponding to top and bottom wall, for sample 1[#] at different Re

由式(6)和式(8)可以看出,本文所定义的综合换热系数并非传统理论中的对流换热系数,该综合换热系数不仅表征了通道内表面对流换热而且也包含实验件固体部分的导热.由图 6 可以看出,实验中沿流向壁面温度逐渐升高.图 7 为 1[#] 实验件不同 Re 时中间 4 个加热铜块之间的导热占加热量的百分比(Q'/Q),该导热量计算公式为

$$Q_i = A_T \lambda_T \frac{T_{i+1} - T_i}{\delta} \quad (13)$$

式中: A_T 为相邻铜块与尼龙板之间的接触面积; λ_T 为尼龙板导热率; δ 为尼龙板厚度.

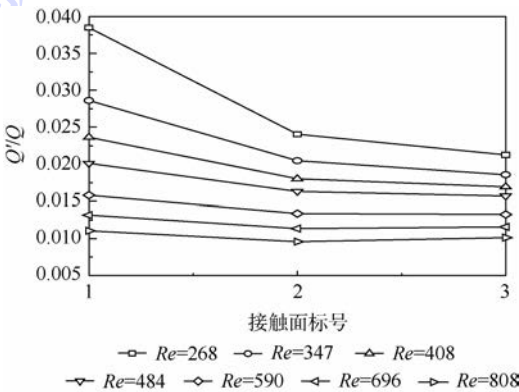


图 7 1[#] 实验件流向导热在不同 Re 时的变化

Fig. 7 Variations of heat conduction for sample 1[#] along flow direction at different Re

由图 7 可以看出,沿流向导热逐渐减小,铜块之间最大导热量不到加热量的 4%. 且随着 Re 增大,导热也逐渐减小. 因此,可以推断实验件固体流向导热对换热特性影响不大.

图 8 为 1[#] 实验件局部综合努塞尔数 Nu_i 随 Re 变化的分布图. 可以看出,相同位置的 Nu_i 随 Re 增大而增大,这表明, Re 越大,微小通道换热能力越强. 然而,在相同 Re 时, Nu_i 沿流向逐渐减小,且减小幅度逐渐降低,而入口处明显高于其他处,这可能是由入口效应造成的.

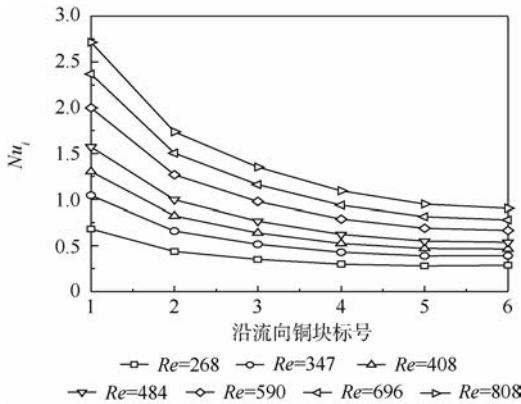


图 8 1[#] 实验件不同 Re 时 Nu_i 分布图
Fig. 8 Distribution image of Nu_i for sample 1[#] at different Re

图 9 为不同宽高比实验件综合努塞尔数 $\overline{Nu}$ 分布图. 可以看出,所有实验件 $\overline{Nu}$ 随着 Re 增大而增大,这与传统理论层流下 $\overline{Nu}$ 是定值不同. 由图 9 还可以看出,相同 Re 时,宽高比越小, $\overline{Nu}$ 越大.

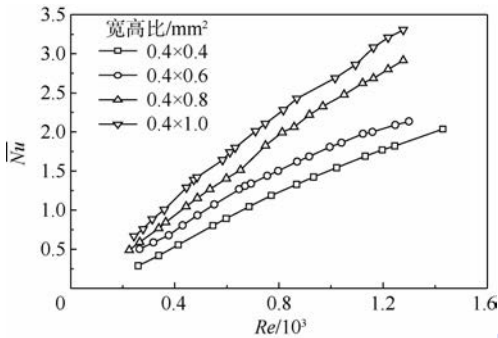


图 9 $\overline{Nu}$ 的变化
Fig. 9 Variations of $\overline{Nu}$

根据试验数据,将 $\overline{Nu}$ 拟合成包含 Re 和宽高比 α 的函数:

$$\overline{Nu} = \left(-\frac{0.00166}{\alpha} + 0.00599 \right) Re^{\left(\frac{0.03158}{\alpha} + 0.897 \right)} \quad (14)$$

图 10 为实验数据与式 (14) 拟合结果对比图. 可以看出,实验数据与公式拟合结果符合较好,最大误差为 9.05%.

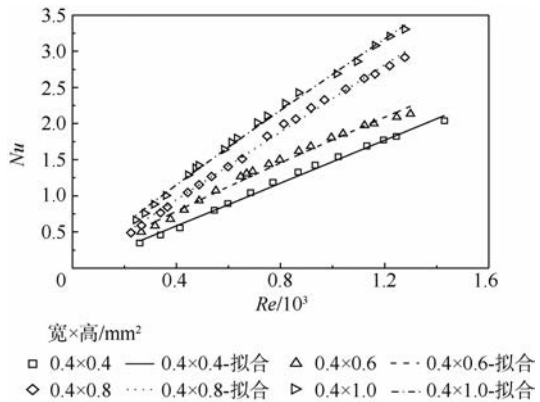


图 10 实验数据与式 (14) 拟合数据对比图
Fig. 10 Comparison image between experimental data and data fitted by Eq. (14)

3 结 论

- 1) 所有实验件 Po 随着 Re 增大而增大; 相同 Re 时, 宽高比越小, Po 越大, 且随着宽高比减小, Po 增大幅度越大.
- 2) 本实验所设计对称加热实验方案可行; 实验件固体流向导热对换热特性影响不大.
- 3) 在相同 Re 时, Nu_i 沿流向逐渐减小, 且减小幅度逐渐降低, 而入口处明显高于其他处, 这可能是由入口效应造成的; 所有实验件 $\overline{Nu}$ 随着 Re 增大而非线性增大, 相同 Re 时, 宽高比越小, $\overline{Nu}$ 越大.
- 4) 本文针对宽高比对微小矩形通道流动换热特性的影响拟合了相应经验关系式.

参考文献 (References)

- [1] Goh Y S. Heat transfer and flow characteristics inside a gas turbine combustor [D]. Baton Rouge: Louisiana State University, 2003.
- [2] 顾维藻, 刘文艳. 高温涡轮叶片三种内冷通道冷却性能的实验研究 [J]. 工程热物理学报, 1998, 19 (2): 198-203.
Gu W Z, Liu W Y. Experimental investigation on the cooling performance of three gas turbine blade internal passages [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19 (2): 198-203 (in Chinese).
- [3] Brechney D L, Wegeng R S, Drost M K. Development of micro chemical and thermal systems [J]. Proceeding of Combustion Institute, 2002, 29 (1): 909-916.
- [4] 吕春红, 任泰安. 微尺度流动研究的历史与现状 [J]. 重庆电力高等专科学校学报, 2007, 12 (1): 11-13.
Lv C H, Ren T A. The history and actuality of micro-scale research [J]. Journal of Chongqing Electric Power College, 2007, 12 (1): 11-13 (in Chinese).
- [5] 孙纪宁, 邓晶, 邓宏武. 涡轮叶片微小通道气膜新型复合冷却机构设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38 (5): 702-706.
Sun J N, Deng J, Deng H W. Structure design of a new cooling

- system combined micro channel and film cooling in the turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 702-706 (in Chinese).
- [6] Wu P Y, Little W A. Measurement of friction factors for the flow of gases in very fine channels used for microminiature Joule-Thompson refrigerators[J]. Cryogenics, 1983, 23(5): 273-277.
- [7] Wu P Y, Little W A. Measurement of heat transfer characteristics of gas flow in fine channel heat exchangers used for microminiature refrigerators[J]. Cryogenics, 1984, 24(8): 415-420.
- [8] Pfahel J, Harlay J, Bau H. Gas and liquid flow in small channels [C] // Symposium on Micro-mechanical Sensors Actuators, and Systems. New York: ASME, 1991: 49-60.
- [9] Choi S B, Barron R, Warrington R. Fluid flow and heat transfer in microtubes [C] // Micro-mechanical Sensors, Actuators, and Systems. New York: ASME, 1991: 123-134.
- [10] Park J S, Han J C, Huang Y, Ou S. Heat transfer performance comparison of five different rectangular channels with parallel angled ribs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 35(11): 2891-2903.
- [11] Paisarn N, Osod K. Study on the convective heat transfer and pressure drop in the micro-channel heat sink[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2009, 36(1): 39-44.
- [12] Kenning D B R, Lewis J S, Karayiannis T G, et al. Pressure drop and heat transfer characteristics for single-phase developing flow of water in rectangular microchannels [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2012, 395(1): 12085-12097.
- [13] Zhang J, Diao Y H, Zhao Y H, et al. An experimental study of the characteristics of fluid flow and heat transfer in the multiport microchannel flat tube [J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 65(1): 209-218.
- [14] Sepideh K, Navid B, John R T. Sudden expansions in circular microchannels: Flow dynamics and pressure drop[J]. Microfluidic Nanofluid, 2013, 17(3): 561-572.
- [15] Hung Y M, Lim C S, Ting T W, et al. Streamwise conduction of nanofluid flow in microchannels [C] // World Academy of Science, Engineering and Technology. Perth: [s. n.], 2012, 6: 161-166.
- [16] Lin T Y, Chen C W, Yang C Y, et al. An experimental investigation on friction characteristics and heat transfer of air and CO₂ flow in microtubes with structured surface roughness[J]. Heat Transfer Engineering, 2014, 35(2): 150-158.
- [17] Chen C, Teng J T, Cheng C H, et al. A study on fluid flow and heat transfer in rectangular microchannels with various longitudinal vortex generators [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 69: 203-214.
- [18] Guo Z Y, Li Z X. Size effect on microscale single-phase flow and heat transfer [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(1): 149-159.
- [19] Kline S J, McClintock F. Describing uncertainties in single-sample experiments [J]. Mechanical Engineering, 1953, 75(1): 3-8.
- [20] Rohsenow W M, Hartnett J P. Handbook of heat transfer [M]. New York: McGraw-Hill Professional, 1998: 294-298.

Experiment of air flow behavior and heat transfer characteristics in microchannels with different aspect ratios

LIU Yangpeng, XU Guoqiang, LI Haiwang*, TIAN Yitu

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments were conducted to investigate the flow behavior and heat transfer characteristics in minichannels with different aspect ratios. The widths of microchannels are constant of 0.4 mm. The aspect ratios of the microchannels are 2/5, 1/2, 2/3 and 1, respectively. All tests were performed with air. The experiments were completed with the Reynolds number in the range of 200 to 1600. Results of experiments show that the aspect ratios of microchannels have a remarkable effect on the performance of flow behavior and heat transfer characteristics. The friction factors decrease with the increase of the Reynolds numbers. The Poiseuille numbers increase when the Reynolds numbers keep rising. Both of the friction factors and Poiseuille numbers drop as the aspect ratios increase. Nusselt numbers increase as Reynolds numbers increase, but decrease with the increase of aspect ratios. The corresponding empiric equations for the flow resistance and heat transfer characteristics in microchannels with different aspect ratios are fitted.

Key words: microchannels; aspect ratio; flow; heat transfer; empiric equations

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0544

基于微分器的轨迹线性化控制方法及其应用

邵星灵^{1,2}, 王宏伦^{*1,2}, 张惠平³, 张晓峰^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191; 3. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘 要: 针对当前轨迹线性化控制(TLC)方法对系统中的不确定性存在鲁棒性不足的问题,受非线性跟踪微分器设计思路的启发,提出了一种基于微分器设计原则的轨迹线性化控制方法.首先,引入二阶线性微分器(SOLD)的概念,通过理论分析指出了当前轨迹线性化控制方法中采用一阶惯性+伪微分器求取标称指令的微分信号时,会存在与二阶线性微分器类似的峰值现象,随后利用韩式跟踪微分器(TD)求取标称指令及其微分信号,避免了该现象的同时又赋予了系统在控制量的约束范围内调节响应快慢的能力;其次,通过构造期望的闭环系统,跟踪误差动态,直接获取线性时变(LTV)系统的控制量,使得参数整定不再依赖于并行微分(PD)谱理论,在此基础上,将混合微分器(HD)的非摄动形式等价为期望的闭环系统跟踪误差动态,以提升轨迹线性化控制方法的鲁棒性,同时借助 Lyapunov 稳定性理论证明了受扰系统的跟踪误差最终一致有界;最后,利用所提出的轨迹线性化控制方法设计了高超声速飞行器的姿控系统并进行了相应的仿真.结果表明:存在大范围气动参数摄动的情况下,本方法仍具有较好的控制性能及抗干扰能力,能够满足高超声速飞行器快时变、高精度以及强鲁棒的控制需求.

关 键 词: 轨迹线性化控制方法;二阶线性微分器;非线性跟踪微分器;混合微分器;高超声速飞行器

中图分类号: TP249.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1259-10

轨迹线性化控制(Trajectory Linearization Control, TLC)是 Zhu 等在 20 世纪 90 年代中后期逐步建立并发展起来的一种有效新颖的非线性跟踪和解耦控制方法^[1-3].由于其具有特定的控制结构(开环前馈求伪逆+闭环反馈调节跟踪误差),使得系统输出沿着标称轨迹指数稳定,从而保证了 TLC 具有一定的鲁棒性和较强的抗干扰能力,目前已被成功应用于空天飞行器^[1-2]以及机器人控制^[3]等系统.但文献[4]研究发现,当系统中不确定性增大至一定程度, TLC 的控制性能将会遭到破坏甚至失效.因此,针对 TLC 方法的

弊端,如何改善或提高 TLC 的控制性能及抗干扰能力成为了近年来的热点研究问题^[5-9].目前针对该问题所采取的解决思路可归纳如下:基于“观测+补偿”的思想,利用神经网络^[5-8]或者模糊逻辑^[9]对不确定性因素的良好逼近能力,来抵消不确定性对系统的影响.因此研究内容主要集中在补偿器的设计、引入补偿器后复合系统的稳定性分析与证明等方面.其中 Liu 等^[5]针对一类非线性系统,研究了基于自适应神经网络的 TLC 控制方法,提高了闭环系统的鲁棒性.朱亮等^[6]针对近空间飞行器的姿控问题,研究了基于单隐

收稿日期: 2014-09-05; 录用日期: 2014-10-17; 网络出版时间: 2014-12-17 08:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.0834.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61175084); 长江学者和创新团队发展计划(IRT 13004); 航空科学基金(2014ZA51002)

作者简介: 邵星灵(1988—),男,江苏扬州人,博士研究生, huanying3557913@sina.com

* 通讯作者: 王宏伦(1970—),男,陕西蓝田人,教授, hl_wang_2002@126.com, 主要研究方向为无人机自主飞行控制、管理与决策.

引用格式: 邵星灵, 王宏伦, 张惠平, 等. 基于微分器的轨迹线性化控制方法及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1259-1268. Shao X L, Wang H L, Zhang H P, et al. Control method and applications of robust trajectory linearization via nonlinear differentiators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1259-1268 (in Chinese).

层神经网络 (Single Hidden Layer Neural Network, SHLNN) 的直接自适应 TLC 控制方法, 文献[7]在文献[6]的基础上研究了一种新的鲁棒自适应 TLC 控制策略, 可以降低文献[6]中控制器设计时的保守性, 避免了因参数选取不当导致过高的控制增益等问题. 类似地, 薛雅丽等^[8]提出了基于 RBFNN (Radial Basis Function Neural Network) 的 TLC 控制方法, 可有效解决存在气动参数摄动时飞行器的强鲁棒姿控问题. Jiang 等^[9]针对一类非线性系统, 研究了基于 T-S (Takagi-Sugeno) 模糊系统的鲁棒自适应 TLC 控制方法. 然而, 在上述文献中, 基于神经网络理论设计的补偿器调参较复杂, 且模糊系统中规则的构造等都需要一些先验知识作支撑, 这都无疑增加了设计过程的复杂度. 因此如何引入某种新的设计思路且紧密结合 TLC 方法的理论框架, 寻求出一种设计上更简洁, 具有强抗干扰特性的控制方法成为了亟需解决的新问题.

另一方面, 对于非线性跟踪微分器的研究是目前的一大热点研究问题, 韩京清和袁露林^[10]给出了跟踪微分器 (Tracking Differentiator, TD) 的设计及证明过程, 取代了原有的差分方法, 并将其应用于各种控制系统^[11]. 王新华等^[12]提出的全程快速跟踪微分器 (或称混合微分器) 在信号滤噪与求导方面具有明显优势, 并且系统状态具有在远离和接近平衡点都能自动以较快速度收敛、跟踪速度快和无抖振等特点^[12], 文献[13]设计了一种基于奇异摄动技术的有限时间收敛微分器 (Finite Time Convergence Differentiator, FTCD) 算法 (严格讲, FTCD 是混合微分器的特殊形式), 文献[14]设计了基于 FTCD 的滑模变结构控制律, 仿真实验和实测数据证实了该微分器具有较强的抑制噪声能力^[14].

本文受非线性跟踪微分器设计思路的启发, 并立足于 TLC 方法的理论框架, 尝试将微分器的特性合理融入 TLC 方法的设计过程中, 以改善 TLC 的控制性能, 并将该方法在高超声速飞行器的姿控系统中得到了验证.

1 轨迹线性化方法简介

考虑如下非线性动态系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x})\mathbf{u} + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d}(\mathbf{x}) \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 、 $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 、 $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 分别为系统的状态、输入和输出; $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 、 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x})$ 、 $\mathbf{g}_2(\mathbf{x})$ 、 $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ 为适

当维数的光滑有界函数; $\mathbf{d}(\mathbf{x}) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 表示未建模误差和外界干扰的总和, 并且满足假设 1.

假设 1 对于所有的 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, 必存在非线性函数 $\mathbf{g}_0(\mathbf{x})$ 且满足 $\mathbf{g}_0(\mathbf{x})\mathbf{g}_1(\mathbf{x}) = \mathbf{g}_2(\mathbf{x})$, 其中存在正的有界实数 σ 使得 $\|\mathbf{g}_2(\mathbf{x})\| \leq \sigma$ 成立.

首先, 令 $\mathbf{d}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}$, 根据 TLC 的设计思想, 标称状态 $\bar{\mathbf{x}}$ 、标称输入 $\bar{\mathbf{u}}$ 以及标称输出 $\bar{\mathbf{y}}$ 满足:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\mathbf{x}}} = \mathbf{f}(\bar{\mathbf{x}}) + \mathbf{g}_1(\bar{\mathbf{x}})\bar{\mathbf{u}} \\ \bar{\mathbf{y}} = \mathbf{h}(\bar{\mathbf{x}}) \end{cases} \quad (2)$$

定义 $\mathbf{x} = \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{e}$, $\mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}} + \tilde{\mathbf{u}}$, 则闭环系统跟踪误差动态特性方程为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} = & \mathbf{f}(\bar{\mathbf{x}} + \mathbf{e}) + \mathbf{g}_1(\bar{\mathbf{x}} + \mathbf{e})(\bar{\mathbf{u}} + \tilde{\mathbf{u}}) + \\ & \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d} - \mathbf{f}(\bar{\mathbf{x}}) - \mathbf{g}_1(\bar{\mathbf{x}})\bar{\mathbf{u}} = \\ & \mathbf{F}(\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}}, \mathbf{e}, \tilde{\mathbf{u}}) + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d} \end{aligned} \quad (3)$$

考虑式(3)中 $\bar{\mathbf{x}}$ 和 $\bar{\mathbf{u}}$ 可视为系统的时变参数, 故式(3)可简记为

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{F}(\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}}, \mathbf{e}, \tilde{\mathbf{u}}) + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d} = \mathbf{F}(\mathbf{t}, \mathbf{e}) + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d} \quad (4)$$

考虑如下线性时变系统:

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{A}(\mathbf{t})\mathbf{e} + \mathbf{B}(\mathbf{t})\tilde{\mathbf{u}} + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{d} \quad (5)$$

式中:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}(\mathbf{t}) = & \left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{g}_1}{\partial \mathbf{x}}\mathbf{u} \right) \Big|_{(\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}})} \\ \mathbf{B}(\mathbf{t}) = & \mathbf{g}_1(\mathbf{x}) \Big|_{(\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}})} \end{aligned}$$

式(4)和式(5)分别满足假设 2 和假设 3.

假设 2 当 $\mathbf{d} = \mathbf{0}$ 时, $\mathbf{e} = \mathbf{0}$ 为式(5)的孤立平衡点, $\mathbf{F}: [0, \infty) \times D_e \rightarrow \mathbf{R}^n$, $D_e = \{\mathbf{e} \in \mathbf{R}^n \mid \|\mathbf{e}\| < R_e\}$ 连续可微, 雅克比矩阵 $[\partial \mathbf{F} / \partial \mathbf{t}]$ 关于 t 一致有界, 在 D_e 上满足 Lipschitz 条件. 其中 D_e 为误差 $\mathbf{e}$ 的定义域; R_e 为误差 $\mathbf{e}$ 可选取的实数集.

假设 3 线性时变系统式(5)中 $\mathbf{A}(\mathbf{t})$ 和 $\mathbf{B}(\mathbf{t})$ 对于所有允许的参数值满足: ①关于 t 光滑有界且有连续有界的 $n-1$ 次微分; ② $\{\mathbf{A}(\mathbf{t}), \mathbf{B}(\mathbf{t})\}$ 一致完全可控, 那么存在控制律 $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{K}(\mathbf{t})\mathbf{e}$ 使得当 $\mathbf{d} = \mathbf{0}$ 时线性时变系统式(5)在原点处指数稳定.

换句话说, 系统状态在控制律 $\tilde{\mathbf{u}}$ 和 $\bar{\mathbf{u}}$ 的共同作用下以指数形式收敛于期望的标称轨迹状态. 不妨记 $\mathbf{A}_c(\mathbf{t}) = \mathbf{A}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}(\mathbf{t})\mathbf{K}(\mathbf{t})$, 其中 $\mathbf{A}_c(\mathbf{t})$ 为待设计的矩阵, 根据文献[1-3]可采用 PD 谱理论设计保证系统赫尔维茨稳定.

2 轨迹线性化方法的改进

2.1 开环伪动态逆控制器的改进

根据 TLC 方法的设计思想和步骤, 标称输出

可由式(2)推导得出(仅讨论MIMO系统相对阶为1的情况,即 $\mathbf{h}(\mathbf{x}) = \mathbf{x}$):

$$\bar{\mathbf{u}} = \mathbf{g}_1(\bar{\mathbf{x}})^{\dagger}(\dot{\bar{\mathbf{x}}} - \mathbf{f}(\bar{\mathbf{x}})) \quad (6)$$

式中:符号 † 表示伪逆运算符,其计算表达式为 $\mathbf{A}^{\dagger} = \mathbf{A}^{\mathrm{T}}(\mathbf{A}\mathbf{A}^{\mathrm{T}})^{-1}$.为了保证系统的因果性, $\dot{\bar{\mathbf{x}}}$ 将由 $\bar{\mathbf{x}}$ 经过伪微分器求得

$$\mathbf{G}_{\text{diff}} = \frac{\omega_{\text{diff}} s}{s + \omega_{\text{diff}}} \quad (7)$$

式中: ω_{diff} 为伪微分器 $\mathbf{G}_{\text{diff}}$ 的带宽.

可见伪微分器中时间常数 $T = 1/\omega_{\text{diff}}$ 越小,微分的近似程度越高,通常为为保证控制品质,指令信号 $v(t)$ 需经过一阶惯性环节平滑后得到 $\bar{\mathbf{x}}$,最后送入上述伪微分器中获取微分信号 $\dot{\bar{\mathbf{x}}}$,这里不失一般性,令一阶惯性环节的时间常数为 T ,则指令信号 $v(t)$ 至 $\dot{\bar{\mathbf{x}}}$ 的传递函数为

$$w(s) = \frac{s}{T^2 s^2 + 2Ts + 1} = \frac{s}{(Ts + 1)^2}$$

其状态变量实现为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ T^2 \dot{x}_2 = -[x_1 - v(t)] - 2Tx_2 \\ y = x_2 \end{cases} \quad (8)$$

可得

$$\begin{cases} \lim_{T \rightarrow 0} x_1 = v(t) \\ \lim_{T \rightarrow 0} x_2 = \dot{v}(t) \end{cases}$$

其形式等价于二阶线性积分链式微分器^[15],并且 T 等效于摄动参数 ε ,当式(8)的状态初始值与 $v(0)$ 有较大误差时,由于微分器的高增益影响,使得初始时刻附近,微分器的导数估计会存在峰值现象.故 T 足够小时微分信号近似程度较高的同时,过渡阶段会引起标称指令的微分信号 $\dot{\bar{\mathbf{x}}}$ 乃至标称输入 $\bar{\mathbf{u}}$ 的剧烈跳变,可见该峰值现象是当前TLC方法无法避免的.

现考虑如下二阶积分串联系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u \quad |u| < r \end{cases} \quad (9)$$

式中: r 为系统实际能提供的最大控制量.

双积分串联系统对应的二阶离散系统为

$$z_1(k+1) = z_1(k) + h z_2(k)$$

$$z_2(k+1) = z_2(k) + h u(k) \quad |u(k)| \leq r$$

定理1 对于形如式(9)的串联系统,在满足加速度限制 $|\ddot{x}_1| < r$ 的条件下,以任意有界可积信号 $v(t)$ 为终点的快速最优控制综合函数为

$$u(k) = \text{fhan}(z_1(k) - v(k), z_2(k), r, h) \quad (10)$$

由式(9)和式(10)构成的动态系统具有如下性质:

1) $\lim_{r \rightarrow \infty} \int_0^T |x_1(r, t) - v(t)| = 0$, $x_1(r, t)$ 的导数 $x_2(r, t)$ 弱收敛于函数 $v(t)$ 的广义导数.

2) 若输入信号为单位阶跃信号且幅值为 v , T_0 为阶跃响应过渡过程的时间,则过渡过程时间 T_0 与最大加速度 r 满足:

$$T_0 = 2\sqrt{v/r}$$

且

$$\max_{t \in [0, T_0]} \{x_2\} = \sqrt{vr}$$

定理1详细证明过程可参见文献[16],这里不再赘述.由定理1可知二阶韩氏跟踪微分器^[16]具有根据系统输入能力事先安排过渡过程的优点,并且能够保证过渡过程的快速性且无超调,此外过渡过程的微分信号的峰值可通过最大加速度 r 来调节,可有效抑制初始阶段线性微分器中的峰值现象.因此这里引入二阶最速离散跟踪微分器^[16]替换TLC方法中的一阶惯性+伪微分器环节,跟踪微分器具体形式为

$$\begin{cases} \text{fh} = \text{fhan}(z_1(k) - v(k), z_2(k), r, h) \\ z_1(k+1) = z_1(k) + h z_2(k) \\ z_2(k+1) = z_2(k) + h \text{fh} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\text{fhan}(z_1(k) - v(k), z_2(k), r, h)$ ^[16]为二阶最速离散跟踪微分器输入; h 为积分步长;跟踪微分器的输出 $z_1(k)$ 即为安排的过渡过程信号; $z_2(k)$ 为过渡信号 $z_1(k)$ 的微分信号.

2.2 线性时变系统(LTV)跟踪误差调节器的改进

现考虑无扰系统式(5)($d = \mathbf{0}$),为消除静差,将式(5)的状态向量增广成PI(Proportional Integral)形式,有

$$\dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{e}_p \quad (12)$$

此时式(5)可改写成:

$$\dot{\mathbf{e}}_p = \mathbf{A}(t)\mathbf{e}_p + \mathbf{B}(t)\tilde{\mathbf{u}} \quad (13)$$

记 $\mathbf{e} = [\mathbf{e}_1 \quad \mathbf{e}_p]^{\mathrm{T}}$,由式(12)和式(13)构成新的跟踪误差动态方程,写成矩阵形式:

$$\dot{\mathbf{e}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{I}_{n \times n} \\ \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{A}(t) \end{bmatrix} \mathbf{e} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} \\ \mathbf{B}(t) \end{bmatrix} \tilde{\mathbf{u}} \quad (14)$$

定理2 针对形如式(14)的非线性系统,选择控制器为 $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{B}(t)^{\dagger}(-\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 - \mathbf{K}_p \mathbf{e}_p - \mathbf{A}(t)\mathbf{e}_p)$ 可以保证闭环跟踪误差 $\mathbf{e}$ 在零点处指数收敛,其中 $\mathbf{K}_1$ 和 $\mathbf{K}_p$ 为适维的正定对角矩阵.

证明 为保证式(14)跟踪误差指数收敛,则式(15)必恒成立:

$$\dot{\mathbf{e}}_p = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 - \mathbf{K}_p \mathbf{e}_p \quad (15)$$

式(15)为期望的误差动态特性方程.

两边同时求导取 Laplace 变换,有

$$(s^2 + k_{p,i}s + k_{1,i})e_p = 0 \quad i=1,2,\dots,n$$

式中: $k_{p,i}$ 和 $k_{1,i}$ 为 K_p 和 K_1 对角线上相应的元素,且满足 $s^2 + k_{p,i}s + k_{1,i} = 0$ 是 Hurwitz 的,这里不失一般性, $k_{p,i}$ 和 $k_{1,i}$ 满足:

$$\left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^2 e_p = \ddot{e}_p + k_{p,i}\dot{e}_p + k_{1,i}e_p \quad \lambda > 0 \quad (16)$$

再由 $A(t)e_p + B(t)\tilde{u} = -K_1e_1 - K_p e_p$ 可直接推导出控制律 $\tilde{u}$. 证毕

定理 2 通过构造跟踪误差特性方程为切入点,间接求出了控制律 $\tilde{u}$,与改进前 TLC 方法(先将线性时变(Linear Time-varying, LTV)系统转换为可控标准型,然后根据 PD 谱理论求得状态反馈矩阵,最后得到控制律 $\tilde{u}$)相比,这种处理方式规避了 TLC 方法中线性时变系统一致完全可控的限制,换句话说,即使假设 3 不成立,通过定理 2 依然可以获得控制律 $\tilde{u}$.

以上讨论的是无扰情况下 LTV 的控制律求解问题,接下来,以提高 TLC 的控制性能及抗干扰能力为出发点着重讨论受扰情况下式(5)的控制律的设计. 首先给出关于混合微分器的引理:

引理 1^[12] 如下所示系统:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = -a_0 z_1 - a_1 \text{sig}(z_1)^{m/n} - b_0 z_2 - b_1 \text{sig}(z_2)^{m/n} \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\text{sig}(y)^a = |y|^a \text{sgn}(y)$, $a > 0$, 如果 $a_0, a_1, b_0, b_1 > 0, m$ 和 n 均为大于 0 的奇数,且 $m < n$, 那么系统式(17)在原点是渐近稳定的,即满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} z_1 = 0$ 及 $\lim_{t \rightarrow \infty} z_2 = 0$.

详细的证明过程参见文献[12].

推论 1^[12] 引理 1 所述的混合微分器在系统状态远离和接近平衡点时都能自动以较快速度收敛,远离时线性环节起主导作用,接近时非线性环节起主导作用,使得系统状态始终保持快速收敛性,系统式(17)实际上可分为 2 个阶段:

1) 当 $|z| > 1$ 时,由于 $m < n$,有 $|z| > |z|^{m/n}$,所以系统状态在远离平衡点时, $|z|$ 远大于 $|z|^{m/n}$,系统式(14)中起主导作用的形式为

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = -a_0 z_1 - b_0 z_2 \end{cases} \quad (18)$$

易证系统(18)仍然是渐进稳定的,且保持较快的收敛速度,其收敛速度与 z_1, z_2 值的绝对值成正比.

2) 当 $|z| < 1$ 时,由于 $m < n$,有 $|z| < |z|^{m/n}$,

所以系统状态接近于平衡点时, $|z|$ 远小于 $|z|^{m/n}$,系统式(14)中起主导作用的形式为

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = -a_1 \text{sig}(z_1)^{m/n} - b_1 \text{sig}(z_2)^{m/n} \end{cases} \quad (19)$$

形如式(19)的系统称为非线性微分器,由文献[17]的证明可知其相对于原点是有限时间收敛的,并且保持快速收敛性.

不难发现,定理 2 所述的系统期望跟踪误差动态特性与式(18)类似,这也间接说明了在无扰情况下闭环系统的稳定性是得到保证的. 同理,若系统期望跟踪误差动态特性符合式(19),同样可推断出闭环系统误差在无扰情况下是有限时间收敛的. 这里不妨作大胆尝试,令系统期望跟踪误差动态特性与式(17)一致,则混合微分器具备的特性,改进后的 TLC 方法也同样具备,这里需要指出的是,本文针对 TLC 方法的改进仅利用了混合微分器的非摄动形式,在去噪方面一般采用其摄动形式.

接下来讨论与分析采用式(17)作为 LTV 期望的误差动态特性时闭环系统的扰动抑制能力,首先给出如下假设和定理:

假设 4 存在满足假设 1 的正的有界实数 σ 以及正实数 M ,使下列不等式成立:

$$\sup_{t \in [0, \infty)} g_2(x) \|d\|_2 \leq \sup_{t \in [0, \infty)} \sigma \|d\|_2 \leq M$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 表示 2 范数.

定理 3 存在满足假设 4 的正实数 M ,使得 $t \rightarrow \infty$ 时,受扰的 LTV 系统以形如式(18)作为期望误差动态特性时,跟踪误差最终一致有界且绝对值收敛于正紧集合 B_L :

$$B_L = \min_{e_p \in \mathbf{R}} \{\Omega_1, \Omega_2\}$$

式中:

$$\Omega_1 = \{|e_p| \leq R_e\}$$

$$\Omega_2 = \left\{ |e_p| \leq \frac{M}{2k_1} \left[\frac{1+k_1}{k_1 k_2} + \sqrt{1 + \left(\frac{1+k_1}{k_1 k_2} \right)^2} \right] \right\}$$

其中: $k_1 = \lambda^2$; $k_2 = \frac{2}{\lambda}$ 均为正数.

证明 受扰的 LTV 系统以形如式(18)作为期望误差动态特性时,满足状态方程:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_p \\ \dot{e}_p = -k_1(e_1 + k_2 e_p) + M \end{cases}$$

构造 Laypunov 函数:

$$V(e_1, e_p) = \frac{1}{2k_1^2 k_2} \left\{ [k_1 + k_1^2 + (k_1 k_2)^2] e_1^2 + 2k_1 k_2 e_1 e_p + (1 + k_1) e_p^2 \right\}$$

沿闭环系统轨线求函数 $V(e_1, e_p)$ 的导数,有

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial V(e_1, e_p)}{\partial e_1} &= \frac{1}{k_1^2 k_2} [(k_1 + k_1^2 + k_1^2 k_2^2)e_1 + k_1 k_2 e_p] \\ \frac{\partial V(e_1, e_p)}{\partial e_p} &= \frac{1}{k_1^2 k_2} [(k_1 + 1)e_p + k_1 k_2 e_1] \\ \dot{V} &= \frac{\partial V(e_1, e_p)}{\partial e_1} e_p + \frac{\partial V(e_1, e_p)}{\partial e_p} e_p \\ &= (-k_1 e_1 - k_1 k_2 e_p + M) = \\ &\quad - (e_1^2 + e_p^2) + \frac{1}{k_1} e_1 M + \frac{1 + k_1}{k_1^2 k_2} e_p M \\ \dot{V} &= - \left(e_1 - \frac{M}{2k_1} \right)^2 - \left(e_p - \frac{1 + k_1}{2k_1^2 k_2} M \right)^2 + \\ &\quad \left[1 + \frac{(1 + k_1)^2}{k_1^2 k_2^2} \right] \frac{M^2}{4k_1^2} \end{aligned} \right.$$

欲使 $\dot{V} < 0$ 成立,须有下式成立:

$$\left(e_1 - \frac{M}{2k_1} \right)^2 + \left(e_p - \frac{1 + k_1}{2k_1^2 k_2} M \right)^2 > \left[1 + \frac{(1 + k_1)^2}{k_1^2 k_2^2} \right] \frac{M^2}{4k_1^2}$$

其几何意义在于以 $|e_1| \leq \frac{M}{2k_1}$, $|e_p| \leq \frac{1 + k_1}{2k_1^2 k_2} M$ 之内

的点为圆心,半径为 $\frac{M}{2k_1} \sqrt{1 + \left(\frac{1 + k_1}{k_1 k_2} \right)^2}$ 的圆内点的

并集之外,因此当 $|e_1| > \frac{M}{2k_1} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{1 + k_1}{k_1 k_2} \right)^2} \right]$,

$|e_p| > \frac{M}{2k_1} \left[\frac{1 + k_1}{k_1 k_2} + \sqrt{1 + \left(\frac{1 + k_1}{k_1 k_2} \right)^2} \right]$ 时恒有 $\dot{V} < 0$,

因此如下不等式成立:

$$|e_1| \leq \frac{M}{2k_1} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{1 + k_1}{k_1 k_2} \right)^2} \right] \quad \text{证毕}$$

由 $k_1 = \lambda^2$, $k_2 = 2/\lambda$ 可推出 $|e_p| \leq (1 + \sqrt{2}) \cdot M/2k_1$,不难发现受扰的 LTV 系统以形如式(18)作为期望误差动态特性时,跟踪误差最终的收敛域与反馈系数 k_1 成反比。

同样,下面讨论与分析采用式(19)作为 LTV 跟踪误差动态特性时系统抑制扰动的能力。

定理 4 存在满足假设 4 的正实数 M ,使得 $t \rightarrow \infty$ 时,受扰的 LTV 系统以形如式(19)作为期望误差动态特性时,跟踪误差最终一致有界且绝对值收敛于正紧集合 B_R :

$$B_R = \min_{e_p \in \mathbf{R}} \{ \Omega_1, \Omega_4 \}$$

式中:

$$\left\{ \begin{aligned} \Omega_1 &= \{ |e_p| \leq R_e \} \\ \Omega_4 &= \left\{ |e_p| \leq \left(\frac{M}{b_1} \right)^{\frac{1}{\alpha_2}} \right\} \end{aligned} \right.$$

证明 受扰的 LTV 系统以形如式(19)作为期望误差动态特性时,满足状态方程:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_p \\ \dot{e}_p = -a_1 \text{sig}(e_1)^{\alpha_1} - b_1 \text{sig}(e_p)^{\alpha_2} + M \end{cases}$$

式中: $0 < \alpha_1 < 1$; $0 < \alpha_2 < 1$ 。

首先构造如下的 Laypunov 函数:

$$V(e_1, e_p) = \frac{a_1}{\alpha_1 + 1} |e_1|^{\alpha_1 + 1} + \frac{e_p^2}{2}$$

两边对时间求导可得

$$\begin{aligned} \frac{\partial V(e_1, e_p)}{\partial t} &= a_1 \text{sig}(e_1)^{\alpha_1} e_p + \\ &\quad e_p [-a_1 \text{sig}(e_1)^{\alpha_1} - b_1 \text{sig}(e_p)^{\alpha_2} + M] = \\ &\quad -b_1 e_p \text{sig}(e_p)^{\alpha_2} + e_p M = -b_1 |e_p|^{\alpha_2 + 1} + e_p M \end{aligned}$$

欲使 $\dot{V} < 0$ 成立,须使得

$$|e_p| > \left(\frac{M}{b_1} \right)^{\frac{1}{\alpha_2}}$$

因此闭环系统的跟踪误差将限制在由不等式

$|e_p| \leq \left(\frac{M}{b_1} \right)^{\frac{1}{\alpha_2}}$ 限定的范围之内。 证毕

一般而言,反馈增益 b_1 要大于扰动的上界 M ,故受扰的 LTV 系统以形如式(19)作为期望误差动态特性时,跟踪误差最终的收敛域比定理 3 所述的范围小的多。

至此,可以得到如下结论:受扰的 LTV 系统以形如式(17)作为期望误差动态特性时,实际上也可分为两个阶段:闭环跟踪误差远离原点时,线性反馈占主导成分;反之,闭环跟踪误差逐渐接近原点时,非线性非光滑反馈占主导成分,与混合微分器性质类似,跟踪误差全程均能自动以较快的速度收敛。

现对定理 2 所述的 LTV 控制律进行修正可得

$$\begin{aligned} \tilde{u} &= \mathbf{B}(t)^{\dagger} [-\mathbf{K}_1 e_1 - \mathbf{K}_p e_p - \mathbf{A}_1 \text{sig}(e_1)^{\alpha_1} - \\ &\quad \mathbf{B}_1 \text{sig}(e_p)^{\alpha_2} - \mathbf{A}(t) e_p] \end{aligned}$$

式中: $\mathbf{A}_1$ 和 $\mathbf{B}_1$ 为适维的正定对角矩阵,其对角线上相应的元素分别为推论 1 及定理 4 中的 a_1 和 b_1 ,整个系统经综合后控制律为 $u = \bar{u} + \tilde{u}$ 。

3 高超声速飞行器姿控系统仿真验证

3.1 数学描述和控制系统实现

高超声速飞行器的姿态运动学和动力学方程描述为

$$\begin{cases} \dot{\Omega} = f_1 + g_1 w + d_1 \\ \dot{w} = f_2 + g_2 \delta + d_2 \\ y = [I_{1 \times 3} \quad I_{1 \times 3}] \begin{bmatrix} \Omega \\ w \end{bmatrix} \end{cases}$$

式中: $\boldsymbol{\Omega} = [\alpha \ \beta \ \mu]^T$ 为姿态角向量; $\boldsymbol{w} = [p \ r \ q]^T$ 为姿态角速度向量; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a \ \delta_r \ \delta_e]^T$ 为副翼、方向舵以及升降舵的舵偏角; $\boldsymbol{f}_1, \boldsymbol{g}_1, \boldsymbol{f}_2, \boldsymbol{g}_2$ 的详细表达式参考文献[18]; $\boldsymbol{d}_1, \boldsymbol{d}_2 \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 表示建模误差和外界干扰. 显然该系统相对阶为 1, 并且不存在零动态问题. 为验证改进后 TLC 方法的有效性, 将原先的 TLC 方法以及文献[7]提出的基于单隐层神经网络的鲁棒自适应 TLC 方法作为对比对象, 这里给出文献[7]与本文方法的控制律.

文献[7]设计的控制律^[7]为

$$\boldsymbol{w}_c = \bar{\boldsymbol{w}} + \boldsymbol{K}_1(t) \boldsymbol{e}_{\Omega} - \boldsymbol{G}_{10}(\boldsymbol{v}_{ad1} + \boldsymbol{v}_{r1})$$

$$\boldsymbol{\delta}_c = \bar{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{K}_2(t) \boldsymbol{e}_w - \boldsymbol{G}_{20}(\boldsymbol{v}_{ad2} + \boldsymbol{v}_{r2})$$

式中: $\boldsymbol{v}_{adi} (i=1, 2)$ 以及 $\boldsymbol{v}_{ri} (i=1, 2)$ 分别为慢快回路神经网络的输出项以及自适应鲁棒控制项, 具

体参数表达式详见文献[7].

本文方法所对应的慢回路控制律为

$$\boldsymbol{w}_c = \bar{\boldsymbol{w}} + \boldsymbol{B}(t)^{\dagger} \cdot$$

$$\left\{ \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ -\boldsymbol{K}_{\Omega l} & -\boldsymbol{K}_{\Omega p} - \boldsymbol{A}(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{e}_{\Omega l} \\ \boldsymbol{e}_{\Omega p} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \boldsymbol{v}_w \end{bmatrix} \right\}$$

式中: $\boldsymbol{v}_w = [-a_1 \operatorname{sig}(\boldsymbol{e}_{\Omega l})^{\alpha_1} - b_1 \operatorname{sig}(\boldsymbol{e}_{\Omega p})^{\alpha_2}]^T$; $\bar{\boldsymbol{w}}$ 的解算按照 3.1 节所述的方法; $\boldsymbol{A}(t)$ 和 $\boldsymbol{B}(t)$ 为慢回路 LTV 系统中的系统时变矩阵和输入矩阵, 可以通过 MATLAB 符号计算工具箱快速获得.

需要说明的是, 由于在慢回路中引入的跟踪微分器已经生成了快回路的标称指令, 故快回路采用伪微分器求取角速率的微分信号即可, LTV 控制律求法与慢回路类似, 这里不再赘述. 具体的高超声速飞行器姿态控制系统结构框图如图 1 所示.

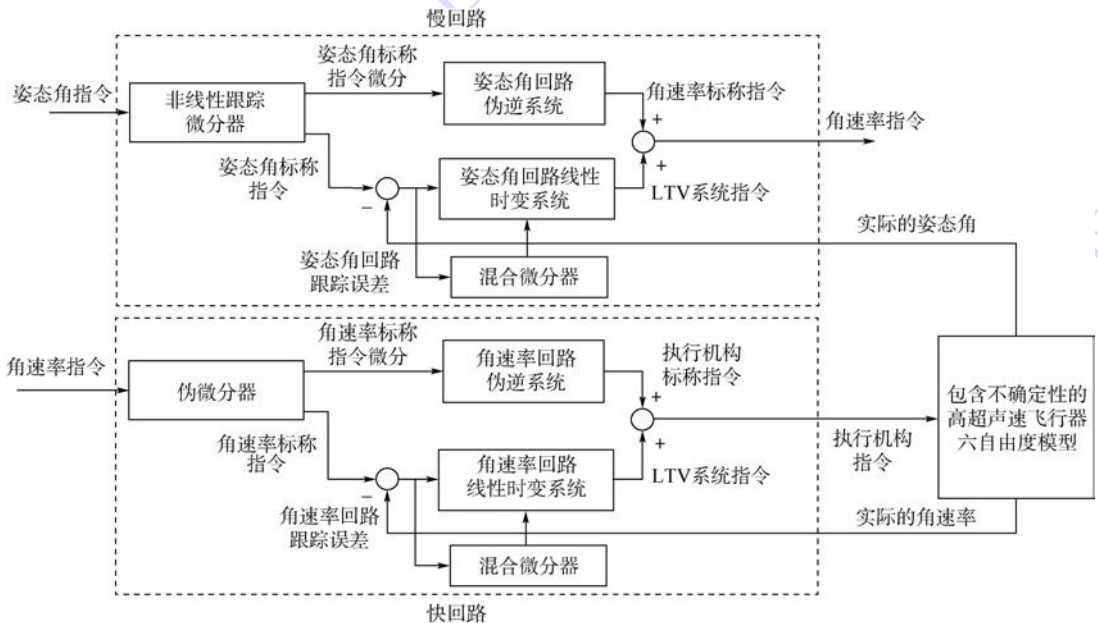


图 1 高超声速飞行器姿态控制系统结构框图

Fig. 1 Structure diagram of attitude control for hypersonic reentry vehicle

文献[7]为实现鲁棒自适应控制律需选择合适的设计参数 $Q(t), n_1, n_2, n_3, \theta, \kappa, \Gamma_w, \Gamma_v, \gamma_\varphi, \lambda_\varphi$, 从控制律的参数化描述形式来看, 本文设计上更为简洁, 且调参数量远少于文献[7]; 从理论的完备性来看, 文献[7]首先要证明神经网络对不确定性的一致逼近能力, 其次须设计出合适的权值自适应调节律以及自适应控制律来保证受扰系统所有信号有界. 相反, 由于本文以混合微分器的非摄动形式作为期望的跟踪误差动态, 因此无扰系统的稳定性是直接可以保证的, 理论上仅需证明受扰系统跟踪误差的有界性.

3.2 原先 TLC 方法的飞行器姿态跟踪控制仿真

仿真中高超声速飞行器初始状态选择如下:

飞行速度 $Ma = 6.5$, 飞行高度 $H = 30.9 \text{ km}$, 初始姿态角和角速率 $\boldsymbol{\Omega}(0) = \boldsymbol{w}(0) = \mathbf{0}_{3 \times 1}$, 系统实现所需的设计参数如下: 三通道快、慢回路伪微分器带宽分别为 12 rad/s 和 3 rad/s , LTV 系统阻尼参数均为 1, 相应地快、慢 LTV 系统的时变带宽为 12 rad/s 和 4 rad/s . 考虑到控制品质, 标称指令由输入指令经过一阶惯性环节获得, 时间常数为 0.5 s , 三通道舵偏角限幅值均为 25° , 舵回路均简化为一阶惯性环节, 时间常数为 0.02 s , 以俯仰通道为例, 仿真中考虑以下 2 种情况: ①将气动参数不确定设定为 -30% ; ②将气动参数不确定设定为 -50% , 同时在俯仰通道引入等效干扰力 $M_{zd}(t) = 975 \sin(2t)$ (单位为 $\text{N} \cdot \text{m}$), 图 2 ~ 图 5 给出了原先

TLC 方法的攻角响应曲线、俯仰角速率响应曲线、升降舵偏角响应曲线及攻角跟踪误差曲线。

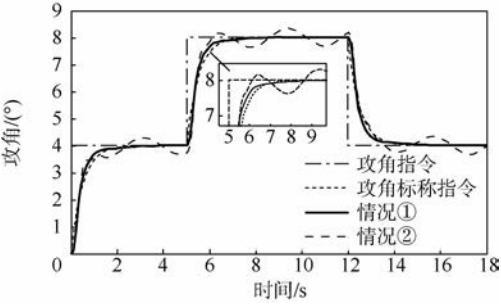


图 2 原先 TLC 方法的攻角响应曲线
Fig. 2 Angle of attack response curves for conventional TLC method

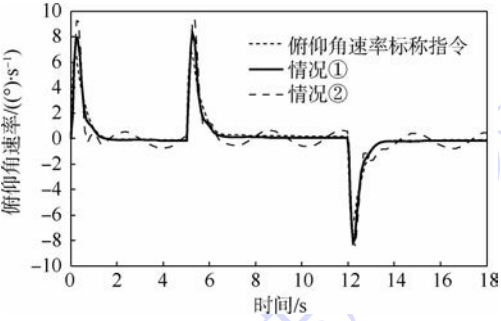


图 3 原先 TLC 方法的俯仰角速率响应曲线
Fig. 3 Pitch rate response curves for conventional TLC method

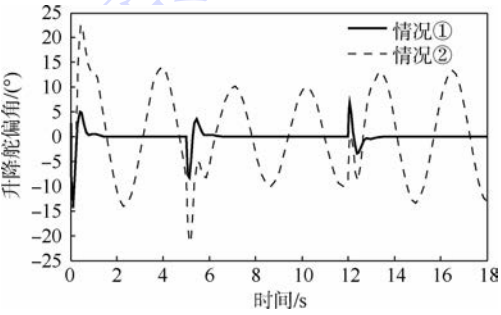


图 4 原先 TLC 方法的升降舵偏角响应曲线
Fig. 4 Deflection angle response curves for conventional TLC method

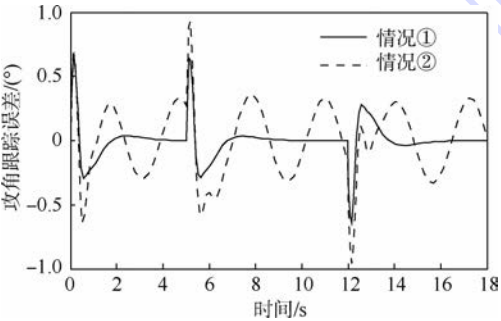


图 5 原先 TLC 方法的攻角跟踪误差曲线
Fig. 5 Angle of attack tracking error curves for conventional TLC method

由图 2 可以明显看出,当气动参数摄动为 -30% 时,TLC 方法依然体现出较好的控制性能,攻角全程跟踪误差维持在 0.8° 以内,调节时间约为 2 s ,且跟踪无超调,过渡过程较平滑.由图 3 和图 4 可以发现,角速率和舵偏角在过渡阶段会存在剧烈的跳变,验证了 2.1 节阐述的线性积分链式微分器所产生的峰值效应.可以预见的是,当攻角指令增大时,执行机构在初始阶段更容易饱和.此外,当不确定性增大时,TLC 方法难以克服不确定性的影响,导致控制性能恶化,攻角及角速率响应在稳态均呈现震荡行为,如图 2 和图 3 所示.

3.3 文献[7]方法的飞行器姿态跟踪控制仿真

仿真中飞行器的初始状态以及 TLC 的设计参数与 3.2 节保持一致,同样以俯仰通道为例,仿真中考虑以下 2 种情况:①将气动参数不确定设定为 -50% ,同时在俯仰通道引入等效干扰力 $M_{\text{ad}}(t) = 975 \sin(2t)$ (单位为 $\text{N} \cdot \text{m}$);②将气动参数不确定设定为 -70% ,图 6 ~ 图 9 为文献[7]方法的攻角响应曲线、俯仰角速率响应曲线、升降舵偏角响应曲线及攻角跟踪误差曲线。

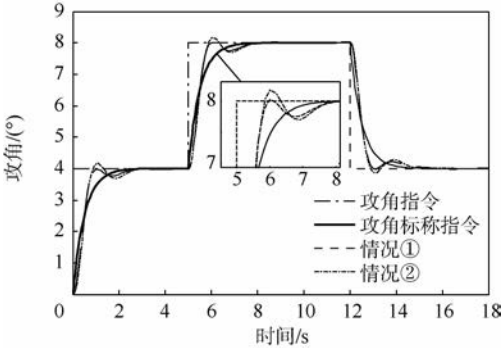


图 6 文献[7]方法的攻角响应曲线
Fig. 6 Angle of attack response curves for method in Ref. [7]

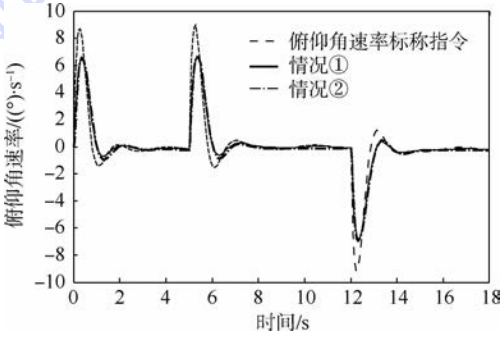


图 7 文献[7]方法的俯仰角速率响应曲线
Fig. 7 Pitch rate response curves for method in Ref. [7]

可见,在单隐层神经网络的鲁棒自适应控制律的作用下,系统在仿真条件 1 和仿真条件 2 下均具有良好的控制性能.由图 6 可以看出,攻角响

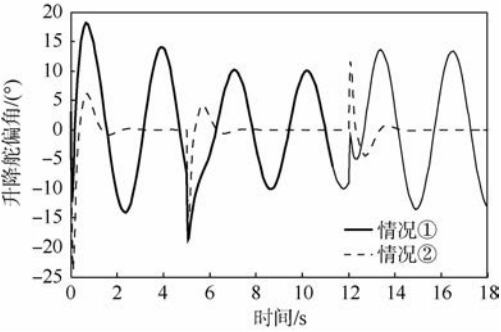


图 8 文献[7]方法的升降舵偏角响应曲线
Fig. 8 Deflection angle response curves for method in Ref. [7]

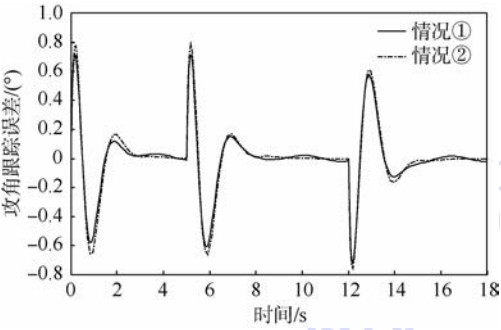


图 9 文献[7]方法的攻角跟踪误差曲线
Fig. 9 Angle of attack tracking error curves for method in Ref. [7]

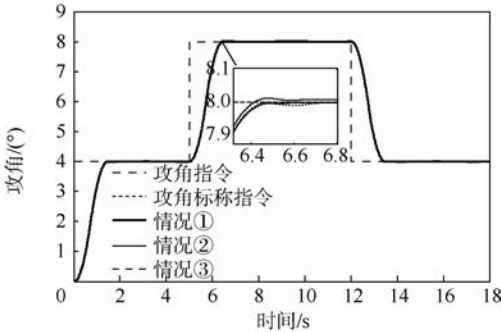


图 10 改进后 TLC 方法的攻角响应曲线
Fig. 10 Angle of attack response curves for proposed TLC method

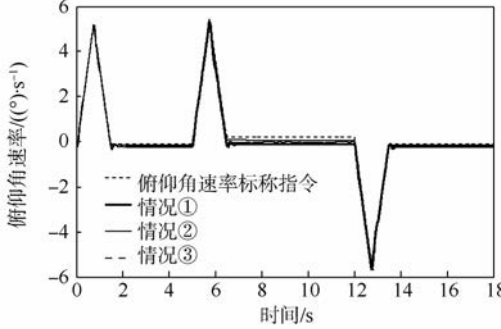


图 11 改进后 TLC 方法的俯仰角速率响应曲线
Fig. 11 Pitch rate response curves for proposed TLC method

应在过渡阶段具有一定的超调,全程跟踪误差小于 0.8° ,但当不确定性增加至 -70% 时,升降舵偏角在过渡阶段迅速跳变至饱和值.可以预见的是,在更恶劣的条件下,文献[7]方法的控制量在过渡阶段会更易超出约束范围.

3.4 改进后 TLC 方法的飞行器姿态跟踪控制仿真

仿真中飞行器的初始状态与 3.3 节保持一致,改进后的 TLC 控制器参数选择为:非线性跟踪-微分器中积分步长 $h=0.005\text{ s}$,加速度饱和值的绝对值 $|r|=7.449(^{\circ})/\text{s}^2$,LTV 慢回路控制器的参数为 $K_{\Omega I}=4^2 I_{3\times 3}$, $K_{\Omega P}=2\times 4 I_{3\times 3}$,相应地 LTV 快回路控制器的参数为 $K_{\omega I}=12^2 I_{3\times 3}$, $K_{\omega P}=2\times 12 I_{3\times 3}$,此时能够满足奇异摄动的时标分离理论,LTV 慢回路中混合微分器的参数取为 $a_1=b_1=2$, $\alpha_1=\alpha_2=0.8$,LTV 快回路中混合微分器的参数取为 $a_1=b_1=4$, $\alpha_1=\alpha_2=0.8$,仿真中考虑以下 3 种情况:①将气动参数不确定设定为 -30% ;②将气动参数不确定设定为 -50% ,同时在俯仰通道引入等效干扰力矩 $M_{zd}(t)=975\sin(2t)$ (单位为 $\text{N}\cdot\text{m}$);③将气动参数不确定性设定为 -80% ,考察改进后 TLC 方法在恶劣条件下的控制性能以及抗干扰能力.同样以俯仰通道为例,图 10~图 13 给出了改进后 TLC 方法的攻角响应曲线、俯仰角速率响应曲线、升降舵偏角响应曲线及攻角跟踪误差曲线.

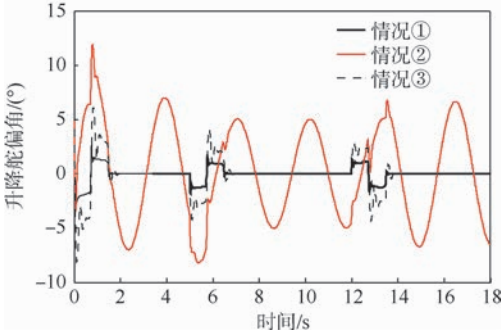


图 12 改进后 TLC 方法的升降舵偏角响应曲线
Fig. 12 Deflection angle response curves for proposed TLC method

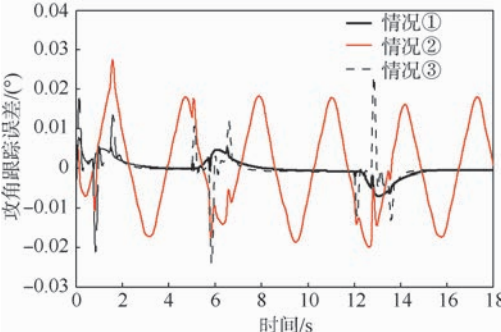


图 13 改进后 TLC 方法的攻角跟踪误差曲线
Fig. 13 Angle of attack tracking error curves for proposed TLC method

由图 13 可以发现,情况①下攻角全程跟踪误差小于 0.01° ,当不确定性足够大时,攻角全程跟踪误差维持在 0.03° 以内,且攻角输出均可以快速无超调地跟踪上标称指令,过渡过程较平滑,调节时间为 1.46 s (符合定理 1 所述的过渡过程时间的计算公式),与改进前相比,响应的快速性以及鲁棒性均有所提升.此外,由图 11 可以看出,通过韩式跟踪微分器求取的角速率标称指令不存在改进前 TLC 方法中的过渡阶段的快速跳变现象,同时根据定理 1 可知,减小加速度饱和值可以降低角速率的峰值以及图 11 中对称三角形的斜率,故可综合根据系统所能提供的控制量和响应快慢折中选取加速度饱和值.在上述 3 种仿真条件下,本文方法的控制性能都明显优于文献[7],并且在控制量的约束范围内可容忍更大的不确定性(达到 -80%).

4 结 论

本文针对当前轨迹线性化控制(TLC)方法对系统中的不确定性存在鲁棒性不足的问题,受非线性跟踪微分器设计思路的启发,并立足于 TLC 方法的理论框架提出了一种可最大程度保留其优良特性的改进方案.

1) 采用韩式跟踪微分器替换原先的一阶惯性+伪微分器环节,有效抑制了峰值现象.

2) 通过构造期望的跟踪误差动态直接获取线性时变系统(LTV)的控制量,并将混合微分器的非摄动形式等价为期望的跟踪误差动态,以提升 TLC 的鲁棒性,该处理方式使得控制器设计更为简洁、易于工程实现.

3) 即使气动参数不确定性增加至 -80% ,改进后的 TLC 依然具有良好的控制性能,全程跟踪误差维持在 0.03° 以内,能够满足高超声速飞行器快时变、高精度以及强鲁棒的控制需求.

参考文献 (References)

- [1] Zhu J J, Banker B D, Hall C E. X-33 ascent flight control design by trajectory linearization-a singular perturbation approach [C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 2000: 4159-4178.
- [2] Bevacqua T, Best E, Huizenga A, et al. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 875-887.
- [3] Liu Y, Zhu J J, Robert L, et al. Omni-directional mobile robot controller based trajectory linearization [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2008, 56(5): 461-479.
- [4] Liu Y, Zhu J J. Regular perturbation analysis for trajectory linearization control [C]// Proceedings of the 2007 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 3053-3058.
- [5] Liu Y, Huang R, Zhu J J. Adaptive neural network control based on trajectory linearization control [C]// The 6th World Congress on Intelligent Control and Automation. 2006: 417-421.
- [6] 朱亮,姜长生,陈海通,等.基于单隐层神经网络的空天飞行器直接自适应轨迹线性化控制[J].宇航学报,2006,27(3): 338-344.
Zhu L, Jiang C S, Chen H T, et al. Direct adaptive trajectory linearization control of aerospace vehicle using SHLNN [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(3): 338-344 (in Chinese).
- [7] 朱亮,姜长生,薛雅莉.基于单隐层神经网络的空天飞行器鲁棒自适应轨迹线性化控制[J].兵工学报,2008,29(1): 52-56.
Zhu L, Jiang C S, Xue Y L. Robust adaptive trajectory linearization control for aerospace vehicle using single hidden layer neural networks [J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(1): 52-56 (in Chinese).
- [8] 薛雅莉,姜长生,朱亮.一类径向基神经网络干扰观测器轨迹线性化控制[J].系统工程与电子技术,2008,19(4): 522-526.
Xue Y L, Jiang C S, Zhu L. Trajectory linearization control of an aerospace vehicle based on RBF neural network [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(4): 522-526 (in Chinese).
- [9] Jiang C S, Zhang C Y, Zhu L. Research of robust adaptive trajectory linearization control based on T-S fuzzy system [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(3): 537-545.
- [10] 韩京清,袁露林.跟踪-微分器的离散形式[J].系统科学与数学,1999,19(3): 268-273.
Han J Q, Yuan L L. The discrete tracking differentiator [J]. System Science and Mathematics, 1999, 19(3): 268-273 (in Chinese).
- [11] Su Y X, Duan B Y, Zheng C H, et al. Disturbance-rejection high-precision motion control of a Stewart platform [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2004, 12(3): 264-274.
- [12] 王新华,陈增强,袁著祉.全程快速非线性跟踪-微分器[J].控制理论与应用,2003,20(6): 875-878.
Wang X H, Chen Z Q, Yuan Z Z. Nonlinear tracking-differentiator with high speed in whole course [J]. Journal of Control Theory & Applications, 2003, 20(6): 875-878 (in Chinese).
- [13] Wang X H, Chen Z Q. Finite-time-convergent differentiator based on singular perturbation technique [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52(9): 1731-1737.
- [14] 宿敬亚,张瑞峰,王新华,等.基于滤波微分器的四旋翼飞行器控制[J].控制理论与应用,2009,26(8): 827-832.
Su J Y, Zhang R F, Wang X H, et al. Controlling a four-rotor aircraft based on noise-attenuation differentiator [J]. Journal of Control Theory & Applications, 2009, 26(8): 827-832 (in Chinese).
- [15] Ibri S. Linear time-derivative trackers [J]. Automatica, 2004, 40(3): 397-405.
- [16] 韩京清.自抗扰控制技术[M].北京:国防工业出版社,2008: 56-66.

- Han J Q. Active disturbance rejection control technique[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 56-66 (in Chinese).
- [17] Haimo V T. Finite time controllers[J] Siam Journal on Control and Optimization, 1986, 24(4): 760-771.
- [18] 陈小庆. 高超声速滑翔飞行器机动技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- Chen X Q. The key technology relative to the maneuverability of hypersonic gliding vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese).

Control method and applications of robust trajectory linearization via nonlinear differentiators

SHAO Xingling^{1,2}, WANG Honglun^{*1,2}, ZHANG Huiping³, ZHANG Xiaofeng^{1,2}

- (1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Considering the lack of enough robustness against uncertainties in conventional trajectory linearization control (TLC) method, an improved robust control method was proposed, based on the design principle of nonlinear differentiators. Firstly, via introducing the concept of second-order linear differentiator (SOLD), it was indicated that peaking phenomenon which was similar with using high-gains in SOLD would emerge during the transient profile of differentiation of the nominal command in the existing TLC. And then, tracking differentiator (TD) was used to produce the nominal command and its derivative, peaking phenomenon was totally eliminated and the ability of adjusting the response speed of closed-loop system under the physical limitations was endowed simultaneously. Secondly, by constructing the desired tracking error dynamics of closed-loop system, the control law of the linear time-varying (LTV) system could be directly obtained, PD-spectrum theorem and real time tuning of the time varying bandwidth (TVB) of TLC were both avoided. Meanwhile, by utilizing the non-perturbation form of hybrid differentiator (HD) as the desired error dynamics of closed-loop system, the robustness of the system was thus enhanced. In addition, the boundedness of the tracking error in interference system was proved by Lyapunov theory. Finally, the proposed method was applied to the attitude tracking problem of hypersonic vehicle. The simulation results demonstrate the proposed method can still exhibit better control performance and anti-interference capability even if there exist large uncertainties in the aerodynamic parameters, thus the effectiveness and robustness of the control scheme is validated.

Key words: trajectory linearization control method; second-order linear differentiator; nonlinear tracking differentiator; hybrid differentiator; hypersonic vehicle

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0553



红外窗口材料的热辐射特性测量方法

王亚辉^{1,2,3}, 王强^{*1}, 张伯川^{2,3}, 徐力^{2,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854;

3. 宇航智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100854)

摘 要: 飞行器在大气层内超声速飞行时, 高温窗口迅速成为气动热辐射效应的主要因素, 气动热辐射效应会降低甚至破坏红外(IR)探测系统的性能. 通过分析红外探测窗口热辐射传输特性, 提出一种红外窗口材料的热辐射特性测量方法, 并测量了应用于中波红外(MWIR)探测系统的某蓝宝石红外窗口材料在高温状态下的透过率和自身辐射等热辐射数据. 结果表明: 在 100~350℃ 范围内, 0.1 mm 厚蓝宝石材料薄层在中波红外 3.7~4.8 μm 波段的热辐射特性与温度近似呈 3 次方关系, 温度越高, 蓝宝石透过率越小, 自身辐射越大. 强烈的自身辐射极易导致红外探测器局部饱和现象, 对探测系统造成的影响比透过率引起的信噪比(SNR)下降要大得多.

关 键 词: 热辐射特性; 红外(IR)窗口; 透过率; 自身辐射; 蓝宝石

中图分类号: TK124

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)07-1269-06

飞行器在大气层内超声速飞行时, 红外(Infrared, IR)探测系统面临复杂的气动光学效应, 使红外探测系统的性能下降^[1-2]. 高温绕流气体流场强烈的气动加热使红外窗口的温度迅速上升, 高温红外窗口和高温气体产生强烈的气动热辐射, 不仅使目标探测信噪比降低, 还形成强烈的背景辐射, 极易导致红外探测器饱和而不能分辨来自目标的红外辐射信号, 使红外探测系统失效^[3-4]. 文献[5]指出高温红外窗口的热辐射迅速上升并超越气体, 成为气动热辐射的主要因素. 文献[6-8]指出, 红外窗口温度越高, 自身辐射越强, 对目标衰减越强. 国内外对红外窗口材料的报道多集中在强度、硬度、熔点、折射率、热导率和耐腐蚀等物理化学性能, 而透过率、衰减系数等热辐射传输特性的报道较少^[9-10], 高温状态的数据更

少, 影响甚至制约了高温红外窗口的气动热辐射效应研究的发展, 阻碍了红外探测系统在高超声速飞行器领域的应用.

为此, 基于介质辐射传输模型, 本文分析了红外窗口的透过率和自身辐射等热辐射特性, 提出一种高温状态下红外窗口材料的热辐射特性测量方法, 并对某中波红外探测系统的蓝宝石红外窗口材料的热辐射特性进行了测量研究, 为评估高温蓝宝石红外窗口对探测系统性能的影响提供关键数据支持, 促进高超声速飞行红外探测系统的设计与优化.

1 红外窗口材料的热辐射特性

辐射传输方程描述了目标辐射能量透过红外窗口的传递过程, 是沿辐射传输方向的能量守恒

收稿日期: 2014-09-10; 录用日期: 2014-12-22; 网络出版时间: 2015-01-16 19:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150116.1950.004.html

基金项目: “十二五”预研基金(51301030101)

作者简介: 王亚辉(1980—), 男, 河南漯河人, 博士研究生, wangyahuis@yeah.net

* 通讯作者: 王强(1964—), 男, 湖北宜昌人, 教授, qwang518@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器红外隐身技术.

引用格式: 王亚辉, 王强, 张伯川, 等. 红外窗口材料的热辐射特性测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1269-1274.
Wang Y H, Wang Q, Zhang B C, et al. Measurement method for thermal radiation characteristics of IR window materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1269-1274 (in Chinese).

方程^[11-13]. 积分形式辐射传输方程表示为

$$L_{\lambda}(s)=L_{\lambda}(0) \exp \left(-k_{e, \lambda} s\right)+\int_0^s S_{\lambda}\left(s^{*}, \omega_{\lambda}\right) \exp \left[-\left(s-s^{*}\right)\right] \mathrm{d} s^{*} \quad (1)$$

式中: s 为传播距离; s^{*} 为传播距离上的任意一点; λ 为波长; $k_{e, \lambda}$ 为衰减系数; ω_{λ} 为反照率; S_{λ} 为源函数; $L_{\lambda}(0)$ 为到达红外窗口外表面的目标红外辐射 L_{obj} . 忽略红外散射因素, S_{λ} 是辐射源函数, 式(1)右边第 2 项为窗口自身辐射 L_{win} , 那么探测器获得的透过窗口的总辐射 L_{tot} 是红外窗口内表面的辐射亮度 $L_{\lambda}(s)$, 即

$$L_{\text{tot}}=L_{\text{obj}} \tau_{\text{win}}+L_{\text{win}} \quad (2)$$

式中: $\tau_{\text{win}}=\exp \left(-k_{e, \lambda} s\right)$ 为红外窗口的透射率.

假设红外探测窗口温度 T 分布均匀, 沿辐射传输方向(即厚度方向)将红外探测窗口等分为 n 层, 那么每一层厚度为 Δ 的红外窗口材料的辐射特性透射率 $\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}$ 和自身辐射 $L_{T, \text{win}}^{\Delta}$ 是一致的, 根据式(2)可得, 透过第 1 层的总辐射为

$$L_{T, \text{tot}}^1=L_{\text{obj}} \tau_{T, \text{win}}^{\Delta}+L_{T, \text{win}}^{\Delta} \quad (3)$$

透过第 1~2 层的总辐射为

$$L_{T, \text{tot}}^2=L_{T, \text{tot}}^1 \tau_{T, \text{win}}^{\Delta}+L_{T, \text{win}}^{\Delta}=L_{\text{obj}}\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}\right)^2+L_{T, \text{win}}^{\Delta}\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}+1\right) \quad (4)$$

透过第 1~ n 层的总辐射为

$$L_{T, \text{tot}}^n=L_{T, \text{tot}}^{n-1} \tau_{T, \text{win}}^{\Delta}+L_{T, \text{win}}^{\Delta}=L_{\text{obj}}\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}\right)^n+L_{T, \text{win}}^{\Delta} \sum_{i=1}^n\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}\right)^{i-1} \quad (5)$$

假设温度 T 的红外探测窗口的透射率和自身辐射分别是 $\tau_{T, \text{win}}$ 和 $L_{T, \text{win}}$, 透过整个红外窗口的总辐射为

$$L_{T, \text{tot}}=L_{\text{obj}} \tau_{T, \text{win}}+L_{T, \text{win}} \quad (6)$$

所以,

$$L_{T, \text{tot}}=L_{T, \text{tot}}^n \quad (7)$$

那么,

$$\tau_{T, \text{win}}=\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}\right)^n \quad (8)$$

$$L_{T, \text{win}}=L_{T, \text{win}}^{\Delta} \sum_{i=1}^n\left(\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}\right)^{i-1}=L_{T, \text{win}}^{\Delta} \frac{1-\tau_{T, \text{win}}}{1-\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}} \quad (9)$$

厚度为 Δ 且温度为 T 的红外窗口材料的透射率 $\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}$ 和自身辐射 $L_{T, \text{win}}^{\Delta}$ 分别为

$$\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}=\sqrt[n]{\tau_{T, \text{win}}} \quad (10)$$

$$L_{T, \text{win}}^{\Delta}=L_{T, \text{win}} \frac{1-\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}}{1-\tau_{T, \text{win}}} \quad (11)$$

根据式(2), 如果满足

$$L_{\text{tot}}^{n+1}=L_{\text{tot}}^n \cdot \tau_{T, \text{win}}^{\Delta}+L_{T, \text{win}}^{\Delta} \leq L_{\text{tot}}^n \quad (12)$$

那么增加一层厚度, 透过红外窗口的总辐射将不再增加. 取

$$L_T^m=\frac{L_{T, \text{win}}^{\Delta}}{1-\tau_{T, \text{win}}^{\Delta}} \quad (13)$$

式中: L_T^m 为在红外窗口后面可探测到的最大红外辐射能量值.

2 红外窗口材料热辐射特性测量

2.1 红外窗口材料热辐射特性测量平台

图 1 是本文设计的一种红外窗口材料热辐射特性测量平台, 主要是由试验支撑平台、红外探测器、红外窗口保温装置、模拟黑体、数据记录仪和试验平台状态控制器等组成, 其中试验支撑平台提供其他试验设备组件的安装. 配套设备还有精密温控高温加热炉.

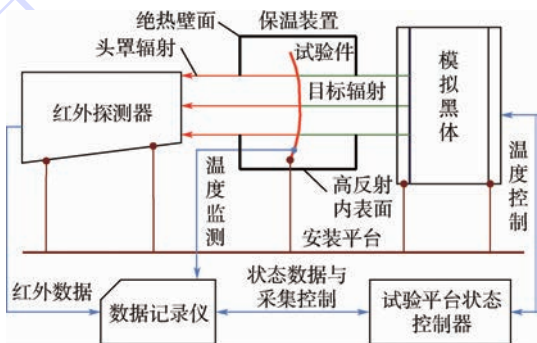


图 1 红外窗口材料热辐射特性测量平台

Fig. 1 Measurement platform of thermal radiation characteristics of IR window material

红外窗口保温装置, 为红外窗口提供完善的保温功能, 确保试验数据采集期间红外窗口温度维持在指定的温度范围内. 红外窗口保温装置采用箱体结构, 壁面采用绝热材料, 内表面铺设高反射率金属薄膜, 从导热、对流、辐射 3 个方面减少红外窗口的热量损失^[14], 减缓温度下降速度, 保证红外窗口的温度分布在每一次测量中的一致性, 提高热辐射特性测量精度.

模拟黑体, 用于模拟目标的红外辐射, 采用以色列 CI 公司的 SR-800 型高精度扩展面源黑体, 发射率为 0.97 ± 0.02 , 温度范围为 $0 \sim 175^{\circ}\text{C}$, 温度均匀性为 $\pm 0.15^{\circ}\text{C}$.

红外探测器采用 FLIR 公司 SC7300M 型中波热像仪, NETD $< 20 \text{ mK}$, $320 \text{ 像素} \times 256 \text{ 像素}$, 帧频 235 Hz , 视场角 $11^{\circ} \times 8.8^{\circ}$, 响应光谱为 $3.7 \sim 4.8 \mu\text{m}$. 对于热像仪测量的亮度温度 T , 热像仪获取的红外辐射 $L_{T, \text{test}}$ 为

$$L_{T, \text{test}}=\frac{1}{\pi} \int_{\lambda} E_{\text{b}}(\lambda, T) \mathrm{d} \lambda \quad (14)$$

式中: $E_{\text{b}}(\lambda, T)$ 为黑体的普朗克函数.

高温加热炉采用德国爱安姆 IRM 公司的

FB600 型高温加热炉,智能控制升温或降温速度、时间和保温,温度控制稳定精度为 $\pm 1^\circ\text{C}$ 。

2.2 红外窗口热辐射特性测量方法

设定黑体温度为 T_b ,用红外探测器获取黑体的红外辐射 L_{obj} .将红外窗口放置于高温加热炉内加热至指定温度 T_{win} ,待窗口温度分布均匀后,取出红外窗口并直接放置于保温装置内,然后将保温装置放于红外探测器和模拟黑体之间.用红外探测器获取透过窗口的红外辐射响应值 L_{tot} .保持红外窗口温度处于相同状态,获取多组黑体温度 T_b 状态下的红外辐射 L_{obj} 和 L_{tot} ,根据式(2)线性关系,利用最小二乘法拟合出温度 T 均匀分布

的红外窗口的透过率 $\tau_{T,\text{win}}$ 和自身辐射 $L_{T,\text{win}}$ 。

根据红外探测窗口厚度控制等分个数 n ,就可根据式(10)和式(11)获得单位厚度 Δ 的红外窗口材料的透过率 $\tau_{T,\text{win}}^\Delta$ 和自身辐射 $L_{T,\text{win}}^\Delta$ 等热辐射特性数据。

2.3 红外窗口热辐射特性测量误差分析

式(2)描述了理想状态的目标红外辐射在红外窗口材料中的传播.在试验测量中,试验件内外两个壁面的空气侧和窗口侧均存在反射,目标辐射和红外窗口辐射在晶体内部存在多次折返,同时还存在一定的环境辐射等干扰因素,如图 2 所示。

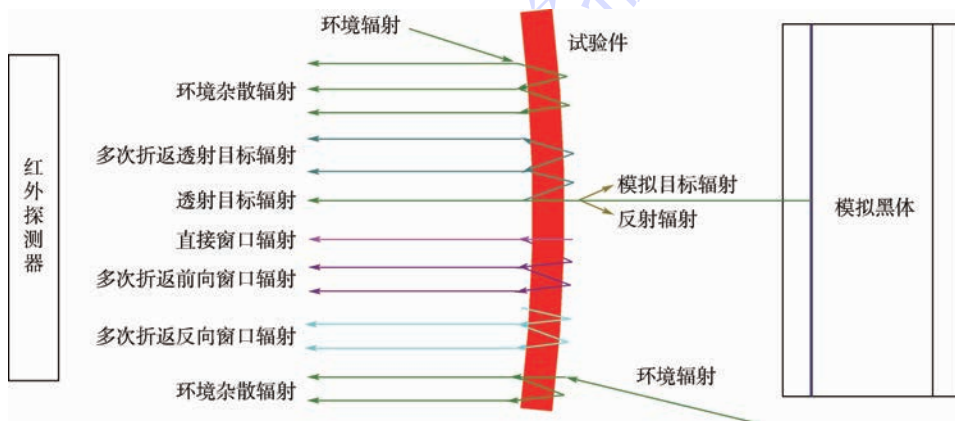


图 2 红外窗口中的热辐射传输

Fig. 2 Thermal radiation transfer of IR window

试验测量中,红外探测器获取的红外辐射可表述为

$$L_{\text{tot}} = L_{\text{obj}} \tau_{\text{win}} F_{\tau} + L_{\text{win}} F_L + G_{\text{env}} \quad (15)$$

式中: F_{τ} 和 F_L 分别为红外窗口透过率和自身辐射的修正系数,用于描述红外窗口壁面窗口侧和空气侧反射引起的测量偏差; G_{env} 为经过反射、折射、透射等过程以杂散光形式进入红外探测器的环境辐射.试验中,环境辐射来自保温装置内表面的金属薄膜,发射率低,约为 0.03,同时保温装置初始温度为室温(小于 30°C),内部放置试验件的时间较短(小于 3 s),内壁面与试验的热交换较弱,温度上升较慢.同时红外窗口试验件壁面的镜面反射显著,黑体辐射面的反射率低.考虑视线、视场等原因,保温装置内壁面等环境辐射引入的误差可忽略不计。

考虑红外辐射在红外窗口内部多次折返的反射和衰减等因素,透过率和自身辐射的修正系数为

$$F_{\tau} = \frac{(1 - r_{\text{win}}^{\text{out}})(1 - r_{\text{win}}^{\text{in}})}{1 - (r_{\text{win}}^{\text{in}} \tau_{\text{win}})^2} \quad (16)$$

$$F_L = \frac{(1 - r_{\text{win}}^{\text{in}})}{1 - r_{\text{win}}^{\text{in}} \tau_{\text{win}}} \quad (17)$$

式中: $r_{\text{win}}^{\text{in}}$ 和 $r_{\text{win}}^{\text{out}}$ 分别为试验件壁面窗口侧和空气侧的反射率,与晶体折射率有关.根据式(10)和式(11),等分 n 层后,厚度为 Δ 的红外窗口材料薄层的透过率的修正系数 F_{τ}^Δ 和自身辐射的修正系数 F_L^Δ 分别为

$$F_{\tau}^\Delta = \sqrt[n]{F_{\tau}} \quad (18)$$

$$F_L^\Delta = F_L \frac{(1 - \tau_{T,\text{win}}^\Delta F_{\tau}^\Delta)(1 - \tau_{T,\text{win}})}{(1 - \tau_{T,\text{win}} F_{\tau})(1 - \tau_{T,\text{win}}^\Delta)} \quad (19)$$

高温加热炉的温控精度和热像仪测温精度也引入一定仪器误差,试验操作红外窗口的温度下降或不一致也带来一些误差。

3 蓝宝石窗口材料热辐射特性测量

基于红外窗口材料热辐射特性测量平台,对厚度为 5 mm 蓝宝石窗口材料平板试验件进行测量.将试验件分别加热到 $100 \sim 350^\circ\text{C}$ 共 6 个温度,保证探测窗口温度分布均匀.由 -20°C 到 175°C 逐步升高黑体温度,测量黑体红外辐射及其透过高温探测窗口的黑体红外辐射,基于式(2)线性拟合出蓝宝石平板试验件高温状态的透过率和自身辐射的热辐射特性,如表 1 所示。

蓝宝石红外窗口的透过率随温度的升高而下降,温度越高,下降幅度越大,而窗口热辐射随温度的升高而增强,温度越高,增强幅度越大.红外窗口温度由 100℃ 升至 350℃,窗口透过率衰减约 9.8%,但是自身辐射增强却在 100 倍以上.

试验中,试验件两侧壁面均镀增透膜,外部空气侧的反射率 $r_{win}^{out} < 0.01$,蓝宝石试验件在中波 4 μm 的折射率约为 1.68^[9].根据反射率理论计算方法,并考虑多次反射因素,蓝宝石红外窗口内部窗口侧的反射率 $r_{win}^{in} = 0.064\ 6$.由式(16)和式(17)可得,温度状态测量点试验结果的修正系数,如表 1 所示.表 1 中各温度测量状态的蓝宝石红外窗口透过率偏移系数 $|1 - F_{\tau}| \leq 0.070\ 8$,而自身辐射的偏移系数 $|1 - F_L| \leq 0.006\ 8$.试验件反射因素引入对透过率测量影响较大.

表 1 蓝宝石平板窗口的热辐射特性(5 mm 厚)

$T_{win}/^{\circ}\text{C}$	$\tau_{T,win}$		$L_{T,win}/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1})$	
	实验数据	F_{τ}	实验数据	F_L
100	0.999 2	0.929 9	0.198 7	0.999 9
150	0.996 2	0.929 9	0.840 2	0.999 7
200	0.987 1	0.929 8	2.168 6	0.999 1
250	0.972 5	0.929 7	5.435 1	0.998 1
300	0.943 6	0.929 5	11.089 0	0.996 1
350	0.901 5	0.929 2	20.799 0	0.993 2

沿厚度方向将蓝宝石平板试验件等分成 $n = 50$ 层,单层厚度 $\Delta = 0.1\ \text{mm}$.根据式(10)和式(11)计算蓝宝石材料薄层的透过率 $\tau_{T,win}^{\Delta}$ 和自身辐射 $L_{T,win}^{\Delta}$.图 3 给出了 $\tau_{T,win}^{\Delta}$ 和 $L_{T,win}^{\Delta}$ 随温度的变化.结合式(18)和式(19),厚度 $\Delta = 0.1\ \text{mm}$ 蓝宝石薄层的透过率偏移系数 $|1 - F_{\tau}^{\Delta}| \leq 0.001\ 5$,自身辐射的偏移系数 $|1 - F_L^{\Delta}| \leq 0.036\ 0$.将试验件等分多层后,单层的透过率偏移系数呈指数下降,而自身辐射偏移系数反而变大.

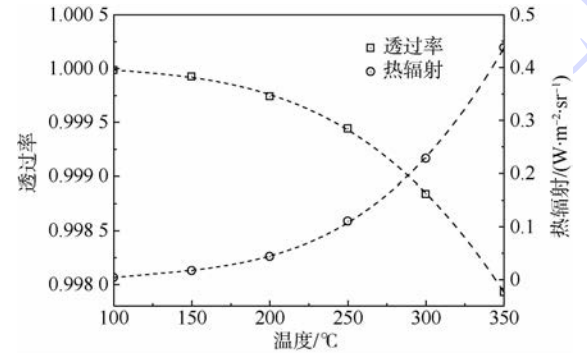


图 3 蓝宝石薄层材料的热辐射特性($\Delta = 0.1\ \text{mm}$)
Fig.3 Thermal radiation characteristics of sapphire thin layer material ($\Delta = 0.1\ \text{mm}$)

由图 3 可知,随温度的升高, $\Delta = 0.1\ \text{mm}$ 的蓝宝石材料薄层的透过率迅速下降,而自身辐射则随温度迅速增强.高温状态下,蓝宝石红外探测窗口材料的透过率和自身辐射对随温度剧烈变化,低温或常温热辐射传输属性不能反映高温状态,使用常温热辐射特性试验数据研究高温红外窗口的热辐射效应,必然带来错误的结论.经多项式拟合分析, $\Delta = 0.1\ \text{mm}$ 的蓝宝石红外窗口材料薄层在 3.7 ~ 4.8 μm 波段的透过率和自身辐射与温度之间均近似呈现 3 次方关系,即

$$\tau_{win}^T = \sum_{i=0}^3 [p_{\tau_{win}}^i (T_{win})^i] \tag{20}$$

$$L_{win}^T = \sum_{i=0}^3 [p_{L_{win}}^i (T_{win})^i] \tag{21}$$

式中: $p_{\tau_{win}}^i$ 和 $p_{L_{win}}^i$ 为关系系数,其值如表 2 所示.

表 2 蓝宝石薄层材料热辐射特性拟合参数

Table 2 Fitting parameters of thermal radiation characteristics of sapphire thin layer material		
i	$p_{\tau_{win}}^i$	$p_{L_{win}}^i$
0	1.00	-2.99
1	-1.28×10^{-4}	6.46×10^{-2}
2	1.11×10^{-6}	-4.62×10^{-4}
3	-4.55×10^{-9}	1.35×10^{-6}

以 $\Delta = 0.1\ \text{mm}$ 为厚度单位,根据式(13)计算透过蓝宝石薄层可探测的最大中波红外热辐射 L_T^m ,如表 3 所示. L_T^m 在 200℃ 附近出现最小值,约为 $168\ \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$.

表 3 蓝宝石薄层后可探测的最大热辐射

Table 3 Maximum thermal radiation detected behind sapphire thin layer material	
$T_{win}/^{\circ}\text{C}$	$L_T^m/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1})$
100	248.375
150	221.105
200	168.108
250	197.640
300	196.613
350	211.157

自然环境中,只有太阳、运载器尾流等少数目标的中波红外辐射强于 $L_T^m = 168\ \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$.由式(12)可知,随窗口厚度增加而增加,窗口后面可探测到的红外辐射能量值持续增加.式(8)指出窗口透过率和窗口厚度呈指数下降关系,而式(9)指出自身辐射随厚度增加而增加,增加幅度呈指数下降.所以,实际应用中,红外窗口越厚,到达探测器的红外辐射能量中,目标红外辐射的比例越小,不仅探测信噪比下降,还存在探测器饱和的风险.

4 结 论

经过红外窗口热辐射特性分析,提出了一种高温红外窗口材料的热辐射特性测量方法,并应用于中波红外探测系统的某蓝宝石红外窗口材料进行测量。

1) 该测量方法可准确给出红外窗口材料的透过率和自身辐射等热辐射特性,试验误差主要来源于被测试件壁面空气侧和窗口侧的反射率。

2) 在 $100 \sim 350^{\circ}\text{C}$ 范围内, 0.1 mm 厚蓝宝石红外窗口材料薄层在中波 ($3.7 \sim 4.8\text{ }\mu\text{m}$) 波段的热辐射特性随温度剧烈变化,随温度上升,透过率迅速下降,而自身辐射迅速增强。透过率和自身辐射与温度之间均近似呈现 3 次方关系。使用常温热辐射特性试验数据研究高温红外窗口的热辐射效应,必然带来错误的结论。

3) 在对地探测应用中,除了强辐射/散射目标,随红外窗口厚度增加,透过蓝宝石窗口探测到的红外辐射能量值总是增加,同时透过率持续下降,透过窗口的目标红外辐射持续降低,不仅造成信噪比下降,还存在探测器饱和的风险。

本文中的测量平台和测量方法在提高试验效率和降低试验误差方面均有待改进。同时,本文进一步的研究工作是基于红外窗口的试验测量数据开展红外窗口气动热辐射效应评估方法研究,支撑探测系统设计、参数优化和仿真验证。

参考文献 (References)

- [1] 殷兴良. 气动光学原理[M]. 北京:中国宇航出版社,2003:1-10.
Yin X L. Principle of aero-optics[M]. Beijing: China Aerospace Press,2003:1-10(in Chinese).
- [2] 李波,刘洪. 高速流场气动光学效应评价方法研究[J]. 光电工程,2011,38(5):21-29.
Li B, Liu H. Aero-optical evaluation method for high speed flow[J]. Opto-Electronic Engineering,2011,38(5):21-29(in Chinese).
- [3] 范志刚,于翠萍,肖吴苏,等. 气动光学头罩热辐射效应数值仿真研究[J]. 应用光学,2012,33(4):649-653.
Fan Z G, Yu C P, Xiao H S, et al. Numerical simulation of thermal radiation effect about optical dome in aerodynamic thermal environment[J]. Journal of Applied Optics,2012,33(4):649-653(in Chinese).
- [4] 张黎,陶彦辉,王贵兵,等. 气流加热对气动光学效应的影响[J]. 强激光与粒子束,2013,25(2):297-300.
Zhang L, Tao Y H, Wang G B, et al. Influence of airflow heating on aero-optic effects[J]. High Power Laser and Particle Beams,2013,25(2):297-300(in Chinese).
- [5] 王亚辉,王强,高磊,等. 高超声速飞行器气动热辐射特性[J]. 红外与激光工程,2013,42(6):1399-1403.
Wang Y H, Wang Q, Gao L, et al. Aero-thermo-radiation of a hypersonic vehicle[J]. IR and Laser Engineering,2013,42(6):1399-1403(in Chinese).
- [6] 陈连忠,张嘉祥,费锦东. 气动加热对红外成像的影响试验研究[J]. 激光与红外,2009,39(1):36-38.
Chen L Z, Zhang J X, Fei J D. Experiment research on the aerodynamic heating effect on the IR imaging[J]. Laser and Infrared,2009,39(1):36-38(in Chinese).
- [7] 马毅飞,赵文平. 窗口辐射对红外成像探测影响的研究[J]. 系统工程与电子技术,2005,27(32):427-430.
Ma Y F, Zhao W P. Effects of window radiation on IR imaging detection[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2005,27(32):427-430(in Chinese).
- [8] 张金全,张国英,樊寄松,等. 红外窗口整流罩气动加热对红外热图像测量影响试验研究[J]. 红外技术,2001,23(2):32-34.
Zhang J Q, Zhang G Y, Fan J S, et al. The experimentation research of IR thermograph measurement affected by IR window's pneumatic calefaction[J]. IR Technology,2001,23(2):32-34(in Chinese).
- [9] 谢启明,李奕威,潘顺臣. 红外窗口和整流罩材料的发展和应用[J]. 红外技术,2012,34(10):559-567.
Xie Q M, Li Y H, Pan S C. The development and application of the materials for IR windows and domes[J]. Infrared Technology,2012,34(10):559-567(in Chinese).
- [10] 张兴德,刘琳,李荣刚. 机载光电设备红外窗口技术[J]. 红外与激光工程,2010,39(4):601-606.
Zhang X D, Liu L, Li R G. IR optical window for airborne photoelectric equipments[J]. Infrared and Laser Engineering,2010,39(4):601-606(in Chinese).
- [11] 余其铮. 辐射换热原理[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1999:101-115.
Yu Q Z. Principle of radiation heat transfer[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press,1999:101-115(in Chinese).
- [12] Modest M F. Radiative heat transfer[M]. New York: McGraw-Hill,1993:263-285.
- [13] 刘晔,黄勇. 红外窗口辐射导热耦合换热研究[J]. 工程热物理学报,2012,33(2):2190-2193.
Liu Y, Huang Y. Simultaneous radiation and conduction heat transfer in an IR window[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2012,33(2):2190-2193(in Chinese).
- [14] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安:西安交通大学出版社,2001:20-311.
Tao W Q. Numerical heat transfer[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press,2001:20-311(in Chinese).

Measurement method for thermal radiation characteristics of IR window materials

WANG Yahui^{1,2,3}, WANG Qiang^{*1}, ZHANG Bochuan^{2,3}, XU Li^{2,3}

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
- 2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;
- 3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Intelligent Control, Beijing 100854, China)

Abstract: When a hypersonic vehicle is flying in the atmosphere, serious aero-thermo-radiation effects can reduce or even destroy the performance of infrared (IR) detection, and high-temperature IR window becomes the main factor of the effects due to the aerodynamic heating. Based on thermal radiation transfer model for IR window, a method was proposed to measure thermal radiation characteristics of IR window materials. And thermal radiation characteristics of a sapphire IR window material applied to mid-wave infrared (MWIR) detection system were measured. The results indicate that thermal radiation characteristics of the sapphire IR window material with thickness of 0.1 mm, in the wavelength region 3.7 – 4.8 μm , have an approximate cubic relationship with temperature, changing from 100 $^{\circ}\text{C}$ to 350 $^{\circ}\text{C}$. With the rise of temperature, the transmittance decreases, while the self-radiation increases. The intensive self-radiation can make detector into saturation state easily, of which the influence on the MWIR detection system is bigger than that of transmittance which decreases detecting signal to noise ratio (SNR).

Key words: thermal radiation characteristics; infrared (IR) windows; transmittance; self-radiation; sapphire

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0762



航天器测试需求描述及其自动生成

高世伟, 吕江花*, 乌尼日其其格, 孟祥曦, 马世龙

(北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191)

摘 要: 航天器作为一个典型的安全苛刻系统,其可信性研究需求迫切,支持可信性评估的数据来自于航天器测试用例的执行,而航天器测试需求是测试用例生成的重要依据.在实际应用中,对航天器这类复杂系统,面临测试需求庞杂、测试需求编制周期长、人工经验编制方式难以保证测试需求的充分性、完备性及可复用性等问题.针对这些问题,通过分析航天器组织结构特点,建立航天器形式化模型,基于航天器测试任务流程,给出了航天器静态测试需求和动态测试需求形式化描述规范,并给出航天器测试需求自动生成方法,保证了测试需求的充分性和完备性,提高了测试需求复用性,与人工编制方式相比,缩短了测试需求编制周期.最后设计并实现航天器测试需求生成应用系统,验证所提出方法的有效性.

关 键 词: 安全苛刻系统;可信性;测试需求;测试任务流程;航天器

中图分类号: TP 273+.5; V219

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1275-12

航天器包括卫星和飞船,其作为典型的安全苛刻系统,系统功能一旦失效将引起财产、生命等的重大损失以及环境可能遭到严重破坏^[1-2].因此,其是否可信^[3-6]已成为广泛关注的问题.可信性主要通过测试获取的数据进行评估和验证^[7-8].随着我国航天事业飞速发展,特别是随着二代导航、军用遥感、军用通信、深空探测、载人航天等多项国家重大专项工程任务的实施,使得测试工作量急剧增加,以二代导航航天器为重要标志,已经开始进行二期导航航天器的研制,其星座系统将由 30 多颗航天器构成,航天器测试任务重,以往的单星测试模式远不能满足当前批产化并行测试需求,大力提升航天器的批产化并行测试能力需求迫切,自动化测试是提升航天器并行测试能力的根本途径.因此,研究航天器自动化测

试具有重要现实意义.

测试需求是测试设计和实施的前提,也是航天器自动化测试的基础.测试需求描述规范与否成为影响测试质量的重要环节.为此,采用有效的方法规范化测试需求描述一直以来是航天器自动化测试技术的研究重点.

由于航天器结构复杂,当前测试需求庞杂,测试需求主要通过专业测试人员根据经验生成,与业务结合紧密,编制不规范且完全凭专业测试人员的经验,测试需求编写采用自然语言编写,测试需求复用性不高,内容容易出现遗漏,造成测试需求的不完备,特别是当前的航天器并行批产化测试模式,无疑增加了测试人员的工作负担及时间开销,同时增加了航天器的研制成本,如何给出测试需求的描述规范,如何给出测试需求的自动生成

收稿日期: 2014-12-04; 录用日期: 2015-03-06; 网络出版时间: 2015-03-17 16:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150317.1635.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61300007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-106, YWF-14-JSXY-007); 软件开发环境国家重点实验室自由探索基金(ZX2015ZX-09, SKLSDE-2014ZX-06)

作者简介: 高世伟(1983—),男,山东德州人,博士研究生,ge89@163.com

* 通讯作者: 吕江花(1975—),女,山东日照人,讲师,jhlv@nlsde.buaa.edu.cn,主要研究方向为软件自动化、形式化方法.

引用格式: 高世伟,吕江花,乌尼日其其格,等.航天器测试需求描述及其自动生成[J].北京航空航天大学学报,2015,41(7):1275-1286. Gao S W, Lyu J H, Wuniri Q Q G, et al. Spacecraft test requirement description and automatic generation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1275-1286 (in Chinese).

方法是解决这一问题的有效途径。

现有的测试需求描述方法主要有基于 IEEE P1598 标准的 TeRM (Test Requirements Model) 方法、基于 ATML 标准的测试需求描述方法、基于 UML 的测试需求建模方法^[9]。其中,TeRM 标准由于其通用性较差,其应用越来越少;基于 ATML 标准的测试需求描述方法,主要是基于 XML,采用 IEEE 1671.1 标准,可以完整地描述 UUT (Unit Under Test) 测试需求,能在一定程度上提高测试需求的重用性和通用性^[10-11],但是当前航天器测试是系统级测试,该方法难以应用到航天器测试需求描述中;基于 UML 的测试需求建模方法应用相对较广,适用于从需求建模到系统测试建模的不同阶段,但是针对描述测试需求来讲,目前 UML 的现有语法还不能完整地描述测试需求,还需对 UML 进行扩展才能使用,文献[12]采用 UML 状态图,提出一种实时嵌入式软件系统测试需求建模方法,虽具有一定的借鉴意义,但是仍然不能完整描述测试需求,描述能力有限。此外,基于场景的测试方法近年来成为研究的热点,现有文献将研究重点放在采用 UML 模型对测试场景进行建模,在此基础上研究测试用例的自动生成^[13-15]。文献[15]采用模型驱动思想,以测试需求描述互操作性测试需求,以状态图描述被测应用的规格说明,给出了一种互操作性测试用例生成方法,该文献描述的基于用例的测试需求描述具有很好的借鉴意义,可用来描述给定的测试场

景。文献[16]对卫星测试需求的规范化描述进行了相关研究,总结测试指令或操作类型,给出卫星测试需求模板,其工作侧重于卫星测试需求模板的程序自动解析为测试序列,和具体卫星型号紧耦合,其方法具有局限性。因此,现有方法不能解决航天器测试需求描述及其自动生成问题。

本文针对航天器功能性测试需求描述及自动生成方法展开研究,为支持通用性和开放性,基于航天器组织结构,采用形式化方法^[17-21]对航天器组织结构建模,结合航天器测试过程业务特点,从航天器静态测试和动态测试任务流程两个方面,给出航天器功能性测试需求描述规范及自动生成方法,并采用函数式语言 Haskell^[22-23]给出了航天器测试需求生成方法的具体实现。本文所提出的航天器测试需求自动生成方法能有效实现航天器测试需求规范化描述及其自动生成,有效提高航天器测试需求生成效率,并支持后续航天器测试用例的自动生成,本文还设计实现航天器测试需求自动生成应用系统,该系统应用较好。

1 航天器形式化建模

1.1 航天器组织结构及测试过程

航天器测试需求是测试大纲的细化,描述了航天器各个分系统、航天器整个飞行过程至完成的测试内容,与航天器组织结构及测试过程关系密切,航天器组织结构及测试过程如图 1 所示。

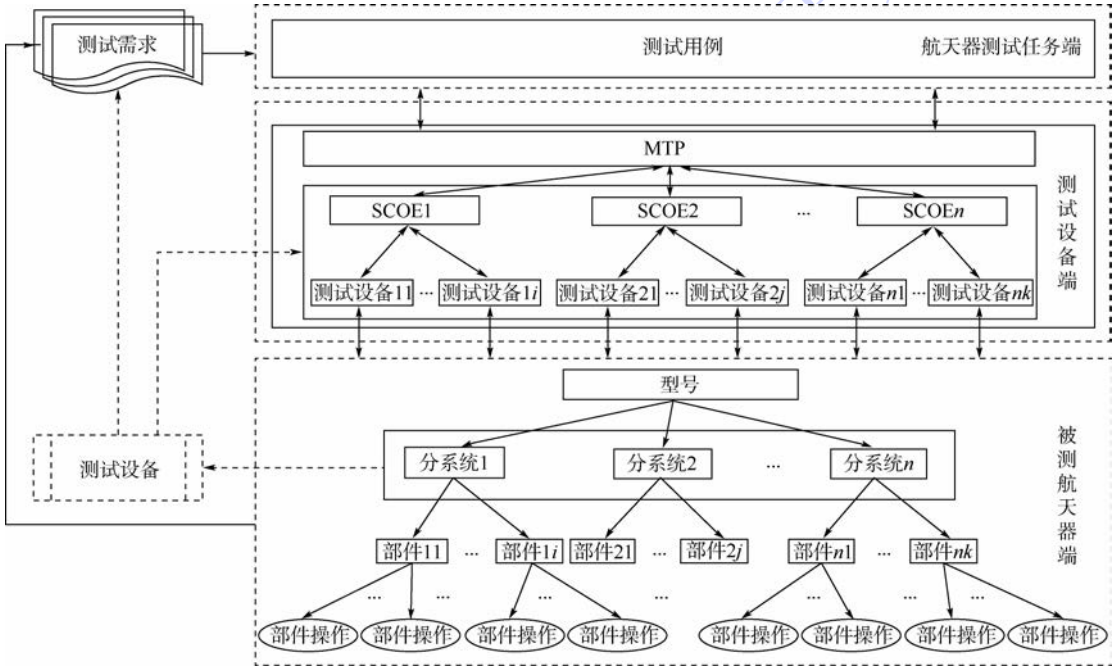


图 1 航天器组织结构及测试过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of spacecraft organization structure and test process

航天器这类复杂系统的不同组织结构具有相似性,通常由多个分系统组成,每个分系统又由多个功能部件组成,各个不同的功能部件有其相应的部件操作;航天器测试过程涉及航天器测试系统、测试设备及被测航天器三端间的交互.测试过程中,设计的测试用例通过航天器测试系统发送至测试设备中的主测试服务器 MTP (Master Test Processor),MTP 接收到测试用例后进行解释执行,然后通过专用测试设备 SCOE 向指定的测试设备发送设备操作指令,产生被测航天器部件操作指令或激励,航天器收到相应操作指令或激励后改变自身状态参数并进行反馈,测试用例通过获取指定的测试参数取值进行评估以完成航天器测试^[1-2,24].可见,航天器组织结构和测试设备是驱动测试需求生成的前提条件.航天器自动化测试包括测试用例自动生成和航天器测试过程的自动化,测试需求是测试用例生成的依据,测试用例是航天器自动化测试过程中的交互主体.因此,测试需求描述的规范化对实现航天器自动化测试起着至关重要的作用.

1.2 航天器形式化表示

在航天器组织结构中,航天器测试需求与航天器的组织结构、测试设备密切相关.为了抽象三者之间的关系,并与具体航天器测试业务解耦合,首先有必要给出航天器的形式化表示,抽象航天器组织结构.将航天器组织结构从层次化的角度划分为 4 级,分别是系统级、分系统级、组件级及组件操作级.其中,组件包括设备和功能部件,相应地,组件操作也分为设备操作和部件操作;每个组件有其自己唯一的功能且能被多次重用;分系统由多个功能部件集成完成某一功能的应用且通过测试设备驱动完成测试;而系统则由多个分系统组成.

定义 1 航天器 $SpacecraftId = (SpacecraftName, SubsysIdSet)$.

其中: $SpacecraftName$ 为航天器型号名称; $SubsysIdSet$ 为分系统集合,其定义为

$$SubsysIdSet = \text{set of } SubsysId$$

$$SubsysId = (SubsysName, DevSet, ComSet)$$

其中: $SubsysName$ 为分系统名称; $DevSet$ 为分系统的设备集合; $ComSet$ 为分系统的功能部件集合,下面分别给出 $DevSet$ 和 $ComSet$ 的形式化定义.

$$DevSet = \text{set of } Dev$$

$$Dev = (DevName, DevOpSet)$$

$$DevOpSet = \text{set of } DevOp$$

$$DevOp = (DevOpId, DevOpParam)$$

其中: Dev 为具体设备,由设备名称 $DevName$ 和设备操作集 $DevOpSet$ 组成,设备操作集 $DevOpSet$ 是设备操作 $DevOp$ 的集合, Op 由设备操作标识和设备操作参数组成.

$$ComSet = \text{set of } Com$$

$$Com = (ComId, ComOpSet)$$

$$ComOpSet = \text{set of } ComOp$$

$$ComOp = (ComOpId, ComOpParam)$$

其中: Com 为具体功能部件,由功能部件名称 $ComName$ 和功能部件操作集 $ComOpSet$ 组成;部件操作集 $ComOpSet$ 为部件操作 $ComOp$ 的集合,部件操作 $ComOp$ 由部件操作标识 $ComOpId$ 和部件操作参数 $ComOpParam$ 组成.

1.3 航天器任务流程描述

在航天器测试过程中,首先对各个分系统及地面设备进行测试,检查各个分系统的设备是否齐备、功能部件功能是否正常、参数指标是否符合需求及各个分系统的指令或操作功能是否完好.在进行各个分系统检查时,一般要从地面设备启动开始,依次进行航天器加电、飞船功能部件初始化、分系统指令或操作使能检查、飞船断电等几个主要阶段.

完成静态测试基本任务后,在确保设备及各个分系统功能部件及指令操作功能都正常的情况下,还需进行模飞测试.在模飞测试过程中,主要通过各个分系统的各个功能部件间的相互协作完成航天器起飞过程的测试,主要包括正常模式模飞和故障模式模飞测试,其中正常模式模飞包括发射段、运行段、返回段及回收着陆段,故障模式模飞测试指根据起飞时间及可能遇到的故障而启动相应的救生程序以避免出现事故,救生程序有多种.

据此,可将航天器起飞前的测试过程看做航天器静态测试任务流程,主要包括地面设备检查、飞船功能部件初始化检查、设备操作指令使能和除能检查、部件操作指令使能和除能检查;将航天器模拟飞行测试过程看做航天器动态测试任务流程,包括正常模式和故障模式.

航天器静态测试任务流程包括设备检查、功能部件初始化检查、设备操作指令检查和功能部件操作指令检查 4 个方面.若用 $StaticCheck$ 表示航天器静态测试需求, $DevInspec$ 表示设备检查测试需求, $ComInitStaInspec$ 表示功能部件初始化检查测试需求, $DevOperInspec$ 表示设备操作指令检查测试需求, $ComOperInspec$ 表示部件操作指令检查测试需求,则航天器静态测试需求由这 4 部分组成:

$StaticCheck = \{ DevInspec, ComInitStaInspec, DevOperInspec, ComOperInspec \}.$

航天器静态测试需求的抽象表示将根据静态测试任务流程,分别给出设备检查测试需求、功能部件初始化检查测试需求、设备操作指令检查测试需求和部件操作指令检查测试需求的具体形式表示,其具体定义将在 2.1 节给出.

从航天器的动态流程中可以看出,主要是由测试操作指令按照相关业务逻辑组成的动态流程.由于重用性,很多业务逻辑会重复使用某些若干测试指令组成的测试指令序列.为了提高复用性,可将这些重复使用的测试指令序列封装为指令链.因此,航天器动态测试需求即是由这些测试指令及指令链按照业务逻辑复合而成,具体测试指令和指令链的形式表示将在 2.2 节给出.

2 航天器测试需求形式化表示

2.1 航天器静态测试需求形式化表示

定义 2 设备检查测试需求 $DevInspec = DevCheck$ (型号名称,分系统名称,设备集).

例如, $devCheck$ (“神舟十号”,“数管分系统”,{“数管前端”,“供电电前端”,“测控前端”,“总控设备”,“并联网”,“对接总线模拟器”})表示检查神舟十号飞船的数管分系统的数管前端、供电电前端、测控前端、总控设备及对接总线模拟器等设备是否都齐备.

定义 3 功能部件初始化状态检查测试需求 $ComInitStaInspec = ComInitStaCheck$ (型号名称,分系统名称,部件信息).

部件信息 = (部件名称,部件参数集)

部件参数 = (参数名,部件状态,参数指标)

部件状态 = “连接”|“断开”|“加电”|“切电”|“断电”|“开机”|“关机”

例如, $ComInitStaCheck$ (“神舟十号”,“数管分系统”,(DCA,{(V01,“Power”,“>3.5 V”)}))表示检查神舟十号飞船数管分系统中的数传复接器 A 机加电后,其参数 V01 取值是否大于“3.5 V”.

在航天器测试过程中,航天器设备操作和部件操作通过测试指令操作来实现,因此航天器设备操作和部件操作分别通过设备操作指令和部件操作指令实现,下面分别给出设备操作指令检查和功能部件操作指令检查测试需求的形式定义.

定义 4 设备操作指令检查测试需求 $DevOperInspec =$ 设备操作指令使能检查 $DevOperEnaCheck$ (型号名称,分系统名称,设备名称,设备操

作指令标识)|设备操作指令除能检查 $DevOperUnEnaCheck$ (型号名称,分系统标识,设备名称,设备操作指令标识).

设备操作指令检查包括设备操作指令使能和除能检查,指令使能是指将禁止使用的指令转为可用的指令,指令使能后,该指令操作有效;指令除能是指将允许使用的指令转为禁止使用的指令,指令除能后,该操作指令无效.例如, $DevOperEnaCheck$ (“神舟十号”,“测控与通信分系统”,“数管前端”,“K1”)表示将神舟十号飞船测控与通信分系统的数管前端设备操作指令 K1 使能; $DevOperUnEnaCheck$ (“神舟十号”,“测控与通信分系统”,“数管前端”,“K1”)表示将神舟十号飞船测控与通信分系统的数管前端设备操作指令“K1”除能.

定义 5 部件操作指令检查测试需求 $ComOperInspec =$ 部件操作指令使能检查 $ComOperEnaCheck$ (型号名称,分系统名称,部件名称,部件操作指令标识)|部件操作指令除能检查 $ComOperUnEnaCheck$ (型号名称,分系统名称,部件名称,部件操作指令标识).

部件指令操作检查包括部件指令使能和除能检查,例如, $ComOperEnaCheck$ (“神舟十号”,“数管分系统”,“DCA”,“B2”)表示将神舟十号飞船数管分系统的数传复接器 A 机操作指令“B2”使能检查; $ComOperUnEnaCheck$ (“神舟十号”,“数管分系统”,“DCA”,“B2”)表示将神舟十号飞船数管分系统的数传复接器 A 机操作指令“B2”除能检查.

2.2 航天器动态测试需求形式化表示

根据航天器动态测试任务流程的描述可知,航天器动态测试需求主要是针对航天器模飞测试而言的,若将航天器模飞测试过程中的不同模式下的各个测试阶段或测试过程看做不同的测试场景,则可采用场景技术对其进行建模,以刻画航天器动态测试需求.

因此,本文中根据航天器动态测试任务流程,将航天器动态测试需求划分为正常模式和故障模式下的测试场景.其中,正常模式测试场景包括发射段、运行段、返回段及回收着陆段测试场景;故障模式测试场景包括救生场景 1,救生场景 2,⋯,救生场景 n .为保证本文给出的测试场景能完整且充分地刻画航天器动态测试需求,文中根据实际航天器测试业务流程,给出了航天器动态测试场景架构图,如图 2 所示,该架构覆盖了所有航天器动态测试需求.

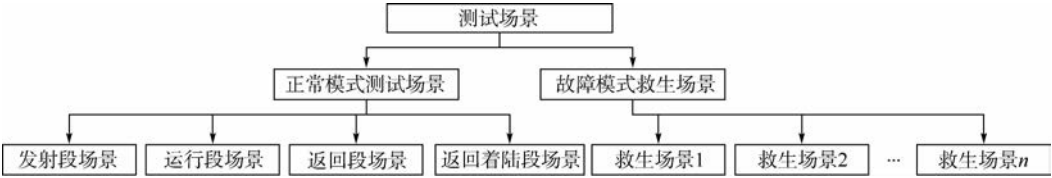


图 2 航天器动态测试场景架构图

Fig.2 Architecture diagram of spacecraft dynamic test scenarios

为实现动态构造各个测试场景,本文采用 UML 中的用例图模型刻画测试场景,以中继终端加电测试场景为例,其用例模型如图 3 所示。

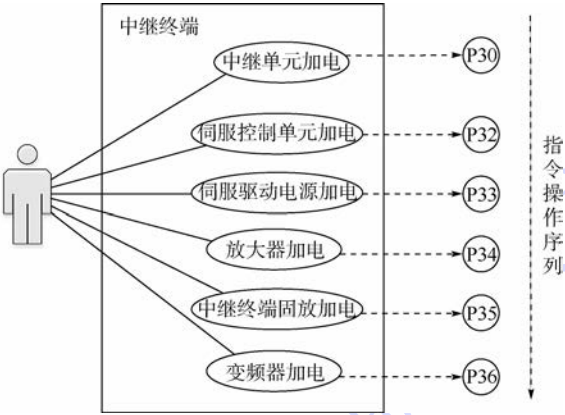


图 3 中继终端加电场景示意图

Fig.3 Scenario schematic diagram of relay terminal with electricity

从图 3 中可以看出,中继终端加电测试场景中实际包含 6 个指令操作,若将这 6 个指令操作形成的指令操作序列封装为一条指令链,则该指令链就能完整描述中继终端加电测试场景,即能描述中继终端加电测试需求.采用测试场景描述测试需求,基于用例图描述测试场景,并由用例图映射为指令链,最终完成由指令链完整刻画航天器动态测试需求.下面分别给出测试操作指令和指令链的具体形式定义。

在航天器测试中,测试指令分为设备操作指令和部件操作指令,设备操作指令指的是设备操作的具体实现,部件操作指的是部件操作的具体实现,下面给出测试操作指令的形式表示。

定义 6 测试操作指令 = 设备操作指令 | 部件操作指令。

设备操作指令 = (型号名称, 分系统名称, 设备操作标识, 设备操作参数, 设备操作发送设备, 发送次数, 指令执行时间约束)。

部件操作指令 = (型号名称, 分系统名称, 部件操作标识, 部件操作参数, 部件操作发送设备, 发送次数, 指令执行时间约束)。

即 $TestInsId = DevInsId | ComInsId$

$DevInsId = (SpacecraftName, SubsysName,$

$DevOpId, DevOpPara, DevInsToDes, Times, DevInsTimeRestri)$

$ComInsId = (SpacecraftName, SubsysName, ComOpId, ComOpPara, ComInsToDes, Times, ComInsTimeRestri)$

例如, (“神舟十号”, “测控与通信分系统”, “K1”, “ $Vs66 < = 1 \&\& Vs67 > = -1$ ”, “TCF”, 1, 2) 表示神舟十号测控与通信分系统中指令“K1”发送目的地为“TCF”即遥测前端,判读参数为“ $Vs66 < = 1 \&\& Vs67 > = -1$ ”,该指令发送 1 次,且执行时间约束为 2 s。

指令链是由测试操作指令组成的序列,其定义如下。

定义 7 指令链 $TestInsLink = (型号名称, 测试模式, 指令链标识, 指令链)$ 。

测试模式 = 正常模式 | 故障模式

其中:正常模式包括发射段、运行段、返回段及回收着陆段;故障模式下对应多种相应的救生程序。

指令链是一条测试操作指令序列,其内部还可嵌套指令链,也可以是一条测试操作指令,即

指令链 = 测试操作指令 | 测试操作指令::测试操作指令序列 | 测试指令链::测试操作指令操作序列。

即 $TestInsLink = (SpacecraftName, TestMode, TestInsLinkId, TestInsList)$

$TestMode = NormalMode | FailureMode$

$TestInsList = TestInsId | TestInsId::TestInsList | TestInsLinkId::TestInsList$

3 航天器静态测试需求生成方法

基于航天器静态测试需求形式化表示,下面给出航天器静态测试需求自动生成方法。

3.1 设备检查测试需求自动生成

航天器有多个分系统,不同的分系统,有各自的设备集合,需检查对设备集中的所有设备是否齐备,据此,给出设备检查测试需求生成 $CreateDevTR$,其具体实现为

$CreateDevTR: SpacecraftName \times SubsysId \times TRSet \rightarrow TRSet$

CreatDevTR((spn, ssid), trs) =

let(ssn, devs, -) = ssid

in DevCheck(spid, ssn, devs):trs

其中:TRSet为航天器测试需求集合,对给定的航天器spn,其分系统为ssid,则生成关于分系统中设备函数CreatDevTR通过调用DevCheck生成设备检查测试需求,并将其加入到航天器测试需求trs中。

3.2 航天器功能部件初始化状态检查测试需求自动生成

航天器有多个分系统,不同的分系统有各自的功能部件集合,对部件集合中的每个部件都需进行检查,最终生成航天器各个功能部件初始化状态检查测试需求。据此,首先给出航天器单个功能部件初始化状态检查测试需求生成语义函数CreateComInfoTR,具体实现为

CreateComInfoTR: SpacecraftName $\times$ SubsysId $\times$ ComInfo $\rightarrow$ ComInfoTR

CreateComInfoTR(spn, ssid, comif) =

let(ssn, -, coms) = ssid

in let(comn, {(compid, comst, compv)}) = comif

in ComInitStaCheck(spn, ssn, (comn, {(compid, comst, compv)}))

其中:ComInfoTR为生成的单个功能部件测试需求;comif为组件信息;coms为功能部件集合;comn为部件名称;compid为部件参数标识;comst为部件状态;compv为该功能部件参数compid在部件状态为comst时的取值。函数CreateComInfoTR通过调用ComInitStaCheck生成该功能部件检查测试需求。单个功能部件初始化状态测试需求生成后,可给出分系统的所有功能部件初始化状态检查测试需求自动生成语义函数CreateComInfosTR,具体实现为

CreateComInfosTR: SpacecraftName $\times$ SubsysId $\times$ TRSet $\rightarrow$ TRSet

CreateComInfosTR((spn, ssid), trs) =

let(ssn, -, coms) = ssid

in let comnum = length coms

in let nthCom coms $n = \text{if } n = 1 \text{ then head coms else nthCom (tail coms) (n - 1)}$

in let comsCheckTR coms $i =$

$i < = \text{comnum} \rightarrow \text{CreateComInfoTR}(\text{spn}, \text{ssid}, \text{nthCom coms } i): \text{trs}$

in comIfsCheckTR coms comnum

其中:TRSet为航天器测试需求,每生成一个功能部件初始化状态检查测试需求就自动加入到trs

中;comnum为分系统的功能部件个数;递归函数nthCom表示从功能部件集合中取一个部件,每在功能部件集合coms中取出一个设备,通过递归函数comsCheckTR调用单个功能部件初始化状态检查测试需求生成函数CreateComInfoTR,生成该功能部件初始化状态检查测试需求,并加入到航天器测试需求trs中,直到功能部件集合coms为空,完成该分系统所有功能部件初始化状态检查测试需求生成。

3.3 设备操作指令检查测试需求生成方法

设备操作指令检查包括设备操作指令使能和除能,故设备操作指令检查测试需求也相应地包括设备操作指令使能测试需求和除能测试需求。航天器各个分系统均有各自的设备集合,每个设备包括其上固有的设备操作,比如连接、断开操作,这些操作通过设备操作指令来实现。因此,需要对每个设备上的所有操作进行相应的操作指令检查。据此,首先给出单个设备操作指令使能检查测试需求生成语义函数CreateDevOpEnaTR,具体实现为

CreateDevOpEnaTR: SpacecraftName $\times$ Dev $\times$ DevOp $\rightarrow$ DevOpEnaTR

CreateDevOpEnaTR(spn, ssid, dev, devop) =

let(ssn, devs, -) = ssid

in let(devn, devops) = dev

in let(devopid, -) = devop

in DevOperEnaCheck(spn, ssn, devn, devopid)

其中:dev为设备;devn为设备名称;devops为设备dev的设备操作指令集;devop为设备dev的一个设备操作;devopid为设备操作标识。函数CreateDevOpEnaTR通过调用函数DevOperEnaCheck生成单个设备操作指令使能检查测试需求。

基于单个设备操作指令检查测试需求生成函数CreateDevOpsEnaTR,可给出生成一个设备所有操作指令的使能检查测试需求语义函数CreateDevOpsEnaTR,其具体实现为

CreateDevOpsEnaTR: SpacecraftName $\times$ SubsysId $\times$ Dev $\times$ TRSet $\rightarrow$ TRSet

CreateDevOpsEnaTR((spn, ssid, dev), trs) =

let(devn, devops) = dev

in let devopnum = length devops

in let nthDevOp devops $n = \text{if } n = 1 \text{ then head devops else nthDevOp (tail devops) (n - 1)}$

in let devOpsEnaTR devops $i =$

$i < = \text{devopnum} \rightarrow \text{CreateDevOpEnaTR}(\text{spn},$

```
ssid, dev, nthDevOp devops i): trs
```

```
in devOpsEnaTR devops devopnum
```

其中:devopnum 为该设备的操作指令个数;递归函数 nthDevOp 表示在设备操作集合中取一个设备操作,每在设备操作集合中取一个设备操作,通过递归函数 devOpsEnaTR 调用 CreateDevOpEnaTR 生成单个设备操作指令使能检查测试需求,并加入航天器测试需求 trs 中,直到设备操作集合为空,完成该设备所有操作指令使能检查测试需求生成。

根据一个设备的所有设备操作指令检查测试需求生成函数 CreateDevOpsEnaTR,可给出一个分系统所有设备操作指令检查测试需求生成语义函数 CreateDevsOpsEnaTR,其具体实现为

```
CreateDevsOpsEnaTR: SpacecraftName × Subsysld × TRSet → TRSet
```

```
CreateDevsOpsEnaTR((spn, ssid), trs) =
```

```
let(ssn, devs, -) = ssid
```

```
in let devnum = length devs
```

```
in let nthDev devs n = if n == 1 then head  
devs else nthDev(tail devs)(n-1)
```

```
in let devsOpsEnaTR devs i =
```

```
i <= devnum → CreateDevOpsEnaTR  
((spn, ssid, nthDev devs i), trs) + + trs
```

```
in devsOpsEnaTR devs devnum
```

其中:devnum 为该分系统的设备个数;递归函数 nthDev 为从设备集合中取一个设备.每获取到一个设备,即可通过递归函数 devEnaTR 调用 CreateDevOpsEnaTR 生成该设备的所有操作指令使能检查测试需求,并自动加入到航天器测试需求 trs 中,直到所有设备各自的设备操作集合为空,完成该分系统所有设备操作指令集使能测试需求生成.设备操作指令除能检查测试需求生成方法与使能检查测试需求生成方法类似,不再赘述。

3.4 部件操作指令检查测试需求生成方法

部件操作指令检查包括部件操作指令使能和除能,故部件操作指令检查测试需求也相应地包括部件操作指令使能测试需求和除能测试需求.航天器各个分系统均有各自的功能部件集合,每个部件包括其上固有的部件操作,比如加电、断电操作,这些操作通过部件操作指令来实现.因此,需要对每个功能部件上的所有操作进行相应的操作指令检查.据此,首先给出单个部件操作指令使能检查测试需求生成语义函数 CreateComOpEnaTR,具体实现为

```
CreateComOpEnaTR: SpacecraftName × Subsysld ×  
Com × ComOp → ComOpEnaTR
```

```
CreateComOpEnaTR(spn, ssid, com, comop) =
```

```
let(ssn, -, coms) = ssid
```

```
in let(comn, comops) = com
```

```
in let(comopid, -) = comop
```

```
in ComOperEnaCheck(spn, ssn, comn, comopid)
```

其中:coms 为功能部件集合;com 为功能部件;comn 为功能部件名称;comops 为功能部件操作集;comop 为单个部件操作.函数 CreateComOpEnaTR 通过调用函数 ComOperEnaCheck 生成单个部件操作指令使能检查测试需求。

基于单个部件操作指令使能检查测试需求生成函数 CreateComOpEnaTR,可给出生成一个部件所有操作指令的使能检查测试需求语义函数 CreateComOpsEnaTR,其具体实现为

```
CreateComOpsEnaTR: SpacecraftName × Subsysld ×  
Com × TRSet → TRSet
```

```
CreateComOpsEnaTR((spn, ssid, com), trs) =
```

```
let(comn, comops) = com
```

```
in let comopnum = length comops
```

```
in let nthComOp comops n = if n == 1 then head  
comops else nthComOp(tail comops)(n-1)
```

```
in let comOpsEnaTR comops i =
```

```
i <= comopnum → CreateComOpEnaTR  
(spn, ssid, com, nthComOp comops i): trs
```

```
in comOpsEnaTR comops comopnum
```

其中:comopnum 为该功能部件操作指令个数;递归函数 nthComOp 为在功能部件操作集合中取一个部件操作,每在部件操作集合 comops 中取一个部件操作,通过递归函数 comOpsEnaTR 调用 CreateComOpEnaTR 生成单个部件操作指令使能检查测试需求,并加入航天器测试需求 trs 中,直到部件操作集合为空。

根据一个部件的所有部件操作指令检查测试需求生成函数 CreateComOpsEnaTR,可给出一个分系统所有功能部件操作指令检查测试需求自动生成语义函数 CreateComsOpsEnaTR,具体实现为

```
CreateComsOpsEnaTR((spn, ssid, coms), trs) =
```

```
let comnum = length coms
```

```
in let nthCom coms n = if n == 1 then head coms  
else nthCom(tail coms)(n-1)
```

```
in let comsEnaTR coms i =
```

```
i <= comnum → CreateComOpsEnaTR  
((spn, ssid, nthCom coms i), trs) + + trs
```


in comsOpsEnaTR coms comnum

其中:comnum 为该分系统的功能部件个数;递归函数 nthCom 为从部件集合中取一个部件,每获取到一个部件,即可通过递归函数 comsEnaTR 调用 CreateComOpsEnaTR 生成该部件的所有操作指令使能检查测试需求,并自动加入到航天器测试需求 trs 中,直到所有部件各自的部件操作指令集合为空.功能部件操作指令除能检查测试需求生成方法与使能检查测试需求生成方法类似,不再赘述.

4 动态测试需求生成方法

根据航天器动态测试需求形式化表示方法,本文采用测试场景描述测试需求,基于用例图描述测试场景,并由用例图映射为指令链,最终完成由指令链完整刻画航天器动态测试需求.因此,有必要给出用例图的形式化表示方法.

定义 8 用例图 = (角色,用例集)

用例集 = 用例的集合

用例 = 原子动作行为|原子动作行为序列

原子动作行为序列 = 原子动作行为::原子动作行为序列

即 UseCaseDig = (Role, UseCaseSet)

UseCaseSet = set of UseCase

UseCase = AtomAct|ActSequence

ActSequence = AtomAct::ActSequence

AtomAct = TestInsId

若用例动作行为是一个原子动作行为,则可映射为一条操作指令,即对应的指令链为一个操作指令;若用例动作行为是一个原子动作行为序列,则可映射为操作指令序列,即对应的指令链为操作指令序列.

以下给出动态测试需求生成方法完成上述过程,首先给出用例图中一个用例的动态测试需求方法,然后通过调用一个用例动态测试需求生成方法完成整个场景用例图的动态测试需求生成,最后对于航天器每个测试场景,只需调用对应的场景用例图的动态测试需求生成方法即可完成所有测试场景的动态测试需求生成方法.

据此,首先给出一个用例的动态测试需求生成语义函数 CreateUseCaseTR,其具体实现为

CreateUseCaseTR: SpacecraftName $\times$ UseCase $\times$ TR-Set $\rightarrow$ TRSet

CreateUseCaseTR((spn,uc),trs) =

let(atomact::uc1) = uc

in let trs' = atomact

in trs = CreateUseCaseTR((spn,uc),trs')

其中:uc 为用例图中的一个用例,若该用例是一个原子动作行为 atomact,则直接将该原子动作行为对应的指令加入到航天器动态测试需求 trs' 中,若该用例是原子动作行为序列 uc1,则递归调用函数 CreateUseCaseTR 完成原子动作行为序列对应的航天器动态测试需求生成.

根据用例图中一个用例的动态测试需求生成方法 CreateUseCaseTR,可给出整个用例图所有用例的动态测试需求生成语义函数 CreateUseCaseDigTR,其具体实现为

CreateUseCaseDigTR: SpacecraftName $\times$ UseCaseDig $\times$ TRSet $\rightarrow$ TRSet

CreateUseCaseTR((spn,ucd),trs) =

let (rol,ucs) = ucd

in let ucsnum = length ucd

in let nthUc ucs n = if n = 1 then head ucs
else nthUc(tail ucs)(n - 1)

in let nthUcTR ucs i =

i <= ucsnum $\rightarrow$ CreateUseCaseTR((spn,
nthUc ucs i),trs)

in nthUcTR ucs ucsnum

其中:ucd 为用例图;rol 为参与者;ucs 为用例集;ucsnum 为用例数.通过调用递归函数 nthUc 依次从用例集中取一个用例,并调用函数 CreateUseCaseTR 完成一个用例的动态测试需求生成方法,直至所有的用例取完,且均生成相应的动态测试需求.

以神舟飞船模飞测试正常模式下运行段为例,说明航天器动态测试需求生成方法.首先给出运行段测试场景的用例图,如图 4 所示.

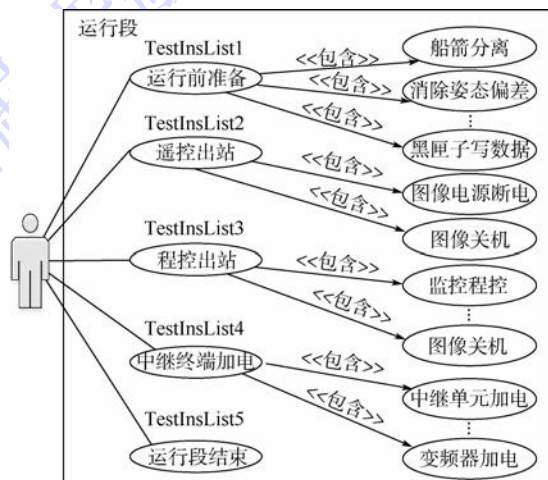


图 4 运行段测试场景用例图

Fig. 4 Use case diagram of running period of test scenario

从图 4 中容易看出,运行段测试场景由 TestInsList1 等 11 个指令链组成,且每个测试链都

有与其相对应的测试指令序列按照业务逻辑关系组成,则运行段测试需求可描述为

TestInsLink = (“神舟十号”,“正常模式”,“运行段”,TestInsList)

TestInsList = TestInsList1::TestInsList2::TestInsList3::TestInsList4::TestInsList5

TestInsList1 = [(“神舟十号”,“数管分系统”,“K1”,“”,“数管前端”,2,0),(“神舟十号”,“数管分系统”,“K2”,“”,“数管前端”,1,1),…]

TestInsList2 = [(“神舟十号”,“数管分系统”,“K3”,“”,“遥控前端”,1,3),(“神舟十号”,“数管分系统”,“K4”,“”,“遥控前端”,1,5),(“神舟十号”,“数管分系统”,“K5”,“”,“遥控前端”,1,4)]

TestInsList3 = [(“神舟十号”,“测控与通信分系统”,“K9”,“”,“数管前端”,2,3),(“神舟十号”,“数管分系统”,“K19”,“”,“数管前端”,2,2),(“神舟十号”,“数管分系统”,“K18”,“”,“数管前端”,2,2)]

TestInsList4 = [(“神舟十号”,“数管分系统”,“K8”,“”,“数管前端”,2,5),(“神舟十号”,“测控与通信分系统”,“A20”,“”,“数管前端”,2,11),…]

TestInsList5 = [(“神舟十号”,“测控与通信分系统”,“A2”,“”,“数管前端”,1,10)]

5 应用系统

基于上述航天器测试需求自动生成方法,给出航天器测试需求生成框架,如图 5 所示。

从图 5 中容易看出,输入信息为各个航天器型号信息,通过采用静态测试需求和动态测试需求生成方法,将会输出各个航天器型号各自的测

试需求。对于静态测试需求,主要根据本文给出的航天器静态需求生成方法,按照测试设备检查、部件状态初始化、设备操作指令及部件操作指令分别生成相应的静态测试需求;对于动态测试需求,则首先根据实际测试场景使用用例图对其进行建模,然后映射为预先定义的指令链来驱动相应测试场景的动态测试需求生成。此外,输入时可动态添加或删除航天器型号信息,支持动态性和开放性,与具体型号业务解耦合,具有一定的通用性。

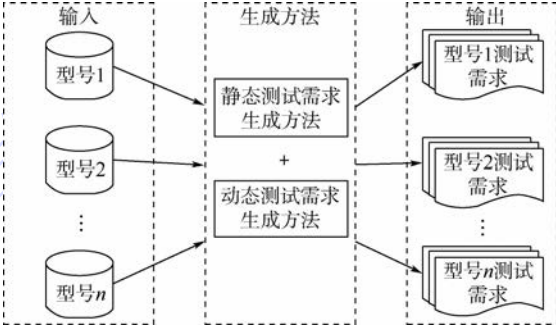


图 5 航天器测试需求生成框架
Fig. 5 Framework of spacecraft test requirements generation

基于上述航天器测试需求生成方法,设计并实现了航天器测试需求自动生成系统,该系统架构图如图 6 所示。

航天器测试需求自动生成系统架构分为资源层、基础服务层、功能层和展示层 4 层。其中,资源层主要包括基础数据库、自动化测试数据库、设备资源及测试需求文件等;基础服务层主要提供基础功能支持,包括数据库访问服务和文件操作接口服务;功能层包括静态测试需求生成方法、动态测试需求生成方法及航天器测试需求导出 3 个核心功能;展示层包括航天器型号管理可视化界面、

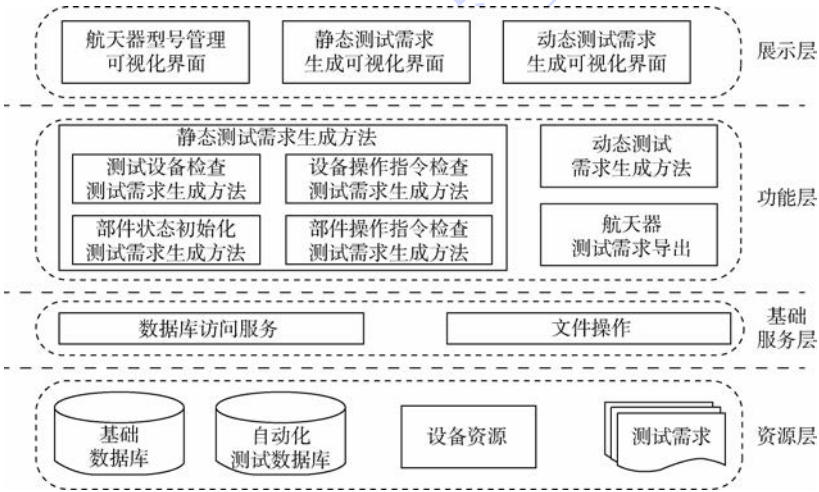


图 6 航天器测试需求自动生成系统架构图

Fig. 6 Architecture of automatic generation of spacecraft test requirements system

静态测试需求生成可视化界面及动态测试需求生成可视化界面. 航天器静态测试需求生成实现主界面如图 7 所示. 航天器动态测试需求生成主界面如图 8 所示.

最后, 本文在成本方面对比了手工方式编写和本文方法.

通常某型号航天器由 30 多个分系统组成, 就静态测试需求来讲, 每个分系统静态测试大约对应 350 条测试需求, 静态测试需求共计 $350 \times 30 = 10\,500$ 条测试需求; 对于动态测试需求来讲, 正常模式下各个测试阶段共计对应约 1 500 条测试需求, 故障模型下各个救生程序共计对应约 2 500 条测试需求, 故动态测试需求对应约 4 000 条测试需求. 因此, 对于某型号航天器约对应 14 500 条测试需求. 采用手工方式编写航天器测试需求时, 大约需要 3 分钟编写一条测试需求, 则根据航

天器测试大纲进行航天器测试需求编写一个人的时间成本是: $14\,500 \times 3 = 43\,500\text{ min}$, 约 30.2 天.

采用本文提出的方法生成航天器测试需求时, 是在实验室和某航天院所共同研制的某型号自动化测试软件平台上进行的, 本文所提方法目前已经集成到该平台且运行稳定, 一个人采用本文方法根据实验大纲进行测试需求建模所需时间为 10 天, 建模包括静态、动态测试需求建模和数据结构设计 3 部分, 然后在实验室自动化测试软件平台上进行测试需求生成(忽略人手动操作界面中控件的时间), 每分钟生成约 100 条测试需求, 则需要 145 min 的时间, 生成完测试需求后导出至本地 Excel 文件的速度是每分钟 1 000 条记录, 则需要 14.5 min, 故采用本文所提方法生成测试需求时一个人的成本是 $10 \times 24 \times 60 + 145 + 14.5 = 14\,559.5\text{ min}$, 约合 11.1 天.

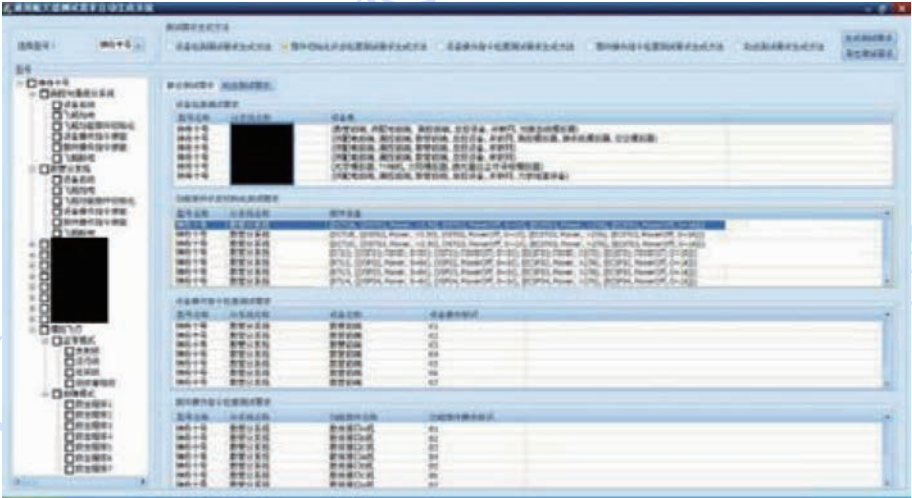


图 7 航天器静态测试需求生成主界面

Fig. 7 Main interface of spacecraft static test requirements generation

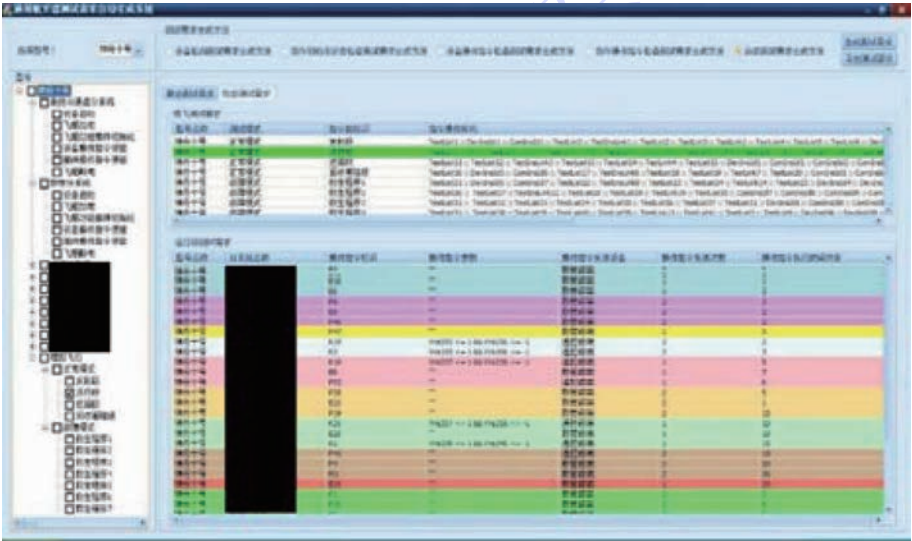


图 8 航天器动态测试需求生成主界面

Fig. 8 Main interface of spacecraft dynamic test requirements generation

对于该型号航天器测试需求成本来讲,本文所提方法将时间缩短了19.1天,测试需求编制周期缩短了64%,可见本文所提方法与手工编制方式相比,在很大程度上缩减了人力和时间成本.尤其是对于多型号航天器来讲,本文所提方法优势更为明显,因为一旦测试需求模型建立,在进行新型号测试需求生成时,可复用已有型号的测试需求模型,减少测试需求生成时间,最终有利于提高多型号航天器测试效率.

6 结 论

本文针对航天器测试需求描述及其自动生成方法展开了研究,研究结果如下:

1) 通过分析航天器组织结构特点,建立了航天器形式化模型,为航天器测试需求形式化规范描述提供了理论基础.

2) 基于航天器静态测试任务流程特点,从设备检查、功能部件初始化检查、设备操作指令检查和功能部件操作指令检查4个方面给出航天器静态测试需求形式化描述规范,并给出了静态测试需求自动生成方法.

3) 基于航天器动态测试任务流程特点,采用测试场景描述动态测试需求,基于用例图描述测试场景,并由用例图映射为指令链,最终完成由指令链完整刻画航天器动态测试需求,建立了航天器动态测试需求形式化描述规范,并给出了动态测试需求自动生成方法.

4) 航天器静态测试需求、动态测试需求形式化描述规范及其自动生成方法,保证了航天器测试需求的充分性、完备性,提高了测试需求的复用性,缩短了航天器测试需求编制周期,能满足当前多航天器并行测试需求,为航天器测试用例自动生成奠定了理论基础.

5) 设计并实现了航天器测试需求生成应用系统,验证了所提方法的可行性和有效性,本文方法具有动态性和扩展性,从而支持航天器测试需求自动生成的通用性,可直接应用到多型号航天器的批产化并行测试中.

参考文献 (References)

[1] 吕江花,马世龙,李先军,等.安全苛刻系统自动化测试的形式化语义模型[J].软件学报,2014,25(3):489-505.
Lü J H, Ma S L, Li X J, et al. Formal semantics model for automatic test of safety critical systems [J]. Journal of Software, 2014, 25(3): 489-505 (in Chinese).
[2] Lv J H, Ma S L, Li X J, et al. A high order collaboration and real time formal model for automatic test of safety critical systems

[J]. Frontiers of Computer Science, 2015. DOI: 10. 1007/ s11704-015-2254-y.
[3] Wilhelm H, Reussner R. Toward trustworthy software systems [J]. Computer, 2006, 39(4): 91-92.
[4] 刘克,单志广,王戟,等.可信软件基础研究重大研究计划综述[J].中国科学基金,2008(3):145-151.
Liu K, Shan Z G, Wang J, et al. Overview on major research plan of trustworthy software [J]. Bulletin of National Natural Science Foundation of China, 2008(3): 145-151 (in Chinese).
[5] 郑志明,马世龙,李未,等.软件可信性动力学特征及其演化复杂性[J].中国科学(F辑:信息可信),2009,52(9):1651-1657.
Zheng Z M, Ma S L, Li W. et al. Dynamical characteristics of software trustworthiness and their evolutionary complexity [J]. Science China Series F-Information Sciences, 2009, 52(9): 1651-1657 (in Chinese).
[6] 郑志明,马世龙,李未,等.软件可信复杂性及其动力学统计方法[J].中国科学(F辑:信息可信),2009,52(8):1328-1334.
Zheng Z M, Ma S L, Li W. et al. Complexity of software trustworthiness and its dynamical statistical analysis methods [J]. Science China Series F-Information Sciences, 2009, 52(8): 1328-1334 (in Chinese).
[7] Knight J C. Safety critical systems: Challenges and directions [C] // Proceedings of the 24rd International Conference on Software Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 547-550.
[8] 王庆成.航天器电测技术[M].北京:中国科学技术出版社,2007:48-133.
Wang Q C. Electrical test technology for spacecraft [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 48-133 (in Chinese).
[9] 杨占才,周一鸥,刘金甫.测试需求描述方法综述[J].测控技术,2009,28:270-273.
Yang Z C, Zhou Y O, Liu J F. Summarization of test requirements description methods [J]. Measurement Control Technology, 2009, 28: 270-273 (in Chinese).
[10] Lansdowne C A, McCartney P, Gorringer C. Experimental applications of automatic test markup language (ATML) [C] // Proceedings of 2012 IEEE Autotestcon. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 318-323.
[11] Smith A, Wanigaratne A. Applications of ATML test results and intrastage to facilitate intelligent data analysis [C] // Proceedings of 2012 IEEE Autotestcon. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 200-203.
[12] 高猛.实时嵌入式软件系统测试需求建模研究[J].航天控制,2010,28(5):64-69.
Gao M. Research on system-testing requirement modeling for real-time embedded software [J]. Aerospace Control, 2010, 28(5): 64-69 (in Chinese).
[13] 沈剑乐,王林章,李宣东,等.一个基于UML顺序图的场景测试用例生成方法[J].计算机科学,2004,31(8):179-184.
Shen J L, Wang L Z, Li X D, et al. An approach to generate scenario test cases based on UML sequence diagrams [J]. Computer Science, 2004, 31(8): 179-184 (in Chinese).
[14] 杨波,吴际,徐路,等.一种软件测试需求建模及测试用例

- 生成方法[J]. 计算机学报, 2014, 37(3): 522-538.
- Yang B, Wu J, Xu L, et al. An approach of modeling software testing requirements and generating test case[J]. Chinese Journal of Computers, 2014, 37(3): 522-538 (in Chinese).
- [15] 侯超凡, 吴际, 刘超. 基于测试需求的互操作性测试用例生成方法[J]. 计算机科学, 2014, 41(11): 162-168.
- Hou C F, Wu J, Liu C. Interoperability test case generation based on testing requirements[J]. Computer Science, 2014, 41(11): 162-168 (in Chinese).
- [16] 赵瑞峰. 基于办公自动化的卫星自动测试方法的设计和实现[D]. 上海: 上海交通大学, 2010.
- Zhao R F. Design and implementation of satellite automatic test method based on office automation[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2010 (in Chinese).
- [17] Esteve M, Katoen J, Nguyen VP, et al. Formal correctness, safety, dependability, and performance analysis of a satellite[C] // Proceedings of the 34th International Conference on Software Engineering, ICSE. Piscataway, NJ: IEEE, 2012: 1022-1031.
- [18] Peng Z G, Lu Y, Miller A, et al. Formal modelling and quantitative analysis of satellite navigation systems[J]. Computing Research Repository, 2014: 1402.5599.
- [19] Fischer P M, Ludtke D, Schaus V, et al. A formal method for early spacecraft design verification[C] // Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-8.
- [20] Nguyen V Y. Trustworthy spacecraft design using formal methods[D]. Chemnitz: Technische Universität Chemnitz, 2012.
- [21] Bozzano M, Cimatti A, Katoen J P, et al. Safety, dependability and performance analysis of extended AADL models[J]. The Computer Journal, 2011, 54(5): 754-775.
- [22] Hudak P, Hughes J, Peyton J, et al. A history of Haskell: being lazy with class[C] // Proceedings of the third ACM SIGPLAN Conference on History of Programming Languages. New York: ACM, 2007.
- [23] Pike L, Niller S, Wegmann N. Runtime verification for ultra-critical systems[C] // Proceedings of 2nd Conference on Runtime Verification. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012: 310-324.
- [24] Yu D, Ma S. Design and implementation of spacecraft automatic test language[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(3): 287-298.

Spacecraft test requirement description and automatic generation method

GAO Shiwei, LYU Jianghua*, WUNIRI Qiqige, MENG Xiangxi, MA Shilong

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

Abstract: Spacecraft as a typical safety-critical system, its trustworthiness study is very urgent. The evaluation and verification for spacecraft depends on the data obtained from the execution of spacecraft test cases. Moreover, spacecraft test requirement is the important basis for test case generation. In practical application, such complex system of spacecraft is faced with problems of the complexity for the spacecraft test requirement, long preparation period for the test requirement, and difficulty in assuring the adequacy, completeness, and reusability of test requirement using artificial experience. To solve these problems, the spacecraft formalized model was constructed by analyzing the characteristics of the spacecraft structure. The formalization specification of spacecraft static test requirements and dynamic test requirements were given based on spacecraft testing task flow. And the corresponding automatically generation methods for spacecraft testing requirements were proposed. The adequacy and completeness of spacecraft test requirement are ensured, and the reusability of test requirement is enhanced. Compared with the artificial establishment way, the period of the compiled test requirements is shorten. Finally, the application system for spacecraft test requirement generation is designed and implemented, which validates the effectiveness of the proposed method.

Key words: safety critical system; trustworthiness; test requirement; test task flow; spacecraft

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0507

抑制俯仰 II 型 PIO 的四种滤波器性能比较

卢扬¹, 于黎明^{*1}, 付永领²

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

摘

要: FWB、DS、DASA、RLF 作为 4 种成熟、有效的非线性滤波器均用于解决以作

动器速率饱和为特征的 II 型驾驶员诱发振荡(PIO)相位滞后的问题,从而抑制 PIO 发生. 借助描述函数理论,对各滤波器中非线性环节线性化处理,得到 4 种滤波器拟线性传递函数和相频特性曲线,研究、比较各滤波器在不同参数、不同输入条件下开环相位补偿能力. 针对俯仰 PIO 问题,选取本机动态特性较差、易发生 PIO 的纵向飞机模型,构建带速率限制作动器的人机闭环系统,通过 3 个典型的俯仰飞行仿真任务,从抑制作动器速率饱和能力、俯仰响应特性、相位补偿能力、减轻驾驶员操作负担 4 个方面全面比较各滤波器性能. 实验表明:DASA 滤波在抑制 PIO、改善飞机俯仰响应特性方面相对较优. 实验结果为滤波器设计、俯仰 PIO 抑制的相关研究提供有益参考.

关键词: 人机诱发振荡; 速率饱和; 相位延迟; 非线性滤波器; 描述函数

中图分类号: V212

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2015)07-1287-07

自从怀特兄弟发明人类第一架飞机,人机诱发振荡现象(Pilot-Induced Oscillation, PIO)就应运而生. 美国军用标准 1797A 将其定义为“驾驶员控制飞机造成的持续或者不可控振荡”^[1],实质是飞机动力学和驾驶员动力学之间的不良耦合. PIO 现象常出现在一些需要驾驶员做出精确、快速响应的高增益飞行任务的情况,比如着陆、空中加油、目标跟踪等,是影响飞机飞行品质的重要原因,甚至会导致机毁人亡的惨剧^[2]. 近现代电传飞机尤其是放宽静稳定性设计使作动器速率饱和和引发的拟线性 PIO 或称 II 型 PIO 频繁出现, YF-16、苏-27、JAS39^[3]、F-22^[4]、波音 777、A320、C-17、歼教 7、歼轰 7 等飞机都出现过 PIO 记录. 速率饱和并不是诱发 PIO 的充分条件,但会造成严重影响,其具体表现在:①速率饱和会使作动器输出相比输入产生较大的相位滞后,降低闭环系

统稳定性;②速率限制会使作动器输出幅值衰减,误导驾驶员增大输入进行补偿,最终使问题更糟;③作动器速率限制会暴露飞机本机动态特性^[5-6].

作动器速率限制成为近年来 PIO 发生的主要因素,很重要的原因是放宽静稳定性飞机的应用. 增加控制增稳系统,使临界稳定或者不稳定的飞机获得较好的飞行品质,同时部分增稳反馈信号作用于作动器,降低了驾驶员对作动器的控制权,在一定程度上增加了 PIO 发生可能性^[7].

增大作动器速率上限能够抑制 PIO,但较大的作动器速率上限对应更大体积更大重量的作动器,降低了飞机的有效载荷,另一种解决办法是设计稳定性较高的飞机,降低增稳控制系统权重,但这使得放宽静稳定性飞机优势丧失. 事实上,科学家针对 II 型 PIO 相位延迟特点设计了很多局部抑制器,这些抑制器能够带来一定超前相位,补偿或

收稿日期: 2014-08-11; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2015-03-17 16:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150317.1605.003.html

基金项目: 航空科学基金(2012ZD51055)

作者简介: 卢扬(1990—),女,山西祁县人,硕士研究生,luayang90511@126.com

* 通讯作者: 于黎明(1971—),女,教授,辽宁辽阳人,yuliming@buaa.edu.cn,主要研究方向为飞机飞行操作系统.

引用格式: 卢扬,于黎明,付永领. 抑制俯仰 II 型 PIO 的四种滤波器性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1287-1293. Lu Y, Yu L M, Fu Y L. Performance comparison of four pre-filters used to prevent pitch category II PIO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1287-1293 (in Chinese).

消除作动器饱和带来的影响。本文首先介绍目前应用比较成熟的 4 种抑制器:FWB (Feedback-With-Bypass)、DS (Derivative Switching)、RLF (Rate Limit Feedback)、DASA (Dead Area Stability Augmentation)。通过描述函数分析各滤波器非线性特性,得到拟线性传递函数,求得相频特性,并与作动器构成开环系统,比较开环相位补偿能力。其次,以纵向 PIO 为例,构建带增稳控制的俯仰人机闭环系统,针对本机动态特性较差的飞机 C、D,通过 3 组典型的时域飞行仿真任务:脉冲信号、离散俯仰跟踪任务、正弦叠加任务,从作动器饱和抑制能力、俯仰输出响应特性、相位滞后、减轻驾驶员负担 4 个方面对 4 个滤波器进行综合比较。

1 四种抑制器介绍

1.1 滤波器结构

1) 反馈旁通抑制器。

FWB 抑制器的设计与两台 SAAB JAS-39 鹰狮战机发生的 PIO 失事有关,该战机的两起 PIO 均由作动器速率饱和引起^[8]。FWB 抑制器结构如图 1 所示,其中 SWRL 为软件速率限制器,结构如图 2 所示, $\frac{b}{as+1}$ 为滤波器传递函数, $\frac{du}{dt}$ 为微分, a 和 b 为参数。

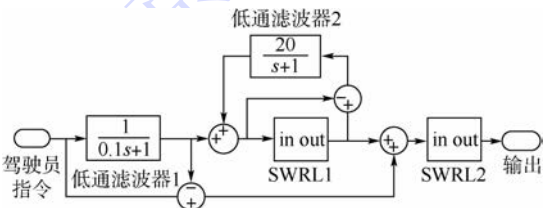


图 1 FWB 滤波器框图

Fig. 1 FWB pre-filter block diagram

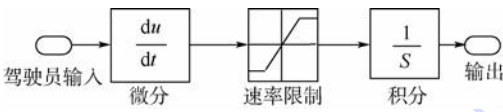


图 2 SWRL 滤波器框图

Fig. 2 SWRL pre-filter block diagram

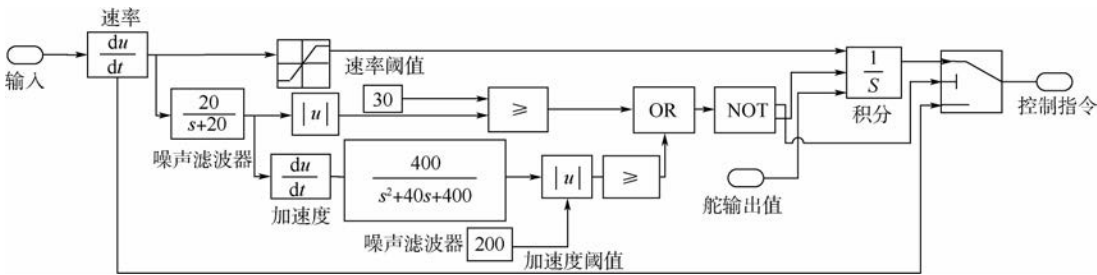


图 5 DS 滤波器框图

Fig. 5 DS pre-filter block diagram

FWB 抑制器基本思想:驾驶员命令是由高频分量和低频分量组成,指令通过低通滤波器后,大于 10 rad/s 的高频部分绕过抑制器无损输出,低频抑制器通过 SWRL,SWRL 上限设定与作动器速率限制值相同,当 SWRL 达到饱和,输入大于输出,两者之差通过第二个低通抑制器,由于差值信号小于零,相位与驾驶员命令相差 180°,当这个信号通过第二个低通抑制器并反馈给低频输入,产生一定相位超前,最终输出信号相位衰减得到补偿。

2) 前馈结构抑制器。

DASA 抑制器结构如图 3 所示, $\frac{es+f}{cs+d}$ 为超前或滞后滤波器的一般性结构的通式, c 、 d 、 e 和 f 为参数。该系统由一个速率限制和两个抑制器组成,当速率限制器未饱和时,输入信号无损通过;当速率限制饱和,输入信号减小,补偿环节中死区间隔为速率上下限间隔^[9]。

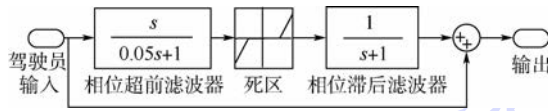


图 3 DASA 滤波器框图

Fig. 3 DASA pre-filter block diagram

3) 速率限制反馈补偿器。

RLF 补偿器结构如图 4 所示,由一个速率限制反馈和一个相位超前网络组成,该网络可以补偿相位滞后。线性网络结构为: $(s+a)^2/(s+b)^2$,改变参数 a 和 b 的值可以调节系统补偿性能^[10]。

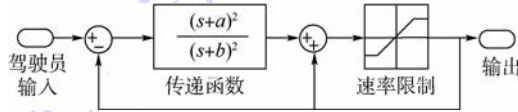


图 4 RLF 滤波器框图

Fig. 4 RLF pre-filter block diagram

4) 微分切换抑制器。

微分切换作动器是由美国空军测试飞行员学校针对一项名为 HAVE FILTER 的项目设计的抑制器^[11],结构如图 5 所示。

DS 抑制器由 3 部分组成,上面部分由微分、饱和环节、积分环节组成,目的是使输出较好的跟踪低频、对称输入.重置积分器用来修正非对称输入产生的稳态偏差.中间环节是切换逻辑.高频噪音可以从信号中滤除,将“净化”后信号的速度,加速度绝对值与设定的值进行逻辑比较,超过阈值,上面部分激活,否则,下面环节导通,信号无损通过抑制器.

1.2 滤波器相频特性

4 种滤波器均含有非线性环节,采用描述函数法研究滤波器频率特性.速率上限为 V_L ,输入正弦函数 $y = A \sin(\omega t)$,定义 V_L 和输入幅值 A 的比值为 K , K 越小,则作动器饱和程度越深.本文对驾驶员最关心的频率范围($0.1 \sim 10 \text{ rad/s}$)进行研究^[12],通过分析各滤波器相频特性,比较相位补偿能力.实验表明,滤波器相位补偿特性与 K 值和频率有关.

对于 FWB 滤波器,随着 K 值减小,非线性饱和程度加深,FWB 相位补偿能力增强,且在整个研究频率范围内都具有超前相位(见图 6).

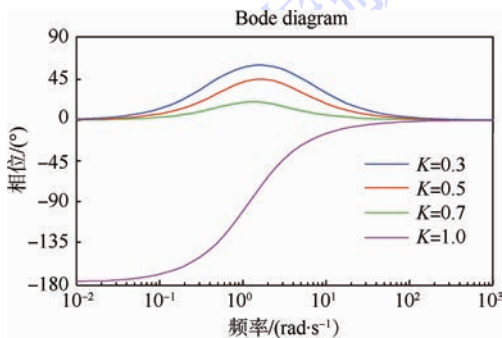


图 6 不同 K 值下 FWB 频率特性

Fig. 6 Frequency response of FWB with different K value

对于 DS 滤波器,当 $K \leq 0.7$ 且频率较低时(小于 0.5 rad/s),滤波器提供超前相位,但补偿能力较弱,不及 FWB,当频率较高时出现相位滞后(见图 7).

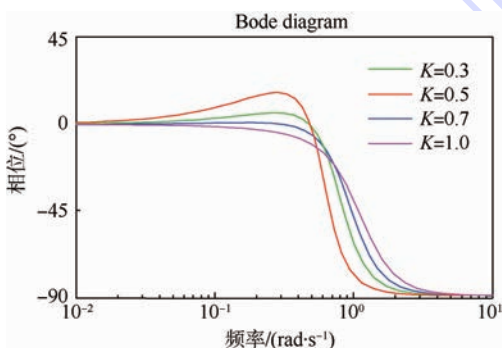


图 7 不同 K 值下 DS 相频特性

Fig. 7 Frequency response of DS with different K value

RLF 滤波器相位补偿特性受参数 a 、 b 差值影响,差值越大,相位补偿能力越强,且补偿起始频率越小(见图 8,其中 $K = 0.7$).过强过弱的相位补偿能力都影响飞机动态响应特性,参数选择以既抑制 PIO 又不影响飞机动态响应特性为佳.固定参数令 $a = 2.5$, $b = 6$, K 取不同数值,在整个研究频率范围内,RLF 均提供相位补偿特性,随着 K 减小,相位补偿能力增强(见图 9).

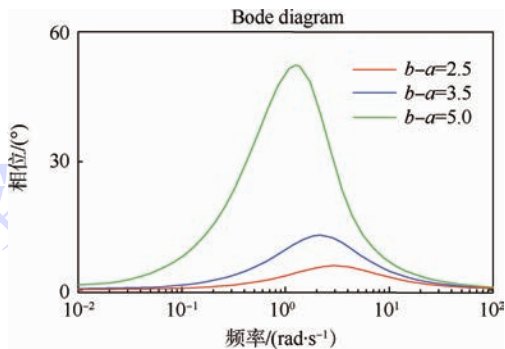


图 8 $b - a$ 不同差值下 RLF 相频特性($K = 0.7$)

Fig. 8 Frequency response of RLF with different value of ‘ $b - a$ ’ ($K = 0.7$)

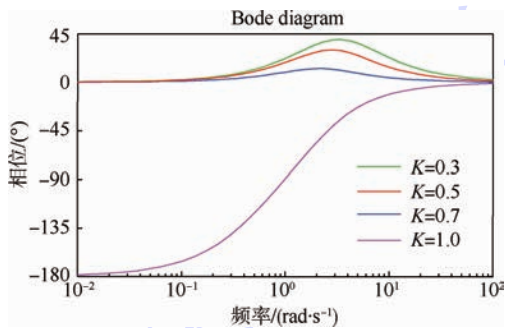


图 9 不同 K 值下 RLF 相频特性($b - a = 3.5$)

Fig. 9 Frequency response of RLF with different K value ($b - a = 3.5$)

对于 DASA 滤波器,当频率小于 4.47 rad/s , K 值越小,相位滞后越严重;当频率大于 4.47 rad/s , K 值增大,相位补偿能力迅速提高,图像关于该点对称(见图 10).

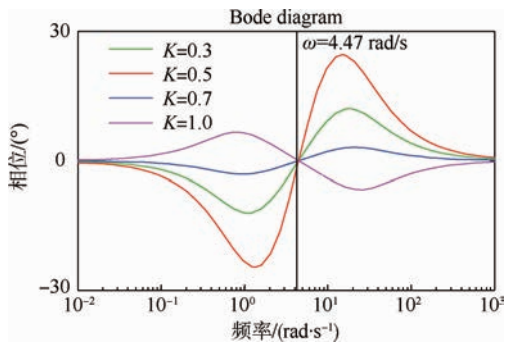


图 10 不同 K 值下 DASA 相频特性

Fig. 10 Frequency response of DASA with different value K

2 滤波器性能比较

2.1 开环特性比较

将 4 种抑制器分别加在速率限制作动器前,构成开环系统,取 $K=0.6$,对于 RLF,取 $a、b$ 差值为 3.5,得到带滤波器的作动器输出相频特性如图 11 所示.

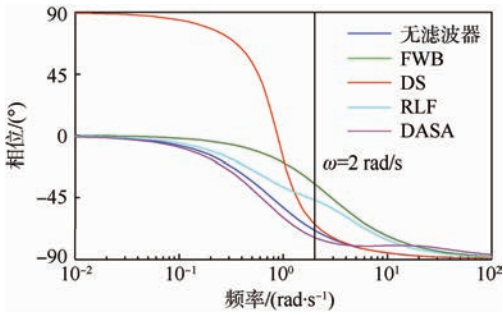


图 11 带不同滤波器的开环系统相频特性
Fig. 11 Frequency response of open-loop system with different pre-filters

当频率低于 1 rad/s,DS 相位补偿能力相对较优,大于 1 rad/s,FWB 滤波器相位补偿能力相对较优,RLF 紧随其后,DS 滤波器几乎无补偿能力,DASA 滤波器使作动器输出滞后加剧.

将 4 种抑制器速率上限设定为 $60(^{\circ})/s$,输入幅值为 100° ,频率为 $2(^{\circ})/s$ 的正弦信号 ($K=0.6$),观察带滤波器/不带滤波器作动器舵偏角输出,仿真结果如图 12 所示.

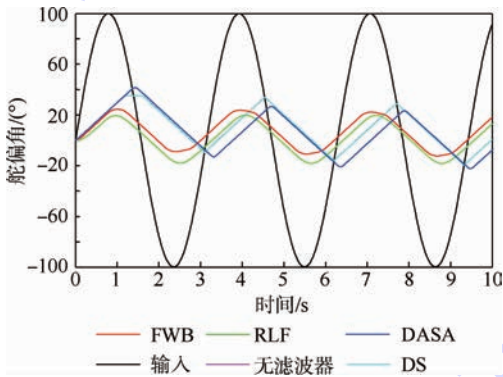


图 12 正弦输入下作动器输出 (带/不带滤波器)
Fig. 12 Actuator output of sine input (with/without pre-filters)

从图 12 中可以看出不带滤波器时,作动器输出为典型的三角锯齿波^[12],加抑制器后,FWB 相位跟踪性能相对较优,几乎没有时延,RLF 同样表现出良好的跟踪性能,DS 与输出重合,DASA 滞后输入,跟踪特性相对较差,仿真结果与频率特性吻合.

2.2 闭环系统性能分析

纵向人机闭环系统由驾驶员模型、带速率、位移限制的作动器模型以及放宽静稳定性纵向飞机模型组成.驾驶员模型采取优化 Neal-Smith 模型,作动器动态特性为一阶环节 $\frac{20}{s+20}$ (见图 13),速率上限设定为 $30(^{\circ})/s$.增稳控制采用俯仰角速度和迎角作为反馈控制量,取文献[13]中纵向飞机模型 C、D 作为研究对象,其中 C 飞机本体边界稳定,D 不稳定,通过不同程度的增稳控制,两架飞机均达到一级飞行品质.飞机 C 仿真结果与实际 PIO 现象更贴合,作为主要研究对象.飞机 D 由于恶劣的本机动态性能,作为实验补充.加入局部抑制器的俯仰人机闭环系统如图 14 所示.

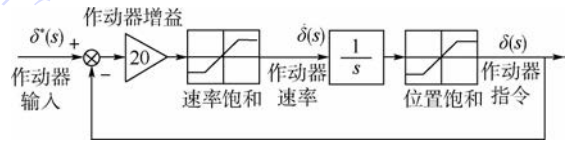
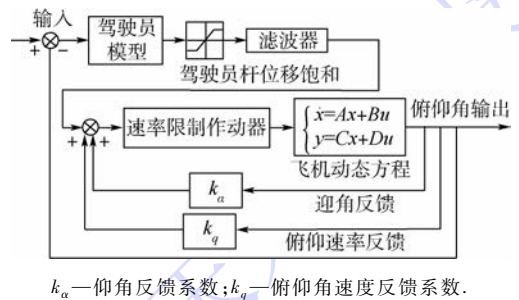


图 13 带速率/位移限制的作动器非线性模型
Fig. 13 Nonlinear actuator model with rate/displacement saturation



k_{α} —迎角反馈系数; k_q —俯仰角速度反馈系数.

图 14 带局部滤波器的俯仰人机闭环系统
Fig. 14 Pilot-vehicle closed loop system with pre-filters

1) 飞行任务 1——脉冲信号

脉冲信号用来比较各滤波器对飞机 C、D 的 PIO 抑制情况.调节输入幅值,使得飞机 C、D 输出分别出现振荡和发散现象,未添加滤波器的飞机 C 作动器输出如图 15(a) 所示;加入 4 种滤波器后作动器响应曲线如图 15(b)~图 15(e) 所示.

上述仿真结果可知,对于飞机 C,作动器速率饱和,作动器输出呈典型三角波,较输入产生大的相位滞后和幅值衰减,驾驶员指令不断增大,最终达到杆位移上限,呈现继电器模式,加入滤波器后作动器均退出饱和,其中 FWB、DASA、RLF 在开始就保证作动器输出良好跟踪输入,作动器未出现饱和现象.同时,3 种滤波器有效降低了驾驶员输入幅值,减轻了驾驶员操作负担.对于 DS 滤波器,作动器曾出现饱和,2 s 之后输出跟踪能力增强,作动器退出饱和,驾驶员命令振荡减小.

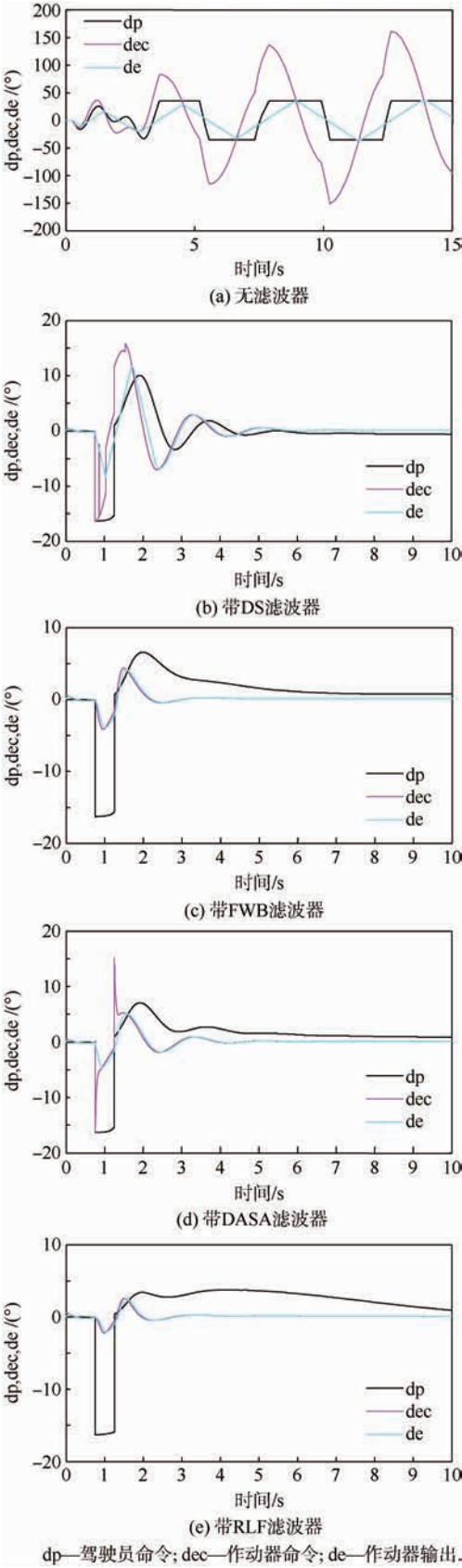


图 15 飞机 C 作动器输出

Fig. 15 Actuator output in case C

对于裸机动态特性不稳定的飞机 D, 无滤波器, 作动器达到饱和 (见图 16(a)). DS 滤波器无法抑制作动器饱和, 作动器输出发散 (见

图 16(b)), 另外 3 种滤波器能够很好抑制作动器饱和, 并达到了与飞机 C 相似抑制效果。

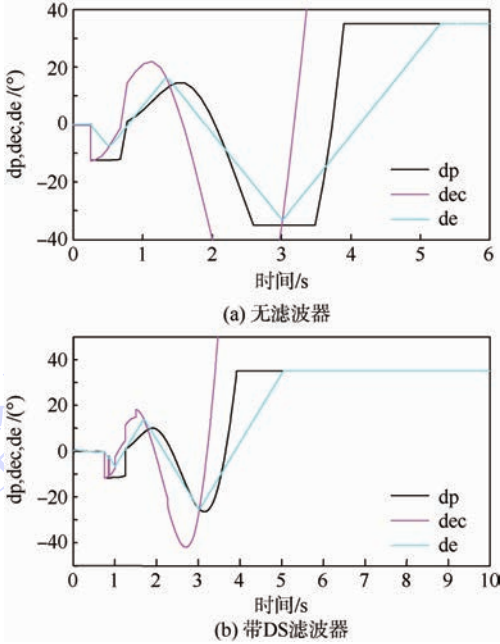


图 16 飞机 D 作动器输出

Fig. 16 Actuator output in case D

2) 飞行仿真任务 2——离散俯仰跟踪任务

脉冲信号仿真任务侧重探究滤波器对作动器速率饱和和抑制, 没有考虑对驾驶员操纵信号响应的影响. 为了更好地观察 4 种滤波器对闭环系统操纵品质的影响, 分别对飞机 C、D 采用美军用标准 STD-HDBK-1797A 中的一个典型的离散变化的俯仰跟踪任务^[6]进行仿真. 任务信号如图 17 中输入曲线所示. 为了使俯仰角输出处于一个合理范围, 作动器速率限制仍设定为 $30(^{\circ})/s$, 对飞机 C 和 D, 分别调整输入信号的放大倍数, 保证在没有任何滤波器的情况下, 人机闭环系统将在仿真到达 42 s 阶跃输入的时刻产生振荡或发散, 加入滤波器后的俯仰角输出结果如图 17 所示。

在离散俯仰跟踪任务中, 42 s 输入近似阶跃函数, 是跟踪任务中最严峻工作状态, 此时, 对于飞机 C, FWB 滤波器具有最短的上升时间, 快速性表现相对较出色, DASA 快速性紧随其后; DASA 具有最短的调节时间, 几乎不存在振荡, 平稳性表现相对较好. RLF 滤波器尽管能够跟踪任务, 但快速性和平稳性欠佳, DS 滤波器存在严重的稳态误差, 影响飞机飞行品质。

对于飞机 D, 与飞机 C 最大区别在于, 在 42 s, DS 滤波器完全无法跟踪输入, 造成振荡发散, FWB、DASA、RLF 表现类似。

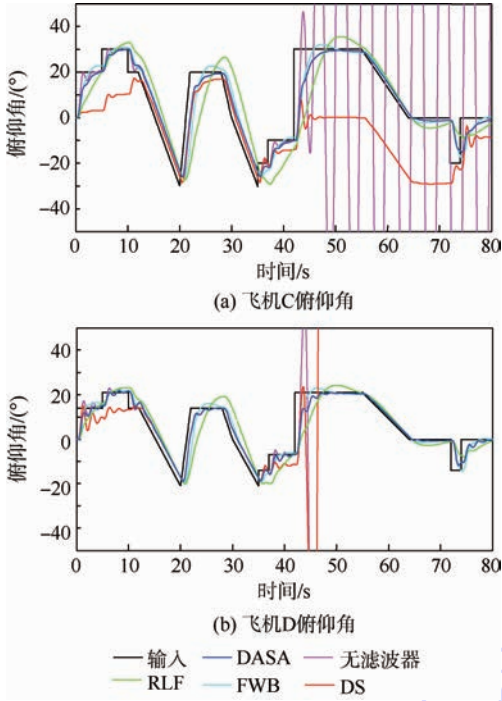


图 17 飞机 C 和 D 有/无滤波器条件下离散俯仰跟踪任务俯仰角输出

Fig. 17 Pitch angle response of discrete tracking task with/without pre-filters in cases C and D

3) 仿真任务 3——正弦叠加信号

正弦跟踪任务出现在追踪任务的最后阶段,其主要用途是发现相位滞后^[12,14],正弦追踪任务如图 18 输入曲线所示,分别对飞机 C、D 进行试验,仿真结果如图 18 所示。

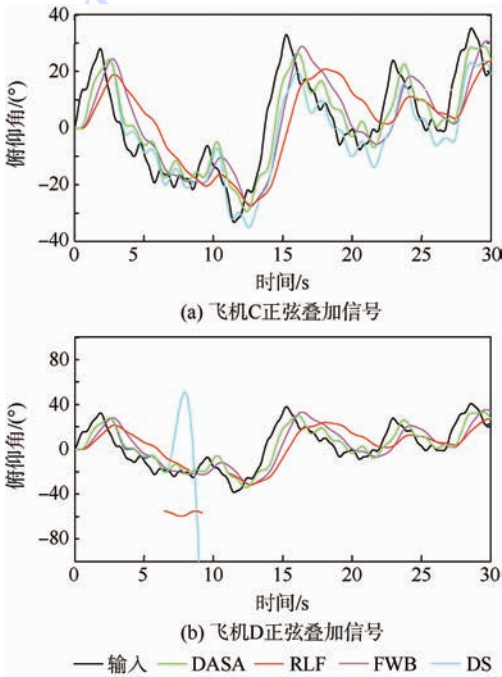


图 18 飞机 C 和 D 正弦叠加跟踪任务输出响应

Fig. 18 Output response of sum of

sine signal tracking task in cases C and D

在飞机 C 中,DASA、DS 滤波器相位滞后最小,但 DS 滤波器存在明显的稳态误差,FWB 和 RLF 相位滞后较大,均无法精确跟踪输入;在飞机 D 中,DS 滤波器最终导致飞机发散,表明 DS 滤波器无法有效跟踪动态特性不稳定的飞机。

3 结 论

本文利用描述函数理论和计算机仿真从频率特性、开闭环仿真任务 3 个方面对 4 种俯仰 PIO 抑制滤波器性能进行全面分析、比较。

1) 由相频特性曲线可知,在整个研究频率范围内非线性环节饱和程度越深,FWB、RLF 相位超前补偿能力越强;DS 和 DASA 相位补偿能力在整个频率范围呈现不同规律。

2) 将各滤波器与作动器相连组成开环系统,当输入频率较小(低于 0.1 rad/s)DS 相位补偿能力较好,频率较高(大于 1 rad/s)FWB 滤波器相位补偿能力较好,DASA 滤波器产生相位滞后。

3) 闭环分析中,输入脉冲信号,对于中立稳定的飞机 C 和不稳定飞机 D,FWB、DASA、RLF 都能进行相位补偿,使作动器退出饱和状态,抑制 PIO,同时,有效降低驾驶员输入幅值,减轻了驾驶员负担;DS 滤波器能够使飞机 C 退出速率饱和,但抑制作动器饱和及降低驾驶员输入能力较弱,对于稳定性更差的飞机 D,DS 滤波器无法抑制 PIO。

4) 对于考察输出动态响应的离散俯仰跟踪任务,FWB 滤波器输出能快速响应输入,具有相对较小的上升时间和峰值时间;DASA 滤波器在快速跟踪输入的同时,相较 FWB 具有更小调节时间,输出几乎没有振荡,平稳性相对较优。

5) 对于考察相位滞后的正弦叠加信号仿真任务,DASA 具有最小相位差,DS 滤波器尽管能够跟踪输入,但稳态误差过大,且无法跟踪稳定性更差的飞机 D;FWB 和 RLF 相位滞后较大,且无法完成精确跟踪。

6) 通过比较,DASA 滤波器能有效抑制 PIO,同时使输出快速跟踪输入,响应平稳,具有最小的相位滞后,减轻驾驶员输出幅值,在 4 种滤波器中综合表现相对较优,对俯仰 PIO 抑制相关研究具有一定参考价值。

参考文献 (References)

[1] MIL-HDBK-1797A Flying qualities of piloted aircraft[S]. Washington D. C. :Department of Defense,1997.
[2] Gibson J C. Piloted handling qualities design criteria for high or-

- der flight control system, AGARD-CP-333 [R]. Maryland: CASI, 1982.
- [3] Rundqwist L, Hillgren R. Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen [C] // Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 1996: 69-79.
- [4] Harris J J, Black G T. F-22 control law development and flying qualities [C] // Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 1996: 155-168.
- [5] Klyde D H, Mitchell D G. Investigating the role of rate limiting in pilot-induced oscillations [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27 (5): 804-813.
- [6] Klyde D H, McRuer D T, Myers T T. Pilot-induced oscillation analysis and prediction with actuator rate limiting [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20 (1): 81-89.
- [7] 冯亚昌, 李陆豫. 电传飞机人机闭环系统的诱发振荡 [J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26 (1): 30-33.
Feng Y C, Li L Y. Pilot induced oscillation of fly by wire aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26 (1): 30-33 (in Chinese).
- [8] Liebst B S, Chapa M J, Leggett D B. Nonlinear prefilter to prevent pilot-induced oscillations due to actuator rate limiting [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25 (4): 740-747.
- [9] 李颖晖, 朱广东. 前馈结构 DASA 抑制器在抑制 PIO 中的应用研究 [J]. 飞行力学, 2012, 30 (3): 213-217.
Li Y H, Zhu G D. Application of feedforward structure DASA in PIO study [J]. Journal of Flight Dynamics, 2012, 30 (3): 213-217 (in Chinese).
- [10] 曹启蒙, 李颖晖. 反馈结构 RLF 补偿器在抑制 II 型 PIO 中的应用研究 [J]. 飞行力学, 2011, 29 (5): 10-13.
Cao Q M, Li Y H. Application of feedback structure compensator RLF in preventing PIO [J]. Flight Dynamics, 2011, 29 (5): 10-13 (in Chinese).
- [11] Chapa M J. A nonlinear pre-filter to prevent departure and/or pilot induced oscillations (PIO) due to actuator rate limiting [M]. [S. l.] : Biblio Scholar, 2002.
- [12] Chalk C R. Calspan experience of PIO and the effects of rate limiting, AGARD-AR-335 [R]. Maryland: CASI, 1995.
- [13] Witte J B. An investigation relating longitudinal pilot-induced oscillation tendency rating to describing function predictions for rate-limited actuators, AFIT/GAE/ENY/04-M16 [R]. Maryland: CASI, 2004.
- [14] McKay K. Summary of an AGARD workshop on pilot induced oscillation, AIAA-1994-3668-CP [R]. Reston: AIAA, 1994.

Performance comparison of four pre-filters used to prevent pitch category II PIO

LU Yang¹, YU Liming^{*1}, FU Yongling²

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

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

Abstract: Category II PIO cases are mostly characterized by actuator saturation. FWB, DS, DASA, RLF are four nonlinear pre-filters that have already been used to compensate for the phase lag led by actuator saturation, thus to prevent pilot-induced oscillation (PIO). Different means were used to make comparison among four pre-filters. Describing function was used to analyze and compare the phase compensation in open loop analysis by linearizing the nonlinear components of the four pre-filters. The study mainly focused on pitch attitude PIO, in a pilot-vehicle closed loop system with a neutrally stable pitch bare aircraft that could easily cause PIO, three typical pitch flight simulation tasks were used to make comparison in terms of actuator velocity saturation prevention, pitch output dynamic characters, degree of phase compensation and alleviation of pilot operation burden, measured by pilot input magnitude. DASA turns out to be a better design among the four pre-filters. The result can provide a useful reference for filter design and pitch attitude PIO prevention study.

Key words: pilot-induced oscillation (PIO); velocity saturation; phase delay; nonlinear pre-filters; describing function

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0517

固溶时效处理对高强高韧钛合金显微组织与力学性能的影响

夏晓洁^{1,2}, 吴国清^{*2}, 黄正², 李志燕³

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191;

3. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 对固溶时效处理后的高强高韧钛合金初生 α 相的体积分数、尺寸, 次生 α 相的体积分数和 α_s/β 相界面密度等显微组织特征进行了定量表征和统计分析, 探讨了随着固溶温度的变化, 高强高韧钛合金显微组织与其力学性能间的相关性。结果表明: 在 $\alpha + \beta$ 两相区固溶时效处理, 随着固溶温度的升高, 合金初生 α 相的体积分数降低, 相尺寸先降低后略有升高, 次生 α 相的体积分数升高, α_s/β 相界面密度先升高后降低。初生 α 相的体积分数与伸长率、静力韧度和裂纹形成功正相关, α_s/β 相界面密度与合金屈服强度成正相关。

关 键 词: 近 β 钛合金; 固溶时效; 显微组织; 力学性能; 量化分析

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1294-06

随着航空航天对高强度、高断裂韧性的新型结构钛合金的需要越来越迫切, 研究能够用于航空大型结构件的新型高强高韧钛合金得到世界各国的重视^[1-3]。高强高韧钛合金具有高强度与断裂韧性匹配特性, 不会产生明显的成分偏析, 拥有良好的淬透性^[4-6], 特别适合用于必须承受巨大应力的零部件。新型的高强近 β 钛合金已用于空客 A380 发动机挂架和机翼之间连接装置的制造^[7]。

高强高韧钛合金经两相区固溶时效处理后, 合金的组织特征为初生 α 相呈等轴状, 次生 α 相(即 α_s 相)呈细小弥散状分布于 β 基底, 该合金组织与力学性能受热处理工艺的影响很大^[8-10]。现有的研究对合金组织进行了定性的分析, 而关于该合金组织的量化分析及其与力学性能间的相关性还缺乏研究。另一方面, 钛合金组织的复杂性

给表征带来了很多困难^[11-14]。高强高韧钛合金组织中次生 α 相交错长大且呈弥散分布, 钛合金组织的量化研究中常采用的参数如第二相质点间距, 次生相长度、宽度等的表征难度较大。

本文采用单位面积上的 α_s/β 两相界面长度定义为 α_s/β 相界面密度, 对高强高韧钛合金的初生 α 相的体积分数、尺寸, 次生 α 相的体积分数、 α_s/β 相界面密度进行了定量表征, 探讨合金在固溶时效处理过程中上述微观结构的演变规律及其对力学行为的影响。

1 试验材料及试验方法

试验材料为尺寸为 $\phi 125 \times 550$ mm 的一种高强高韧钛合金棒材, 其原始组织(见图 1)为等轴

收稿日期: 2014-08-21; 录用日期: 2014-09-19; 网络出版时间: 2015-01-14 09:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150114.0940.001.html

基金项目: 航空科学基金(2012ZEL056); 教育部长江学者和创新团队发展计划(IRT0805)

作者简介: 夏晓洁(1989—), 女, 湖北荆州人, 硕士研究生, xxj_beijing@126.com

* 通讯作者: 吴国清(1974—), 男, 山东临沂人, 副教授, guoqingwu@buaa.edu.cn, 主要研究方向为轻质合金及复合材料设计与成型技术。

引用格式: 夏晓洁, 吴国清, 黄正, 等. 固溶时效处理对高强高韧钛合金显微组织与力学性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1294-1299. Xia X J, Wu G Q, Huang Z, et al. Effects of solution-aging treatment on microstructure and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1294-1299 (in Chinese).

组织,等轴状 α 相的体积分数为 43%. 金相法测得合金相变点为 $(845 \pm 5)^\circ\text{C}$.

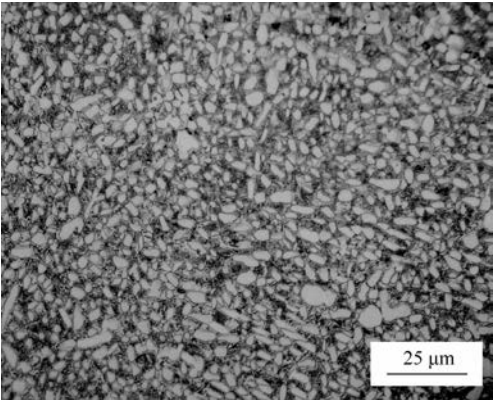


图 1 某高强高韧钛合金原始显微组织
Fig. 1 Original microstructure of a high-strength and high-toughness titanium alloy

合金分别在 790、800、810、820 和 830℃ 保温 1 h,空冷至室温,时效制度为 580℃/8 h,AC(空冷). 对热处理后的合金试样进行了室温拉伸试验和室温冲击试验,各项性能均取 3 个试样. 室温拉伸试验在 CMT 系列微机控制电子万能试验机上完成,按照《GB/T228—2002 金属材料室温拉伸试验方法》执行,拉伸机夹头移动速率为 0.5 mm/min.

试样沿长度方向切取,标距尺寸为 $\phi 5 \times 25\text{ mm}$. 对试样的拉伸应力-应变曲线与应变轴所围面积进行积分计算,即为静力韧度. 室温冲击试验在 NI750C 型仪器化冲击试验机上进行,按照《GB/T229—2007 金属材料夏比摆锤冲击试验方法》执行,V 型缺口试样尺寸为 10 mm $\times$ 10 mm $\times$ 55 mm. 利用示波冲击试验法将冲击功分为裂纹形成功和裂纹扩展功.

采用 OLYMPUS BX51M 光学显微镜和 S4800 场发射扫描电子显微镜,对热处理后的试样进行组织观察. 试样腐蚀剂为:96 mL H_2O + 3 mL HNO_3 + 1 mL HF. 每组试样选取 30 张扫描电镜照片,使用图像分析软件 Image-Pro® Plus 6.0 对合金组织进行量化分析. 对 α_s/β 相界面密度进行定量表征,首先将 SEM 照片进行二值化处理以增大对比度,通过软件测量次生 α 相的周长,即为 α_s/β 界面长度值,用界面的总长度值除以观测区域的面积,即可得到 α_s/β 相界面密度.

2 试验结果

表 1 给出了不同温度固溶处理并时效后合金的组织定量统计结果和拉伸、冲击性能测试结果.

表 1 不同温度固溶并时效处理下的某高强高韧钛合金显微组织特征及力学性能
Table 1 Microstructure characteristics and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy at different solution temperatures

固溶 温度/ $^\circ\text{C}$	初生 α 相		次生 α 相		R_m/MPa	$R_{p0.2}/\text{MPa}$	$A/\%$	静韧度/ ($\text{MJ} \cdot \text{m}^{-3}$)	冲击功/J	裂纹 形成功/J	裂纹 扩展功/J
	体积 分数/%	尺寸/ μm	体积 分数/%	α_s/β 相 界面密度/ ($\mu\text{m} \cdot \mu\text{m}^{-2}$)							
790	13.7	1.9	28.9	14.2	1 307	1 260	13.8	233.2	18.3	10.4	7.9
800	9.6	1.8	33.0	15.1	1 357	1 291	13.1	210.6	17.8	11.1	6.8
810	9.4	1.2	38.2	15.5	1 311	1 289	15.1	220.7	18.0	10.5	8.3
820	4.6	1.5	46.5	14.5	1 365	1 290	11.6	200.9	16.2	8.9	7.3
830	1.6	1.5	51.2	12.2	1 356	1 220	9.3	170.7	16.1	9.1	7.0

注: R_m —抗拉强度; $R_{p0.2}$ —屈服强度; A —延伸率.

2.1 固溶时效处理对合金组织的影响

某高强高韧钛合金经不同温度固溶处理并时效后的典型组织照片如图 2 所示,可以看出,经 $\alpha + \beta$ 两相区固溶时效处理后,合金的显微组织为 β 转变组织与等轴状初生 α 相, β 基底上弥散分布着次生 α 相. 对比不同温度固溶处理并时效后的扫描电镜照片可以看出,随着固溶温度的升高,初生 α 相的数量和比例明显减少(图 2(a) ~ 图 2(c));而次生 α 相的宽度、长度和长宽比均变大,形态上由短棒状变为针状(图 2(d) ~ 图 2(f)). 这是由于随着温度的升高, α 相逐渐转变为 β 相,合金中初生 α 相的体积分数相应减

小,同时 β 基底中 α 稳定元素含量大,在时效过程中次生 α 相析出的动力也相应地较大,有利于次生 α 相的析出和长大. 810℃ 固溶处理时,初生 α 相尺寸较小,这是由于有较多小尺寸的初生 α 相析出(图 2(b)).

对固溶时效处理后高强高韧钛合金组织的定量分析表明,在相同的时效条件下两相区固溶时效处理,随着固溶温度的升高,合金组织中初生 α 相的体积分数呈下降趋势(图 3(a)),初生 α 相的尺寸先降低后升高(图 3(b)),次生 α 相的体积分数呈上升的趋势(图 3(c)), α_s/β 相界面密度先升高后降低(图 3(d)).

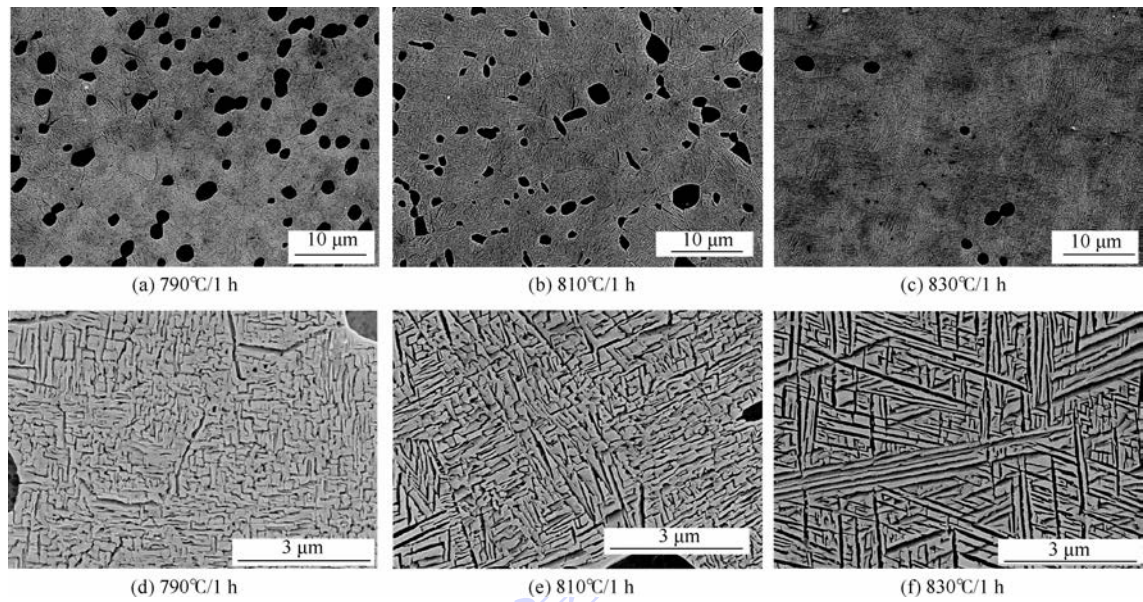


图2 不同温度固溶时效处理后的某高强高韧钛合金显微组织形貌 (AC + 580℃/8 h, AC)

Fig. 2 Microstructure of a high-strength and high-toughness titanium alloy under different solution-aging treatment conditions (AC + 580℃/8 h, AC)

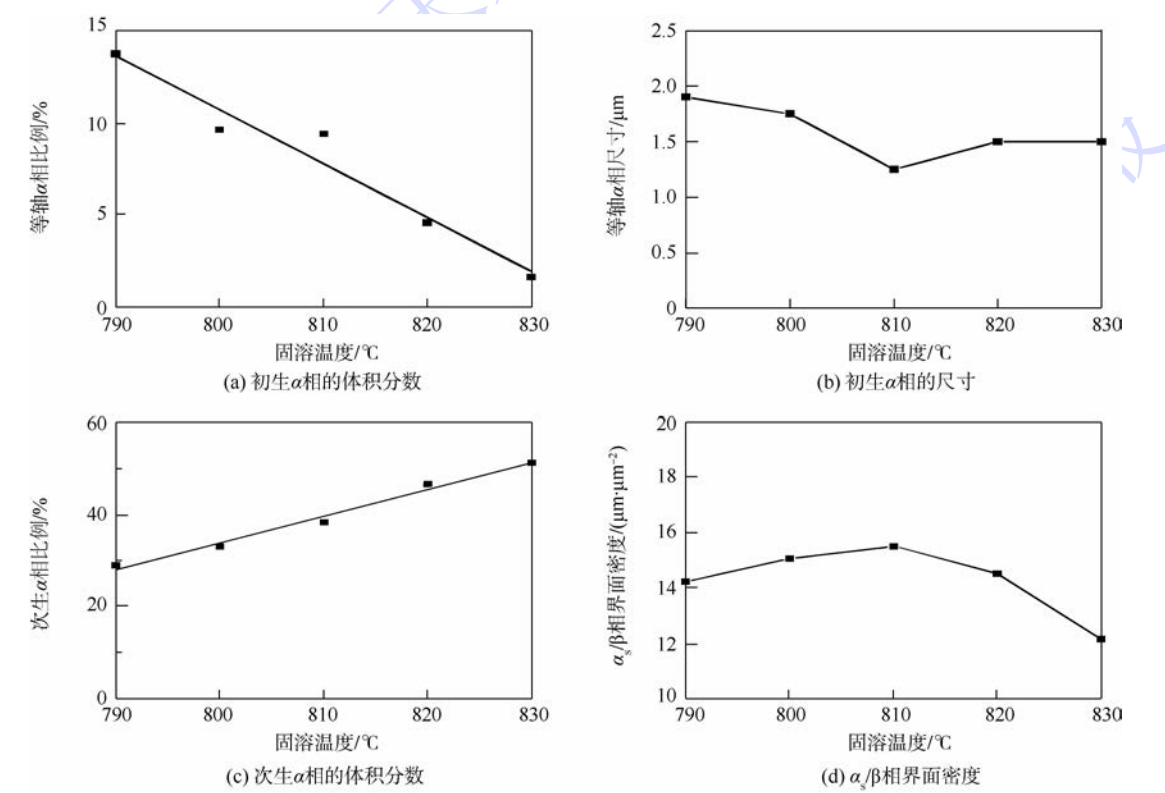


图3 固溶温度对某高强高韧钛合金组织特征参数的影响

Fig. 3 Effects of solution temperature on microstructure characteristics of a high-strength and high-toughness titanium alloy

2.2 固溶时效处理对合金力学性能的影响

不同温度固溶处理并时效后合金拉伸和冲击性能测试结果表明,总体上看,此高强高韧钛合金抗拉强度在 1 307 MPa 以上,屈服强度在 1 220 MPa 以上,伸长率高于 9%,冲击总功大于 16 J. 合金抗拉强度和屈服强度随固溶温度的变化趋势不明显,变化范围在 71 MPa 内(图 4(a)). 随着固溶温度的升

高,合金伸长率和静力韧度均呈下降的趋势(图 4(b)和图 4(c)),冲击总功略有降低,冲击总功的降低主要表现在裂纹形成功的降低上(图 4(d)),合金整体冲击性能较差. 在 810℃ 固溶并时效处理,此高强高韧钛合金可获得较好的综合力学性能,抗拉强度为 1 311 MPa,屈服强度为 1 289 MPa,伸长率为 16.7%,静力韧度为 220.7 MJ/m³,冲击总功为 18 J.

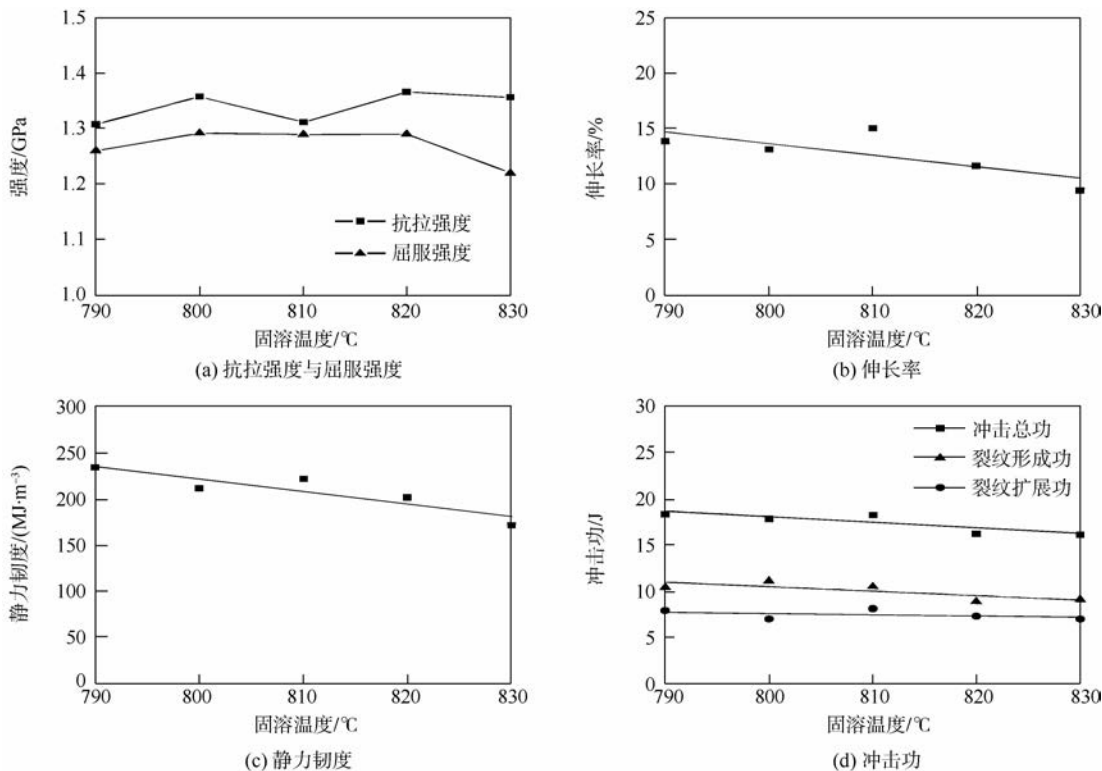


图 4 固溶温度对某高强高韧钛合金力学性能的影响

Fig. 4 Effects of solution temperature on mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy

3 讨 论

钛合金组织在体积分数和形态上的差异对其力学性能有明显的影响作用. 两相区固溶时效处理后合金中存在初生 α 相与次生 α 相, 通过对比不同温度下固溶时效处理后合金的组织参数与力学性能, 可以比较清晰地了解初生 α 相与次生 α 相对材料力学性能的影响作用. 图 5 是此高强高韧钛合金固溶时效处理后初生 α 相的体积分数与力学性能的关系曲线, 可以看出, 随着初生 α 体积分数的增大, 合金伸长率、静力韧度和冲击总功均呈升高的趋势(图 5), 其中冲击总功的变化主要表现在裂纹形成成功的增大(图 5(c)), 初生 α 相的体积分数对裂纹扩展功几乎没有影响.

高强高韧钛合金中初生 α 相较软, 对合金强度的影响较小. 合金受拉伸载荷作用时, 滑移系容易在初生 α 相内开动, 并随着变形程度的加大, 在邻近的其他的等轴状初生 α 相开动. 初生 α 体积分数越大, 应力越分散, 合金的塑性变形能力越强. 所以随着初生 α 体积分数的增加, 合金的伸长率得到提升. 初生 α 体积分数的升高对合金强度无提升作用, 但伸长率明显增大, 合金在断裂前可进行更多塑性变形, 所以静力韧度呈增大的趋势, 表明合金在拉伸载荷下发生断裂需要吸收更多的功. 冲击功分为裂纹形成成功和裂纹扩展功两部分, 裂纹形成成功主要消耗于试样的弹性、塑性变形以及微裂纹的形成. 合金受冲击载荷作用时, 尽管冲击速度很快, 塑性变形仍然会产生, 塑性变形

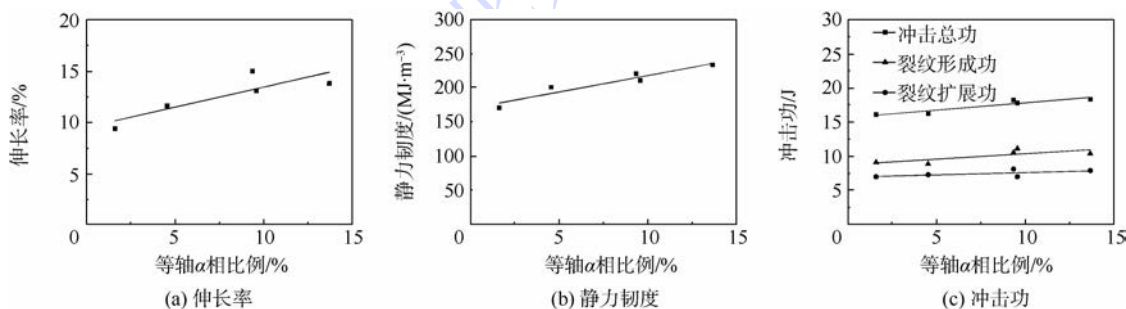


图 5 某高强高韧钛合金初生 α 相的体积分数与力学性能的相关性

Fig. 5 Relationships between volume fraction of primary α and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy

从一处转移到另一处使变形增加,同时产生形变硬化,导致裂纹形成增大。初生 α 相的体积分数增大可提高合金塑性变形能力,所以裂纹形成成功呈升高趋势。

近 β 钛合金的强化机制主要是亚稳 β 相在时效过程中析出弥散分布的次生 α 相,次生 α 相的相界面对位错运动起到阻碍的作用,可有效提高合金屈服强度。 α_s/β 相界面密度越大,位错运动的阻碍作用越大,则合金屈服强度越高, α_s/β 相界面密度与屈服强度正相关(见图 6)。同时 α_s/β 相界面密度也是次生 α 相的尺寸、形状和间距等组织特征参量的综合反映,在下一步的研究中,可结合 TEM 对此高强高韧钛合金的位错运动机制及其影响进行更深入的分析。随着固溶温度的升高,此高强高韧钛合金组织中次生 α 相的形态发生了较大的变化,次生 α 相的体积分数与合金力学性能间无必然联系,难以体现次生 α 相的形态因素及其对合金性能的影响。

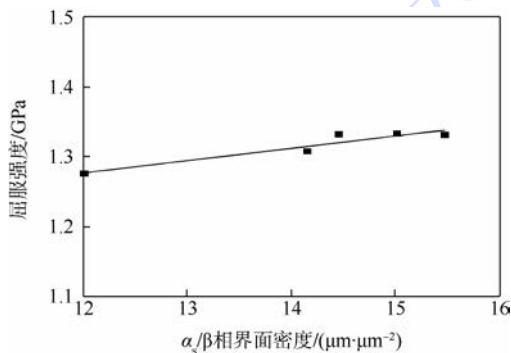


图 6 某高强高韧钛合金 α_s/β 界面密度与屈服强度的相关性

Fig. 6 Relationship between α_s/β interface density and yield strength of a high-strength and high-toughness titanium alloy

在 810°C 固溶并时效处理后,合金组织中初生 α 相的体积分数较大,而相尺寸最小,说明初生 α 相数目较多,呈更为细小弥散的分布。变形时这些细小弥散的初生 α 相内可以开动更多的滑移系,增强了合金塑性变形的能力,故而合金伸长率、静力韧度和冲击功均在较高水平。同时合金 α_s/β 相界面密度处于最高值,故合金屈服强度很高,具有较好综合力学性能。

4 结 论

1) 此高强高韧钛合金经 $810^\circ\text{C}/1\text{ h}$, $\text{AC} + 580^\circ\text{C}/8\text{ h}$, AC 固溶时效处理可获得较好的综合力学性能,抗拉强度为 $1\,311\text{ MPa}$,屈服强度为 $1\,289\text{ MPa}$,伸长率为 16.7% ,静力韧度为

220.7 MJ/m^3 ,冲击总功为 18 J 。

2) 两相区固溶时效处理下,随着固溶温度的升高,合金组织中初生 α 相的体积分数呈降低趋势,相尺寸先降低后升高;次生 α 相的体积分数增大,相界面密度先增大后减小;合金抗拉强度和屈服强度变化范围在 100 MPa 内,伸长率、静力韧度和冲击功均呈降低趋势。

3) 生 α 相的体积分数与伸长率、静力韧度和裂纹形成正相关; α_s/β 相界面密度与屈服强度正相关。

参考文献 (References)

- [1] Boyer R R, Briggs R D. The use of β titanium alloys in the aerospace industry [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14 (6): 681-685.
- [2] Nyakana S L, Fanning J C, Boyer R R. Quick reference guide for β titanium alloys in the 00s [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14 (6): 799-811.
- [3] 曹春晓. 一代材料技术, 一代大型飞机 [J]. 航空学报, 2008, 29 (3): 701-706.
Cao C X. One generation of material technology, one generation of large aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3): 701-706 (in Chinese).
- [4] 杨冬雨, 付艳艳, 惠松骁, 等. 高强高韧钛合金研究与应用进展 [J]. 稀有金属, 2011, 35 (4): 575-580.
Yang D Y, Fu Y Y, Hui S X, et al. Research and application of high strength and high toughness titanium alloys [J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2011, 35 (4): 575-580 (in Chinese).
- [5] Qin D, Lu Y, Guo D, et al. Tensile deformation and fracture of Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr-1.5Zr-0.5Fe alloy at room temperature [J]. Materials Science and Engineering: A, 2013, 587: 100-109.
- [6] Warchomicka F, Poletti C, Stockinger M. Study of the hot deformation behaviour in Ti-5Al-5Mo-5V-3Cr-1Zr [J]. Materials Science and Engineering: A, 2011, 528 (28): 8277-8285.
- [7] Pora J. Advanced materials and technologies for A380 structure [J]. Flight Airworthiness Support Technology Airbus Customer Services, 2003, 32: 3-8.
- [8] Fanning J C. Properties of TIMETAL 555 (Ti-5Al-5Mo-5V-3Cr-0.6 Fe) [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14 (6): 788-791.
- [9] 付艳艳, 宋月清, 惠松骁, 等. 热处理对 VST55531 钛合金的组织 and 拉伸性能的影响 [J]. 稀有金属, 2008, 32 (4): 399-403.
Fu Y Y, Song Y Q, Hui S X, et al. Influence of heat treatment on microstructure and tensile property of VST55531 alloy [J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2008, 32 (4): 399-403 (in Chinese).
- [10] 付艳艳, 惠松骁, 叶文君, 等. 冷却速度对 VST55531 钛合金的显微组织和力学性能的影响 [J]. 中国有色金属学报, 2010, 20 (S1): 685-689.
Fu Y Y, Hui S X, Ye W J, et al. Effects of cooling rate on microstructure and properties of VST55531 alloy [J]. The Chinese

- Journal of Nonferrous Metals, 2010, 20 (S1) : 685-689 (in Chinese).
- [11] 王凯旋, 曾卫东, 邵一涛, 等. 基于体视学原理的钛合金显微组织定量分析 [J]. 稀有金属材料与工程, 2009, 38 (3) : 398-403.
- Wang K X, Zeng W D, Shao Y T, et al. Quantification of microstructural features in titanium alloys based on stereology [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2009, 38 (3) : 398-403 (in Chinese).
- [12] Zhang Z G, Wu G Q, Song H, et al. Relationships between microstructure and mechanical properties of Ti-3Al-5Mo-5V alloy [J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 487 (1) : 488-494.
- [13] Chraponski J, Szkliniarz W. Quantitative metallography of two-phase titanium alloys [J]. Materials Characterization, 2001, 46 (2-3) : 149-154.
- [14] Warchomicka F, Stockinger M, Degischer H P. Quantitative analysis of the microstructure of near β titanium alloy during compression tests [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 177 (1-3) : 473-477.

Effects of solution-aging treatment on microstructure and mechanical properties of a high-strength and high-toughness titanium alloy

XIA Xiaojie^{1,2}, WU Guoqing^{*2}, HUANG Zheng², LI Zhiyan³

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Solution-aging treatment was performed to a high-strength and high-toughness titanium alloy. Several microstructural feature including volume fraction of primary α phase, size factor of primary α phase, volume fraction of secondary α phase, α_s/β interface density, were quantitatively characterized. By making a statistical analysis of the microstructure characteristics, the relationship between microstructure features and mechanical properties of the high-strength and high-toughness titanium alloy was investigated as solution temperature changed. The results show that with the increase of solution temperature in $\alpha + \beta$ phase, the volume fraction of primary α phase decreases, the size factor of primary α phase firstly decreases and then increases, volume fraction of secondary α phase increases, and the α_s/β interface density increases and then decreases. The elongation, static toughness and crack initiation energy increase with the growth of the volume fraction of primary α phase. And yield strength is positively correlated with the α_s/β interface density.

Key words: near β titanium alloy; solution-aging treatment; microstructure; mechanical properties; quantified analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0522

基于 NUIO 的无人机作动器故障检测



张鹤, 钟麦英*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对受未知气流干扰与随机噪声影响的无人机纵向系统进行作动器故障检测研究. 在建立固定翼式无人机非线性系统纵向模型的基础上, 设计了基于容积卡尔曼滤波 (CKF) 的非线性未知输入观测器 (NUIO). 通过构造未知输入观测器结构来解耦未知气流干扰对残差的影响, 同时, CKF 被算法用于求解观测器增益矩阵, 实现了在未知气流干扰解耦情况下残差对随机噪声的鲁棒性. 最后, 利用残差 χ^2 检验方法判断故障是否发生. 仿真结果表明: 此方法能有效解耦未知干扰对残差的影响, 并快速、准确地检测出了无人机作动器故障.

关 键 词: 无人机; 故障检测; 容积卡尔曼滤波; 非线性未知输入观测器; χ^2 检验

中图分类号: V448; TP273

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1300-07

无人机 (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) 以其特有的优点在军事和民用领域都得到了广泛的应用^[1]. 但在飞行过程中, 作动器卡死、偏差等故障带来的突发控制偏差, 将不可避免地导致系统控制性能下降, 甚至会造成机毁人亡的严重事故. 对作动器故障实现快速检测是确保飞行安全的前提. 针对无人机作动器的故障检测技术已经得到了广泛研究, 并取得了大量的研究成果^[2-4].

基于观测器的故障检测是重要的故障检测方法之一, 主要包括残差产生与残差评价两个方面. 无人机在飞行过程中将会受到各种未知干扰, 如湍流、风切变等大气不稳定因素的影响^[5]. 这些干扰势必造成故障检测过程中产生的残差信号出现偏差^[6], 严重影响故障检测系统的性能, 导致误报和漏报. 因此, 基于观测器的残差产生器的鲁棒性问题成为了无人机作动器故障检测研究的重点. 其中, 基于未知输入观测器 (Unknown Input Observer, UIO) 的故障检测方法多年来一直是研究的热点之一, 并取得了大量的研究成果^[7-8]. 然

而, 这些方法大多是针对无人机小扰动线性化模型设计的. 无人机系统具有非线性、多变量、强耦合等特点^[9], 线性化过程引入的误差势必会对故障检测结果造成影响. 因此, 研究无人机系统的非线性鲁棒故障检测方法具有重要的意义. 近年来, 针对无人机系统的非线性鲁棒故障检测技术研究受到了国内外学者的高度重视. 文献[10]基于一组无迹卡尔曼滤波器对无人机作动器在线故障检测问题进行了研究; 文献[11]采用扩展多模型自适应估计方法对无人机作动器故障实现了快速准确的故障诊断; 文献[12]设计了自适应 Thau 观测器对受模型不确定性以及噪声影响的无人机非线性不确定系统进行故障检测和估计. 然而, 针对非线性无人机系统的故障检测问题, 已有的研究成果大多仅考虑残差对未知输入的鲁棒性设计, 而采用非线性未知输入观测器 (Nonlinear Unknown Input Observer, NUIO) 进行未知输入解耦的故障检测技术还研究的比较少.

近年来, 基于 NUIO 的故障检测方法在非线

收稿日期: 2014-08-22; 录用日期: 2014-11-21; 网络出版时间: 2014-12-09 15:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141209.1534.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61333005, 61174121, 61121003)

作者简介: 张鹤(1988—), 女, 吉林长春人, 硕士研究生, hezhang_buaa@126.com.

* 通讯作者: 钟麦英(1965—), 女, 山东博兴人, 教授, myzhong@buaa.edu.cn, 主要研究方向为故障诊断与容错控制.

引用格式: 张鹤, 钟麦英. 基于 NUIO 的无人机作动器故障检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1300-1306.

Zhang H, Zhong M Y. NUIO based actuator fault detection for a UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1300-1306 (in Chinese).

性系统故障诊断方面取得了一定进展.该方法将系统中未知输入进一步分为未知干扰以及随机噪声,通过配置 NUIO 系数达到解耦干扰且降低噪声影响的目的.文献[13]通过构造 UIO 结构消除干扰项,利用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)算法求解状态反馈矩阵,增强故障检测系统对干扰、噪声的鲁棒性,但是由于引进了一阶线性化误差,使得在系统存在较强非线性情况下不能获得理想的故障检测结果.针对这一问题,文献[14]将 UIO 和 CKF 算法的优点结合,提出了基于 CKF 算法的 NUIO 故障检测方法.该方法具有状态估计精确、收敛速度快、干扰完全解耦等优点,并成功用于化工过程的传感器故障检测.

无人机是典型的非线性系统,实际运行中不可避免地受到未知气流干扰以及环境中随机噪声的影响,可以看出,文献[14]提出的基于 CKF 的 NUIO 可用于无人机作动器的故障检测.本文将结合无人机作动器故障检测的实际需求,考虑系统中存在的未知气流干扰以及随机噪声的影响,在文献[14]给出的基于 CKF 的 NUIO 设计方法基础上,提出了一种基于 NUIO 的无人机作动器故障检测方法.最后,利用残差 χ^2 检验方法对残差进行评价,判定故障是否发生.仿真实验验证了该方法的有效性.

1 系统模型及问题描述

1.1 系统模型

无人机的数学模型是一组复杂的包含 12 个非线性一阶微分方程的方程组^[15],具有强非线性、多变量、强耦合等特点,采用全模型进行故障检测会加大故障传播的范围,使故障检测问题复杂.另外,无人机外形和内部质量分布均对称于中垂平面,并且在飞行过程中大部分处于水平飞行状态,满足水平无侧滑条件,因此,可以把无人机全模型解耦为相互独立的纵向和侧向模型.在实际工程应用中,将无人机纵向运动和横向运动分开进行故障检测方法的研究不仅可以使问题简化,而且可以得到比较满意的故障检测结果.

因此,本文仅针对纵向系统进行作动器故障检测方法研究.为了方便研究,作如下假设:

- 1) 视飞行器为刚体,且质量为恒定.
- 2) 选取地面坐标系为惯性坐标系,不考虑离心加速度和哥氏加速度的影响.
- 3) 忽略地球曲率,将其视为平面.
- 4) 重力加速度不随高度变化而变化.

5) 机体坐标系的 O_{xz} 平面为飞行器的对称平面,即 $I_{xz} = I_{zy} = 0$.

在不考虑大气干扰、随机噪声以及故障情况下,根据合外力与合外力矩对无人机运动的作用,可推导出无人机系统纵向模型^[16]为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = -V_z q + \frac{\rho S_w C_x (V_x^2 + V_z^2) + 2T_x}{2m} - g \sin \theta \\ \dot{V}_z = V_x q + \frac{\rho S_w C_z (V_x^2 + V_z^2) + 2T_z}{2m} + g \cos \theta \\ \dot{q} = \frac{\rho S_w c C_m (V_x^2 + V_z^2)}{2I_y} \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_x 、 V_z 分别为 x 轴与 z 轴线速度; q 为俯仰角速度; θ 为俯仰角; g 为重力加速度; m 为无人机质量; I_y 为 y 轴方向刚体的转动惯量; S_w 为机翼面积; ρ 为空气密度; c 为平均气动弦长; T_x 、 T_z 分别为发动机纵向和垂向推力; C_m 、 C_D 和 C_C 分别为俯仰力矩系数、阻力系数和侧力系数,在传统操纵面作动方式情况下可表示为^[16]

$$\begin{cases} C_m = m_1 \alpha + m_2 q + m_3 \alpha^2 + m_4 \delta_e + m_5 \\ C_D = x_1 \alpha + x_2 \alpha^2 + x_3 \delta_e + x_4 \\ C_C = z_1 \alpha + z_2 q + z_3 \alpha^2 + z_4 \delta_e + z_5 \end{cases} \quad (2)$$

式中: δ_e 为控制无人机俯仰运动的升降舵偏转角; m_* 、 x_* 和 z_* 为无人机的气动参数,可由实验得到.迎角定义为

$$\alpha = \arctan \frac{V_z}{V_x} \quad (3)$$

选取状态向量 $\mathbf{x} = [V_x, V_z, q, \theta]^T$, 控制输入 $\mathbf{u} = \delta_e$, 由文献[17]中提出的方法设计控制率实现对飞行姿态的稳定控制.量测输出 $\mathbf{y} = [V_x, V_z, q, \theta]^T$, 其中东向线速度 V_x 和天向线速度 V_z 由 GPS 测得,俯仰角 θ 和俯仰角速度 q 分别由陀螺地平仪和转弯仪测得.令离散周期 $T = 0.01$ s, 采用四阶 R-K 方法对无人机系统纵向模型(1)进行离散化,可得到离散化的系统非线性模型:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{x}_k \end{cases} \quad (4)$$

式中:下标 k 为采样时刻.

1.2 问题描述

无人机在飞行过程中不可避免地受到外部扰动的影响,其中最主要的是大气紊流的影响.大气紊流对无人机运动的作用是改变机体与空气间的相对运动,引起无人机绕流的变化,从而产生附加的气动力影响无人机的运动,这种附加气动力的

变化可通过无人机运动状态量的等价改变来表示^[18]. 然而, 无人机在飞行过程中受到大气不稳定因素影响的同时, 不可避免地受到环境中随机噪声的影响, 这些都会直接影响到故障检测系统的性能.

本文针对作动器恒偏差故障进行故障检测方法研究, 作动器的输入输出关系可由式(5)近似表示:

$$\mathbf{u}_{m,k} = \mathbf{u}_k + \mathbf{b}_k \quad (5)$$

式中: $\mathbf{u}_{m,k}$ 为实际输出; $\mathbf{u}_k$ 为指令输入.

1) 作动器正常工作时: $\mathbf{b}_k = 0$.

2) 作动器发生恒偏差故障时: $\mathbf{b}_k$ 为偏差值.

综上, 考虑未知气流干扰、随机噪声以及作动器故障, 无人机纵向系统可进一步描述为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_{m,k}) + \mathbf{E}_k \mathbf{d}_k + \mathbf{w}_k \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (6)$$

式中: 随机系统噪声为 $\mathbf{w}_k \sim N(0, \mathbf{Q}_k)$, 随机量测噪声为 $\mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R}_k)$; 紊流干扰信号为 $\mathbf{d}_k = [V_{gx} \ V_{gy}]^T$, 其中 V_{gx} 、 V_{gy} 分别为 x 轴、 y 轴的紊流速度; $\mathbf{E}_k$ 为干扰分布矩阵, 具有如下形式:

$$\mathbf{E}_k = \begin{bmatrix} C_{v1} & C_{v2} \\ C_{v3} & C_{v4} \\ C_{v5} & C_{v6} \\ 0 & C_{v7} \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中: 干扰参数 $C_{v1} \sim C_{v7}$ 受到风速、气动系数等影响.

作动器故障检测的重要任务之一是残差产生, 本文将文献[14]中构造的 NUIO 应用于残差产生器设计. 其设计问题可描述为: 设计基于 NUIO 的残差产生器, 使残差对未知干扰完全解耦, 对噪声具有一定的鲁棒性, 但对故障又具有较高的灵敏度. 考虑如下基于 NUIO 的残差产生器:

$$\begin{cases} \mathbf{z}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})f(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{u}_k) + \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{z}_{k+1} + \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{y}_{k+1} \\ \hat{\mathbf{y}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k \\ \mathbf{r}_k = \mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{z}_{k+1}$ 为观测器状态向量; $\hat{\mathbf{x}}_k$ 为状态估计值; $\hat{\mathbf{y}}_k$ 为输出估计值; $\mathbf{r}_k$ 为残差; $\mathbf{H}_{k+1}$ 和 $\mathbf{K}_{k+1}$ 为待设计的参数矩阵. 定义 $\mathbf{e}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1}$ 表示状态估计误差, 由式(6)和式(8)得

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})(f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_{m,k}) - f(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{u}_k)) + \\ (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{E}_k \mathbf{d}_k - \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) + \\ (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{w}_k - \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{v}_{k+1} \\ \mathbf{r}_k = \mathbf{e}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (9)$$

注意到, 残差与作动器故障、未知干扰以及噪声均有关, 若不对未知干扰以及噪声进行处理, 减小其对系统的影响, 将有可能导致误报和漏报.

为了实现残差对未知干扰 $\mathbf{d}_k$ 的完全解耦, 设计的观测器参数矩阵 $\mathbf{H}_{k+1}$ 应满足:

$$(\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{E}_k = 0 \quad (10)$$

根据矩阵的性质可知, 存在:

$$\mathbf{H}_{k+1} = \mathbf{E}_k (\mathbf{E}_k^T \mathbf{E}_k)^{-1} \mathbf{E}_k^T \quad (11)$$

使式(10)成立.

根据需满足的未知干扰完全解耦条件(10), 残差表达式可转化为

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})(f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_{m,k}) - f(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{u}_k)) - \\ \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) + (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{w}_k - \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{v}_{k+1} \\ \mathbf{r}_k = \mathbf{e}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (12)$$

可以看出, 此时的残差仍与作动器故障以及噪声均有关. 因此, 为保证残差对噪声的鲁棒性, 所设计的残差产生器应满足状态估计误差的协方差矩阵达到最小, 即

$$\mathbf{P}_k = E[\mathbf{e}_k \mathbf{e}_k^T] \rightarrow \min \quad (13)$$

从而可将残差产生器设计问题归结为: 在 $\mathbf{H}_{k+1}$ 阵满足未知干扰完全解耦条件式(10)的情况下, 求 $\mathbf{K}_{k+1}$ 阵, 使在无故障时残差产生系统式(12)渐近稳定, 并且满足噪声鲁棒性指标式(13).

残差评价是故障检测的另一重要任务. 根据残差序列的性质设计有效的评价函数 $J(\mathbf{r}_k)$ 和阈值 J_0 , 从而可通过如下逻辑关系来检测系统是否发生故障:

$$\begin{cases} J(\mathbf{r}_k) \leq J_0 & \text{正常} \\ J(\mathbf{r}_k) > J_0 & \text{故障} \end{cases} \quad (14)$$

2 作动器故障检测

2.1 残差产生器设计

考虑如下非线性系统:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_{m,k}) + \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{y}_{k+1} + \\ (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{w}_k - \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{v}_{k+1} \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (15)$$

其中: 参数矩阵 $\mathbf{H}_{k+1}$ 由式(11)给出.

将基于 NUIO 的残差产生器式(8)应用于该系统, 定义 $\bar{\mathbf{e}}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1}$ 表示状态估计误差, 由式(8)和式(15)可得

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{e}}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})(f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_{m,k}) - f(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{u}_k)) - \\ \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) + (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})\mathbf{w}_k - \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{v}_{k+1} \\ \bar{\mathbf{r}}_k = \bar{\mathbf{e}}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (16)$$

可以看出,在未知干扰完全解耦的条件下,针对系统(15)产生的残差信号 $\bar{\mathbf{r}}_k$ 与针对系统(6)产生的残差信号 $\mathbf{r}_k$ 等价. 因此,可将残差产生器设计问题转化为:针对系统(15)设计残差产生器(8),即求增益矩阵 $\mathbf{K}_{k+1}$ 使残差产生系统(16)渐近稳定,并且满足噪声鲁棒性指标,即

$$\bar{\mathbf{P}}_k = E[\bar{\mathbf{e}}_k \bar{\mathbf{e}}_k^T] \rightarrow \min \quad (17)$$

进一步,将残差产生器(8)中观测器方程重新改写为

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1|k} + \mathbf{K}_{k+1}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) \quad (18)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})f(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{u}_k) + \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{y}_{k+1}$.

通过比较 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k}$ 与系统(15)中 $\mathbf{x}_{k+1}$, 可以看出将 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k}$ 看作状态一步预测, $\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k$ 看作新息项,增益矩阵 $\mathbf{K}_{k+1}$ 可通过引入卡尔曼增益来保证系统对噪声的鲁棒性,考虑到 Arasaratnam 等^[19]于 2009 年提出的 CKF 算法具有更优的非线性逼近性能、数值精度以及滤波稳定性,本文将 UIO 与 CKF 算法的优点结合,将 CKF 算法用于求解增益矩阵 $\mathbf{K}_{k+1}$. 根据上述讨论,可得基于 CKF 的 NUIO 的残差产生器的整个设计过程^[14]如下:

1) 初始化:

设初始状态均值和方差为 $\hat{\mathbf{x}}_0$ 和 $\bar{\mathbf{P}}_{0|0}$, 观测器参数矩阵初始值 $\mathbf{H}_0$ 为 0.

2) 根据式(11),计算 $\mathbf{H}_{k+1}$.

3) 采用 3 阶容积规则获得如下的基本采样点和相应权值:

$$\begin{cases} \xi_i = \sqrt{n} [1]_i \\ \omega_i = \frac{1}{2n} \end{cases} \quad (19)$$

式中: n 为系统状态向量的维数, $i = 1, 2, \dots, 2n$.

$$[1]_i \triangleq$$

$$\left[\begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix}, \dots, \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} -1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix}, \dots, \begin{pmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix} \right]_i$$

表示构造矩阵中的第 i 列.

4) 时间更新:

对 $\bar{\mathbf{P}}_{k-1|k-1}$ 做 Cholesky 分解:

$$\bar{\mathbf{P}}_{k-1|k-1} = \mathbf{S}_{k-1|k-1} \mathbf{S}_{k-1|k-1}^T \quad (20)$$

计算采样点为

$$\chi_{i,k-1|k-1} = \mathbf{S}_{k-1|k-1} \xi_i + \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} \quad (21)$$

计算经非线性状态方程传递后的采样点:

$$\chi_{i,k|k-1}^* = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})f(\chi_{i,k-1|k-1}, \mathbf{u}_{k-1}) + \mathbf{H}_{k+1}\mathbf{y}_{k+1} \quad (22)$$

估计 k 时刻的状态预测值:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \chi_{i,k|k-1}^* \quad (23)$$

估计 k 时刻的状态误差协方差预测值:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{P}}_{k|k-1} = & \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \chi_{i,k|k-1}^* \chi_{i,k|k-1}^{*T} - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}^T + \\ & (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1}) \mathbf{Q}_{k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{k+1})^T - \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{R}_{k-1} \mathbf{H}_{k+1}^T \end{aligned} \quad (24)$$

5) 量测更新:

对 $\bar{\mathbf{P}}_{k|k-1}$ 做 Cholesky 分解:

$$\bar{\mathbf{P}}_{k|k-1} = \mathbf{S}_{k|k-1} \mathbf{S}_{k|k-1}^T \quad (25)$$

计算采样点:

$$\chi_{i,k|k-1} = \mathbf{S}_{k|k-1} \xi_i + \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad (26)$$

通过非线性量测方程传递采样点:

$$\mathbf{Y}_{i,k|k-1} = \chi_{i,k|k-1} \quad (27)$$

估计 k 时刻的观测预测值:

$$\hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \mathbf{Y}_{i,k|k-1} \quad (28)$$

估计 k 时刻的自相关协方差阵:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{P}}_{yy,k|k-1} = & \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \mathbf{Y}_{i,k|k-1} \mathbf{Y}_{i,k|k-1}^T - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1}^T + \mathbf{R}_k \end{aligned} \quad (29)$$

估计 k 时刻的一步预测互相关协方差阵:

$$\bar{\mathbf{P}}_{xy,k|k-1} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \chi_{i,k|k-1} \mathbf{Y}_{i,k|k-1}^T - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1}^T \quad (30)$$

6) 状态更新:

估计 k 时刻的滤波增益为

$$\mathbf{K}_k = \bar{\mathbf{P}}_{xy,k|k-1} \bar{\mathbf{P}}_{yy,k|k-1}^{-1} \quad (31)$$

k 时刻的状态估计值为

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1}) \quad (32)$$

k 时刻的状态误差协方差估计值为

$$\bar{\mathbf{P}}_{k|k} = \bar{\mathbf{P}}_{k|k-1} - \mathbf{K}_k \bar{\mathbf{P}}_{yy,k|k-1} \mathbf{K}_k^T \quad (33)$$

7) 残差产生:

$$\bar{\mathbf{r}}_k = \mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k \quad (34)$$

2.2 残差评价

本文采用残差 χ^2 检验方法判断系统是否发生故障. 如果 k 时刻系统无故障,残差 $\bar{\mathbf{r}}_k$ 是零均值高斯白噪声,其方差为

$$\boldsymbol{G}_k = \bar{\boldsymbol{P}}_{k|k} + \boldsymbol{R}_k \quad (35)$$

定义残差评价函数:

$$J(\bar{\boldsymbol{r}}_k) = \bar{\boldsymbol{r}}_k^T \boldsymbol{G}_k^{-1} \bar{\boldsymbol{r}}_k \quad (36)$$

由残差统计特性可知,系统正常工作时, $J(\bar{\boldsymbol{r}}_k)$ 是服从自由度为 ε 的 χ^2 分布,即 $J(\bar{\boldsymbol{r}}_k) \sim \chi^2(\varepsilon)$, ε 为系统观测量的维数.如果故障发生,则 $\bar{\boldsymbol{r}}_k$ 不再服从零均值的高斯分布, $J(\bar{\boldsymbol{r}}_k)$ 不再服从自由度为 ε 的 χ^2 分布.选择适当的误报率 σ ,满足奈曼-皮尔逊准则:

$$P[J(\bar{\boldsymbol{r}}_k) \geq \chi_{\varepsilon, \sigma}^2 | \text{正常}] = \sigma \quad 0 < \sigma < 1 \quad (37)$$

设定阈值 $J_0 = \chi_{\varepsilon, \sigma}^2$,因此,基于逻辑决策式(14)可判断系统式(6)是否发生故障.

3 仿真分析

考虑某小型固定翼式无人机纵向模型,模型参数如表 1 所示^[16].

表 1 模型参数
Table 1 Model parameters

参数	数值	参数	数值
m/kg	2 000	m_5	-0.025 5
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	0.037 1	x_1	0.714
S_w/m^2	39.02	x_2	0.714
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.780 3	x_3	0.068 2
T_x/N	4 864	x_4	-0.089 6
T_z/N	212	z_1	-7.509 5
c/m	1.98	z_2	-0.237 5
m_1	-0.789 9	z_3	6.573 1
m_2	-0.689 9	z_4	-0.354 1
m_3	-3.930 0	z_5	-0.317 5
m_4	-1.862 9		

仿真初始条件为

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{x}}_0 = [80 \quad 0 \quad 0.001 \quad 0.001]^T \\ \bar{\boldsymbol{P}}_{0|0} = \text{diag}(10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6}) \\ \boldsymbol{Q}_k^a = \text{diag}(10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6}) \\ \boldsymbol{R}_k^a = \text{diag}(10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6}) \\ \boldsymbol{x}_0 = [80.05 \quad 0.002 \quad 0.001 \, 5 \quad 0.001 \, 3]^T \\ \boldsymbol{Q}_k^r = \text{diag}(10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6}) \\ \boldsymbol{R}_k^r = \text{diag}(10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6} \quad 10^{-6}) \end{cases} \quad (38)$$

其中: $\hat{\boldsymbol{x}}_0$ 、 $\bar{\boldsymbol{P}}_{0|0}$ 、 $\boldsymbol{Q}_k^a$ 和 $\boldsymbol{R}_k^a$ 用于 NUIO 设计, $\boldsymbol{x}_0$ 、 $\boldsymbol{Q}_k^r$ 和 $\boldsymbol{R}_k^r$ 用于产生仿真数据. $\boldsymbol{x}_0$ 中各元素的量纲分别 m/s、m/s、rad/s、rad.

考虑大气紊流在各个方向速度分量值相同,则干扰信号 $\boldsymbol{d}_k$ 和干扰分布矩阵 $\boldsymbol{E}_k$ 可以表示为

$$\boldsymbol{d}_k = \begin{bmatrix} 0.005 \sin(0.1 \pi k) \cos(0.1 \pi k) \\ 0.005 \sin(0.1 \pi k) \cos(0.1 \pi k) \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$\boldsymbol{E}_k = \begin{bmatrix} 0.2 & 0.6 \\ 0.4 & 0.6 \\ 0.2 & 1.0 \\ 0.0 & 0.5 \end{bmatrix} \quad (40)$$

式中: k 为步长.

分别采用基于 EKF 的 NUIO 和基于 CKF 的 NUIO 来构造残差产生器进行作动器故障检测,基于 EKF 的 NUIO 算法实现参见文献[20].

在无故障情况下,基于 EKF 的 NUIO 与本文采用的基于 CKF 的 NUIO 产生的残差信号 $r_1 \sim r_4$ 如图 1 所示.从图中可以看出,基于 CKF 的 NUIO 产生的残差收敛速度快,具有更好的干扰解耦性能.

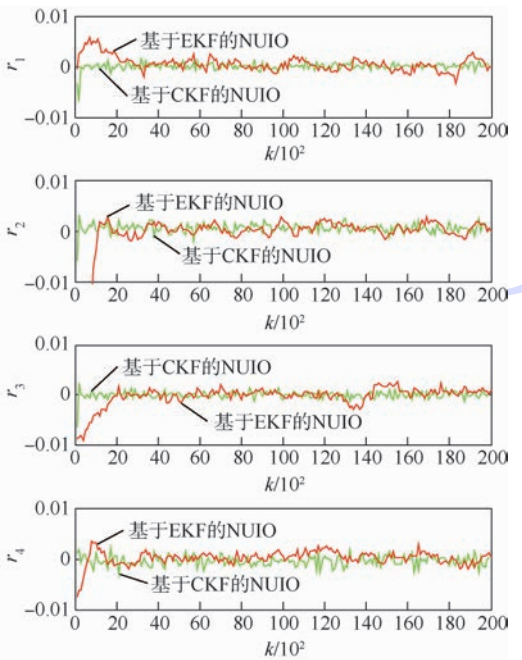


图 1 无故障时系统的残差信号

Fig. 1 Residual signal of system in the fault free case

假设作动器恒偏差故障描述为

$$\begin{cases} b_k = 0.1 & 40 \times 10^2 < k < 80 \times 10^2 \\ b_k = 0.1 & 120 \times 10^2 < k < 160 \times 10^2 \\ b_k = 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (41)$$

选定误报率 $\sigma = 0.05$,根据分布表得到阈值 $J_0(k) = \chi_{4,0.05}^2 = 9.45$,图 2 和图 3 分别给出了不同条件下,由式(36)计算得到的残差评价函数 $J_f(k)$ 的变化曲线与阈值 $J_0(k)$.

结果表明:与基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法相比,在噪声统计特性准确已知的条件下,本文设计的故障检测方法在故障发生时产生的评价函数幅值更大,因而具有更好的故障检测性能.而在

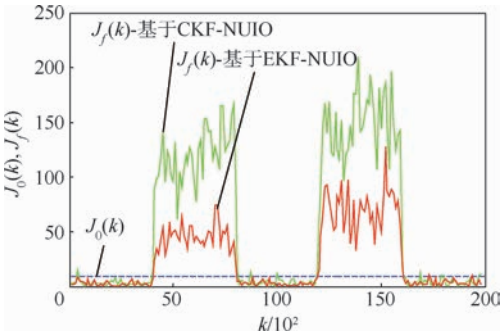


图 2 $Q_k^r = Q_k^a$ 情况下 $J_f(k)$ 变化曲线与 $J_0(k)$

Fig.2 Evolution of the $J_f(k)$ and $J_0(k)$ in the case of $Q_k^r = Q_k^a$

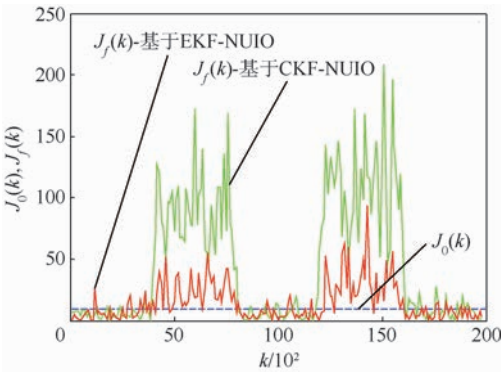


图 3 $Q_k^r = 10Q_k^a$ 情况下 $J_f(k)$ 变化曲线与 $J_0(k)$

Fig.3 Evolution of the $J_f(k)$ and $J_0(k)$ in the case of $Q_k^r = 10Q_k^a$

过程噪声统计特性不准确的情况下,本文所提出的方法能够准确检测出故障,而基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法失效。

为了进一步说明离散周期和故障幅值等因素对故障检测方法性能的影响,本文进行了一组对比实验.在噪声统计特性已知的情况下,通过比较不同离散周期与故障幅值情况下,基于 CKF 的 NUIO 故障检测方法与基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法在故障检测的快速性以及微小故障检测能力等方面的差别,进一步说明了本文所提出的方法的有效性,实验结果如表 2 所示.从表 2 中可以看出,离散周期只引起了检测延时的微小改变,对两种方法的故障检测性能都没有大的影响.而在

表 2 故障检测性能对比结果

Table 2 Contrast results of fault detection properties					
离散周期/s	故障幅值	基于 EKF 的 NUIO		基于 CKF 的 NUIO	
		检测延时/s	可检测性	检测延时/s	可检测性
0.1	0.04	—	×	2.1	√
	0.07	0.60	√	0.5	√
	0.10	0.18	√	0.1	√
0.01	0.04	—	×	2.0	√
	0.07	0.40	√	0.3	√
	0.10	0.15	√	0.1	√

相同的离散周期与故障幅值下,基于 CKF 的 NUIO 故障检测方法具有更小的检测延时.另一方面,基于 CKF 的 NUIO 故障检测方法成功检测到了所有的微小故障,而基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法在故障幅值为 0.04 时失效。

4 结 论

本文提出了一种解决受未知气流干扰与随机噪声影响的无人机作动器故障检测问题的方法.经仿真实验验证表明:

- 1) 基于 CKF 的 NUIO 构造的残差收敛速度快,具有良好的干扰解耦性能.
- 2) 与基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法相比,在噪声统计特性准确已知的条件下,该方法在故障发生时产生的评价函数幅值更大,具有更好的故障检测性能.
- 3) 在过程噪声统计特性不准确的情况下,该方法能够快速、准确地检测出故障,而基于 EKF 的 NUIO 故障检测方法失效.

参考文献 (References)

[1] 蔡志浩,杨丽曼,王英勋,等.无人机全空域飞行影响因素分析[J].北京航空航天大学学报,2011,37(2):176-184.
Cai Z H, Yang L M, Wang Y X, et al. Analysis for whole airspace flight key factors of unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 176-184 (in Chinese).

[2] Hansen S, Blanke M. Control surface fault diagnosis for small autonomous aircraft [C] // Proceeding of the Australian Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 185-190.

[3] Panitsrisit P, Ruangwiset A. Sensor system for fault detection identification and accommodation of elevator of UAV [C] // Proceedings of SICE Annual Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1035-1040.

[4] Freddi A, Longhi S, Monteriù A. A diagnostic Thau observer for a class of unmanned vehicles[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 67(1): 61-73.

[5] 朱上翔.大气扰动及其对飞行的影响[J].航空学报,1985, 6(2):149-156.
Zhu S X. Atmospheric turbulence and the effects on flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1985, 6(2): 149-156 (in Chinese).

[6] Frank P M, Ding X. Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection systems [J]. Journal of Process Control, 1997, 7(6): 403-424.

[7] Bateman F, Noura H, Ouladsine M. An actuator fault detection, isolation and estimation system for an UAV using input observers [C] // Proceedings of European Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1805-1810.

[8] Bateman F, Noura H, Ouladsine M. Active fault detection and

- isolation strategy for an unmanned aerial vehicle with redundant flight control surfaces [C] // Proceeding of the 16th Mediterranean Conference on Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1246-1251.
- [9] Tousi M M, Khorasani K. Robust observer-based fault diagnosis for an unmanned aerial vehicle [C] // Proceeding of Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 428-434.
- [10] Yang X, Mejias L, Gonzalez F, et al. Nonlinear actuator fault detection for small-scale UASs [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2014, 73(1-4): 557-572.
- [11] Guillaume D, Hans P G. Efficient nonlinear actuator fault detection and isolation system for unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Guidance, Control & Dynamics, 2008, 31(1): 225-237.
- [12] Cen Z H, Noura H, Tri B S. Robust fault diagnosis for quadrotor UAVs using adaptive Thau observer [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2014, 73: 573-588.
- [13] Witczak M, Pretki P. Design of an extended unknown input observer with stochastic robustness techniques and evolutionary algorithms [J]. International Journal of Control, 2007, 80(5): 749-762.
- [14] Zarei J, Shokri E. Robust sensor fault detection based on non-linear unknown input observer [J]. Measurement, 2014, 48: 355-367.
- [15] 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, 2005: 64-70.
- Wu S T, Fei Y H. Flight control system [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 64-70 (in Chinese).
- [16] Miller R H, Ribbens W B. The effects of icing on the longitudinal dynamics of an icing research aircraft, AIAA-1999-0636 [R]. Reston: AIAA, 1999.
- [17] Zhai R, Zhou Z, Zhang W, et al. Control and navigation system for a fixed-wing unmanned aerial vehicle [J]. AIP Advances, 2014, 4(3): 1306.
- [18] Li Z, Ding J. Ground moving target tracking control system design for UAV surveillance [C] // Proceeding of International Conference on Automation and Logistics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1458-1463.
- [19] Arasaratnam I, Haykin S. Cubature Kalman filters [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1254-1269.
- [20] Witczak M, Obuchowicz A, Korbicz J. Genetic programming based approaches to identification and fault diagnosis of nonlinear dynamic systems [J]. International Journal of Control, 2002, 75(13): 1012-1031.

NUIO based actuator fault detection for a UAV

ZHANG He, ZHONG Maiying*

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

Abstract: The actuator fault detection for an unmanned aerial vehicle (UAV) longitudinal system with unknown atmospheric disturbances and stochastic noise was studied. Based on introducing a nonlinear longitudinal model of the fixed UAV, a residual generation was designed by employing a nonlinear unknown input observer (NUIO) which is based on cubature Kalman filter (CKF). The unknown input observer structure was constructed to decouple the unknown disturbances from residual. At the same time, the CKF was applied to calculate the gain matrix to achieve the requirement of robustness to noise. Finally, the occurrence of fault can be detected based on chi-square test about the residual sequence. The simulation results show that the proposed method can decouple the unknown disturbances from residual effectively and achieve the fast and accurate actuator fault detection.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV); fault detection; cubature Kalman filter (CKF); nonlinear unknown input observer (NUIO); chi-square test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0536

基于 POD 曲线的预警机雷达检飞概率模型



王晗, 马小兵*, 赵宇

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对预警机雷达检飞试验中距离取样间隔及检飞航线边界条件的确定问题, 以保证发现概率(POD)曲线的覆盖率与精确性为目标, 提出基于 POD 曲线的预警机雷达检飞概率模型. 首先, 根据 POD 曲线的覆盖率和精确性要求确定检飞试验拟合曲线所需的采样点数. 然后, 根据 POD 曲线的经验分布函数建立检飞试验中最小探测距离和最大探测距离的计算方法, 并由此确定检飞航线上距离取样间隔的长度. 最后, 根据发现概率的统计特性得到距离取样间隔内采样点数以及航次数等试验参数, 为雷达检飞试验设计与预警性能评定提供定量依据.

关 键 词: 雷达检飞; 发现概率曲线; 距离取样间隔; 采样点数; 航次数

中图分类号: TN959.73; V217⁺.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1307-06

当今, 由高科技支持的陆、海、空、天多维一体的现代信息化战争中, 预警机雷达发挥着不可替代的作用^[1-3]. 在正式鉴定和交付使用之前, 为考核和检查雷达电子系统的功能、性能是否达到战术技术指标要求, 并暴露系统设计缺陷, 以便调整系统技术状态, 必须在机载环境下对雷达开展检飞试验.

在一般检飞试验中, 预警机雷达探测目标时由于受噪声、目标雷达截面积起伏及其他随机因素的影响, 其发现概率、探测距离及测量精度等指标均具有统计特性, 因此对各个指标的测量是对这些随机量进行取样来估计其特征量, 如平均值、标准差、均方根值等. 由于这种取样是有限的, 故测量结果具有不确定性, 因此必须给出检飞所测指标的误差范围和可信程度. 另外, 预警机雷达检飞是一种大型复杂的外场试验, 在检飞前应根据检飞条件和各指标的统计特性制定检飞方案, 如

根据规定的置信度和置信区间, 确定检飞所需采样点数和航次数^[4-7], 并展开相关问题的研究^[8-9].

目前, 在预警机雷达检飞技术研究领域, 多数研究均是从统计学角度分析检飞试验中某一统计量的分布规律, 进而通过规定置信度和置信区间约束距离取样间隔内采样点数, 并由此得到航次数等试验参数. 其中, 最具代表性的模型有 3 种: ①根据雷达对探测目标发现概率的统计可信度计算采样点数的滑窗发现概率统计模型; ②根据雷达探测距离的统计可信度计算采样点数的滑窗探测距离统计模型; ③以雷达威力指标作为待估变量的最大似然逼近模型^[10-12]. 然而, 3 种模型的建立均未考虑雷达检飞航线上距离取样间隔的长度, 而直接采用 GJB74A—1998《军用地面雷达通用规范》中的经验值 20 km, 故模型的准确性和严谨性值得考虑.

收稿日期: 2014-08-30; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2015-01-19 16:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150119.1652.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61104133)

作者简介: 王晗(1992—), 男, 辽宁沈阳人, 硕士研究生, wh216buaa@163.com

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

引用格式: 王晗, 马小兵, 赵宇. 基于 POD 曲线的预警机雷达检飞概率模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1307-1312.
Wang H, Ma X B, Zhao Y. Probability model for early warning aircraft radar flight test based on probability of detection curve[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1307-1312 (in Chinese).

本文首先根据 POD (Probability of Detection) 曲线的覆盖率和精确性要求给出预警机雷达检飞航线上最合适的数据点数,再确定最小探测距离及最大探测距离,最后划分航线得到距离取样间隔,建立基于 POD 曲线的检飞概率模型,为预警机雷达检飞试验方案的设计提供另一种理论参考.

1 预警机雷达检飞场景

在预警机雷达检飞过程中,预警机和目标机均在事先规划的航线上飞行,且二者之间保持固定的相对航速与航向. 检飞场景如图 1 所示.

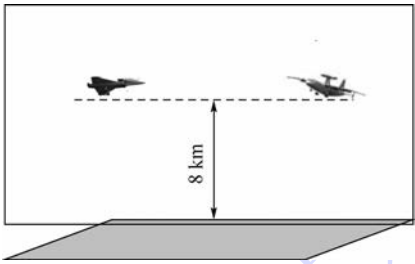


图 1 预警机雷达检飞场景图

Fig. 1 Scenograph of early warning aircraft radar flight test

每隔固定时间,雷达对配试目标进行一次探测,记录下探测结果(例如:1 表示探测到目标,0 表示没有探测到目标),以及两机的 GPS 坐标.

在每条雷达检飞航线上,预警机雷达对目标机的采样点按区间分布,这个区间称为距离取样间隔 Δr ,距离取样间隔交叉排列,如图 2 所示.

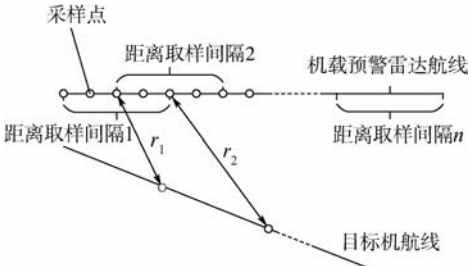


图 2 距离取样间隔示意图

Fig. 2 Schematic of distance sampling interval

在指定条件下,与预警机雷达相距 r 的目标机在一次独立检测中被发现的概率称为雷达的发现概率,记为 $p_d(r)$,常用来表示雷达对目标机的检测能力. 实际检飞中,同一距离取样间隔内的采样结果用于估计距离取样间隔中心 r_i 处的发现概率. 通过检飞试验可以得到发现概率 $p_d(r)$ 随距离 r 的变化关系,进而可以绘制雷达的 POD 曲线^[13-15]. 因此,确定一条满足要求的 POD 曲线,建立合理的检飞概率模型,对于指导检飞试验的开展具有重要价值.

2 POD 曲线试验数据点的确定

在雷达检飞试验结束后进行 POD 曲线拟合时,首先要确定有多少个试验数据点,然后再考虑采用什么样的数据拟合方法. 这等同于在估计某一事件发生的概率时,考虑至少需要多大的子样容量. 子样容量越大,用拟合曲线描述实际 POD 曲线的精确性就越高. 从概率意义上讲,就是要求子样的两个极值之间,以较大的置信度 $1 - \alpha$ 至少包含母体的一个给定的较大比例 p_0 .

根据文献[16],为了以 $1 - \alpha$ 的置信度,确保子样两极值之间至少包含母体的一个给定比例 p_0 ,子样容量 m 须满足

$$m = 1 + \frac{\lg \frac{\alpha}{m - (m - 1)p_0}}{\lg p_0}$$

(1)

在不同置信度和给定比例下,子样容量的取值情况如表 1 所示.

表 1 不同置信度和给定比例下子样容量取值

Table 1 Values of sample size under different confidence levels and given percentages

置信度/%	子样容量				
	$p_0 = 80\%$	$p_0 = 85\%$	$p_0 = 90\%$	$p_0 = 95\%$	$p_0 = 99\%$
90	17	24	37	76	387
95	21	29	45	93	472

可以看出,当置信度 $1 - \alpha = 90\%$,给定比例 $p_0 = 90\%$ 时, $m = 37$,即在检飞试验中测定一条这样的 POD 曲线,至少需要要有 37 个试验数据点.

3 POD 曲线的覆盖范围

在开展预警机雷达检飞试验前,应设定最小探测距离与最大探测距离等边界条件,以方便检飞航线的设计. 探测距离的两个极值与测定 POD 曲线所要覆盖的范围有关. 这里根据文献[17],考虑检测中存在的分散性问题,假如要求拟合曲线至少覆盖 90% 的 POD 曲线范围,将两个极值定义为 r_5 和 r_{95} ,其中, r_u 是对应发现概率为 u 的探测距离. POD 曲线可用式(2)的经验分布描述:

$$p_d(r) = \exp \left[- \exp \left(\frac{r - \mu}{\sigma} \right) \right]$$

(2)

式中: $r > 0$,则两个探测距离的极值分别为

$$r_5 = \ln(-\ln 0.05) \cdot \sigma + \mu$$

(3)

$$r_{95} = \ln(-\ln 0.95) \cdot \sigma + \mu$$

(4)

式中:参数 μ 和 σ 可通过下面的方法得到:

1) 确定两个探测距离 r_1 和 r_2 . 根据经验, r_1 发现概率的点估计设计在 0.4 ~ 0.6 区间, r_2 的发

现概率的点估计设计在 0.8 ~ 0.95 区间.

2) 在规定的试验条件下,分别对这两个探测点进行检测,检测次数按照经验确定,得到对应的发现概率点估计 $\hat{p}_{d1}$ 和 $\hat{p}_{d2}$:

$$\begin{cases} \hat{p}_{d1} = l_1/n_1 \\ \hat{p}_{d2} = l_2/n_2 \end{cases} \quad (5)$$

式中: l_i 为检测到目标的次数; n_i 为进行检测的次数, $i = 1, 2$.

3) 根据式(2),并考虑到距离 r_1 和 r_2 对应的发现概率分别为 $\hat{p}_{d1}$ 和 $\hat{p}_{d2}$,则参数 μ 和 σ 的估计值为

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \frac{r_2 a_1 - r_1 a_2}{a_1 - a_2} \\ \hat{\sigma} = \frac{r_1 - r_2}{a_1 - a_2} \end{cases} \quad (6)$$

式中:

$$\begin{cases} a_1 = \ln[-\ln(\hat{p}_{d1})] \\ a_2 = \ln[-\ln(\hat{p}_{d2})] \end{cases} \quad (7)$$

4 距离取样间隔的确定

在预警机雷达检飞试验中,距离取样间隔的长度是试验设计过程中的一项重要参数,其也被称为距离门的宽度.在此,考虑检飞航线设计对距离取样间隔长度的影响.图 3 为预警机雷达检飞试验中常用的对角线航线的一部分,预警机雷达以速度 V_A 由 A 向 B 飞行,目标机以速度 V_T 由 C 向 D 飞行,设 φ 为预警机雷达对目标机的视线角, ψ 为目标机 T 的飞行航向角.

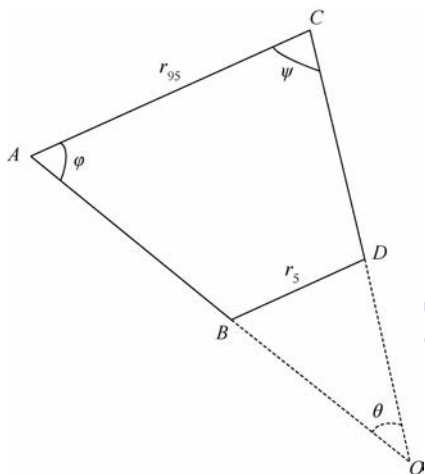


图 3 预警机雷达检飞航线示意图

Fig.3 Flight route schematic graph of early warning aircraft radar flight test

由等 φ 飞行条件^[18],可得

$$\overline{AB} \cdot \sin \varphi = \overline{CD} \cdot \sin \psi \quad (8)$$

由几何关系可得

$$\frac{r_{95}}{\sin \theta} = \frac{\overline{OC}}{\sin \varphi} = \frac{\overline{OA}}{\sin \psi} \quad (9)$$

$$\frac{r_5}{\sin \theta} = \frac{\overline{OD}}{\sin \varphi} = \frac{\overline{OB}}{\sin \psi} \quad (10)$$

因此:

$$\begin{aligned} \overline{AB} &= \overline{OA} - \overline{OB} = \\ \frac{r_{95} \cdot \sin \psi}{\sin \theta} - \frac{r_5 \cdot \sin \psi}{\sin \theta} &= \\ \frac{\sin \psi}{\sin(\varphi + \psi)}(r_{95} - r_5) & \end{aligned} \quad (11)$$

在预警机雷达检飞试验中,距离取样间隔均匀分布,相互交叉,故距离取样间隔为

$$\Delta r = \frac{2 \overline{AB}}{m+1} = \frac{2 \sin \psi \cdot (r_{95} - r_5)}{(m+1) \cdot \sin(\varphi + \psi)} \quad (12)$$

5 采样点数的确定

设 n 为距离取样间隔 Δr 内的采样点数,根据滑窗发现概率统计法^[11],可得

发现概率的点估计为

$$\hat{p}_d = \frac{l}{n} \quad (13)$$

式中: l 为 Δr 内检测到目标的次数.

发现概率 p_d 的置信区间为

$$[\hat{p}_d^* - \delta, \hat{p}_d^* + \delta] \quad (14)$$

其中:

$$\hat{p}_d^* = \frac{n}{n + Z_{\alpha/2}^2} \left(\hat{p}_d + \frac{Z_{\alpha/2}^2}{2n} \right) \quad (15)$$

$$\delta = \frac{n Z_{\alpha/2}^2}{n + Z_{\alpha/2}^2} \sqrt{\frac{Z_{\alpha/2}^2}{4n^2} + \frac{\hat{p}_d(1 - \hat{p}_d)}{n}} \quad (16)$$

式中: $\hat{p}_d^*$ 为置信区间中心值; 2δ 为置信区间长度; α 为置信水平; $Z_{\alpha/2}$ 为正态分布的分位点.

用 2δ 表示置信区间长度,由式(16)可得

$$\frac{4\delta^2}{Z_{\alpha/2}^2} n^2 + (8\delta^2 - 4\hat{p}_d + 4\hat{p}_d^2) n + 4\delta^2 Z_{\alpha/2}^2 - Z_{\alpha/2}^2 = 0 \quad (17)$$

n 取正解,得到

$$\begin{aligned} n = & \left(\frac{\sqrt{\hat{p}_d^2 + \hat{p}_d^4 - 4\delta^2 \hat{p}_d + 4\delta^2 \hat{p}_d^2 - 2\hat{p}_d^3 + \delta^2}}{2\delta^2} + \right. \\ & \left. \frac{\hat{p}_d - 2\delta - \hat{p}_d^2}{2\delta^2} \right) \cdot Z_{\alpha/2}^2 \end{aligned} \quad (18)$$

若给定发现概率 p_d 、置信区间长度 2δ 以及置信度 $1 - \alpha$,由式(18)可得到距离取样间隔内所需采样点数 n .

当置信度 $1 - \alpha = 95\%$ 时, $Z_{\alpha/2} = 1.96$,在不同置信区间长度要求下,距离取样间隔内采样点数随发现概率 p_d 的变化情况如图 4(a) 所示.

当置信度 $1 - \alpha = 90\%$ 时, $Z_{\alpha/2} = 1.645$, 在不同置信区间长度要求下, 距离取样间隔内采样点数随发现概率 p_d 的变化情况如图 4(b) 所示。

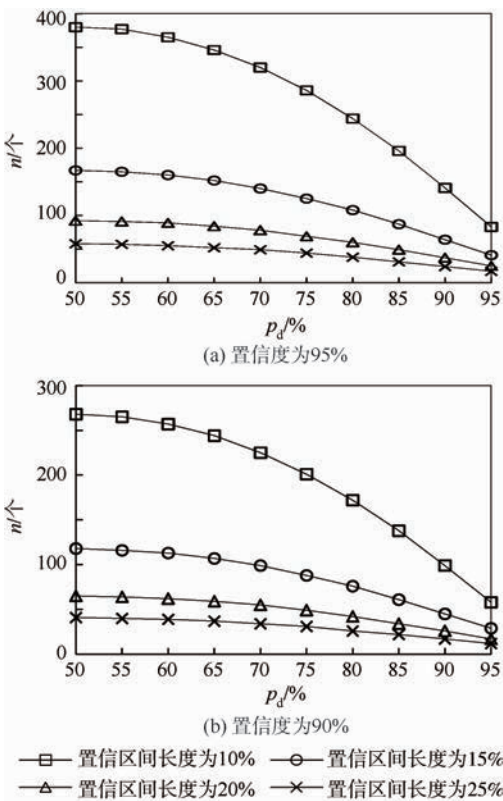


图4 不同置信度时采样点数分布图
Fig. 4 Distribution graph of sampling points at different confidence levels

综上所述, δ 越小 (即置信区间长度越小), n 越大; α 越小 (即置信度越高), n 越大; p_d 为 50% 时, 确定性最小 (不能确定检测到目标, 也不能确定未检测到目标), n 达到最大, 随着 p_d 增加或者减少, n 均减少。

6 检飞架次数

在求得距离取样间隔内的采样点数 n 之后, 还需计算距离取样间隔内雷达的观测量才能计算雷达检飞所需航次数及飞行架次数。这部雷达在距离取样间隔内的观测量为

$$N = \frac{3\,600\Delta r}{VT} = \frac{7\,200\sin\psi \cdot (r_{95} - r_5)}{VT \cdot (m + 1) \cdot \sin(\varphi + \psi)}$$
 (19)

式中: T 为某部雷达观测周期, s; V 为目标相对雷达的速度, km/h。

故总航次数为

$$u = \left\lceil \frac{n}{N} \right\rceil = \left\lceil \frac{nVT \cdot (m + 1) \cdot \sin(\varphi + \psi)}{7\,200\sin\psi \cdot (r_{95} - r_5)} \right\rceil$$
 (20)

式中: $\lceil x \rceil = \min\{n \in \mathbf{Z} | x \leq n\}$ 。
假设飞机起飞一个架次, 进行 L 个航次, 则所需飞行架次数为

$$k = \left\lceil \frac{u}{L} \right\rceil = \left\lceil \frac{nVT \cdot (m + 1) \cdot \sin(\varphi + \psi)}{7\,200\sin\psi \cdot (r_{95} - r_5) \cdot L} \right\rceil$$
 (21)

7 模型结果及其分析

对角线航路是工程中一种常用的雷达检飞航线^[18], 如图 5 所示。

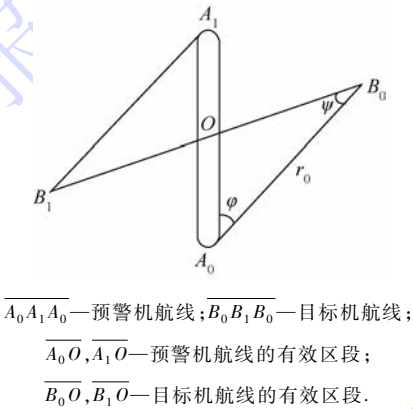


图5 对角线航路示意图
Fig. 5 Schematic graph of diagonal flight route

设 $r_0 = 440$ km, 检飞试验中预警机速度 $V_A = 180$ m/s, 目标机速度 $V_T = 270$ m/s, 预警机相对目标机的视线角 $\varphi = 60^\circ$, 雷达相邻两次采样间隔 $T = 10$ s, 由等 φ 飞行条件可得

$$\begin{aligned} \psi &= 35.3^\circ \\ \overline{B_0O} &= 383\text{ km} \\ \overline{A_0O} &= 255\text{ km} \end{aligned}$$

故预警机与目标机的相对速度为

$$V_T = 310\text{ km/s}$$

假设规定发现概率为 90%, 置信区间长度 $2\delta = 10\%$, 当分别要求发现概率曲线以 90% 的置信度, 以 80%、85%、90%、95% 的比例覆盖总体时, 计算检飞所需数据点数、距离取样间隔长度及总航次数, 结果如表 2 所示。

表2 不同覆盖率下检飞试验参数对比分析
Table 2 Comparative analysis of flight test parameters at different coverage rates

覆盖率/%	数据点数	距离取样间隔/km	飞行架次数
80	17	28.3	5
85	24	20.4	6
90	31	15.9	8
95	76	6.6	19

若按照目前工程中雷达检飞试验选用的距离取样间隔经验值 $\Delta r = 20$ km, 容易得到飞行架次

数 $u = \lceil 6.07 \rceil = 7$, 可见由此得到的发现概率曲线只能以高于85%的概率覆盖总体, 不一定满足使用要求. 实际上, Δr 的取值是根据“ Δr 内发现概率基本保持不变”的原则设定的, 针对不同的检飞航线、不同的精确性要求, Δr 也不应取固定值.

8 结 论

1) 基于POD曲线的覆盖率和精确性要求, 给出了预警机雷达检飞试验最优数据点数及最小、最大探测距离等边界条件的计算方法, 为检飞航线设计提供了理论依据.

2) 结合检飞试验中典型的对角线航路, 给出不同置信度及不同精确性要求下距离取样间隔长度的计算方法. 通过划分检飞航线解决了距离取样间隔的设定问题.

3) 根据滑窗发现概率统计法确定了距离取样间隔内的采样点数, 进而得到航次数、飞行架次数等试验参数. 基于POD曲线建立的检飞概率模型, 有助于指导雷达检飞试验的开展.

参考文献 (References)

- [1] Accardo D, Fasano G, Forlenza L. Flight test of a radar-based tracking system for UAS sense and avoid[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(2): 1139-1160.
- [2] Han W, Tang Z Y, Zhu Z B. Method of target tracking with Doppler blind zone constraint[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(6): 889-898.
- [3] GJB74A—1998 军用地面雷达通用规范[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1998: 170-177.
GJB74A—1998 General specification of military ground radars [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 1998: 170-177 (in Chinese).
- [4] Lawrence R, Lin B, Harrah S. Initial flight test results of differential absorption barometric radar for remote sensing of sea surface air pressure[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer, 2011, 112(2): 247-253.
- [5] 李红兵. GPS在雷达精度检飞中的应用[J]. 航空维修与工程, 2005, 50(3): 55-57.
Li H B. GPS in radar detection precision flight test[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2005, 50(3): 55-57 (in Chinese).
- [6] Meyer-Hilberg J, Bickert B, Schmitt K P. Results of flight tests of a two-channel radar system with real-time MTI processing[J]. IEEE Proceedings-Radar Sonar and Navigation, 2003, 150(1): 23-27.
- [7] Norsell M. Flight testing radar detection of the Saab 105 in level flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 894-897.
- [8] 郇能敬. 对空监视雷达探测威力检飞的几个问题[J]. 雷达科学与技术, 2003, 1(6): 7-13.
Li N J. Some problems in the flight test for air surveillance radar's coverage evaluation[J]. Radar Science and Technology, 2003, 1(6): 7-13 (in Chinese).
- [9] 杨新亮, 武有甫, 李俊杰, 等. 确定相对体制雷达对不同飞机性能的检飞标准[J]. 现代防御技术, 2004, 6(32): 30-32.
Yang X L, Wu Y F, Li J J, et al. Standards for relative system radar's flight test to different aircraft performance[J]. Modern Defence Technology, 2004, 6(32): 30-32 (in Chinese).
- [10] 孙立宏, 王俊. 高速运动雷达弱小目标检测方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(2): 257-260.
Sun L H, Wang J. Detection algorithm for radar high speed weak targets[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(2): 257-260 (in Chinese).
- [11] 李涛, 魏麦成. 数理统计在雷达检飞中的应用[J]. 雷达与电子战, 2005, 14(2): 8-14.
Li T, Wei M C. Applications of mathematical statistics in radar flight test[J]. Radar and Electronic Warfare, 2005, 14(2): 8-14 (in Chinese).
- [12] 袁奇伦, 谭绍贤. 建立雷达探测概率模型的方法[J]. 现代防御技术, 2002, 30(3): 46-49.
Yuan Q L, Tan S X. A method to establish radar detection probability model[J]. Modern Defense Technology, 2002, 30(3): 46-49 (in Chinese).
- [13] Kurz J H, Jungert A, Dugan S. Reliability considerations of NDT by probability of detection (POD) determination using ultrasound phased array[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 35(SI): 609-617.
- [14] Pavlovic M, Takahashi K, Muller C. Probability of detection as a function of multiple influencing parameters[J]. Insight, 2012, 54(11): 606-611.
- [15] Safizadeh M S. The effect of flaw size distribution on the estimation of POD[J]. Probability of Detection, 2004, 46(6): 355-359.
- [16] 林富甲, 黄玉珊. 裂纹检测概率曲线的统计测定[J]. 航空学报, 1982, 3(4): 21-27.
Lin F J, Huang Y S. Statistical measure of crack detection probability curve[J]. Journal of Aeronautics, 1982, 3(4): 21-27 (in Chinese).
- [17] Song X L, Sarkar P, Veronesi W. Virtual inspection: Optimum sample size for POD experiment[J]. Quality Engineering, 2002, 14(4): 623-644.
- [18] 郭振坤. 机载预警雷达检飞航路设计技术研究[J]. 中国电子科学研究院学报, 2012, 7(5): 517-520.
Guo Z K. Research on fairway design of airborne early warning radar flight test[J]. Chinese Electronic Science Institute Journal, 2012, 7(5): 517-520 (in Chinese).

Probability model for early warning aircraft radar flight test based on probability of detection curve

WANG Han, MA Xiaobing*, ZHAO Yu

(School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A novel probability model was proposed to ensure the coverage rate and the accuracy of probability of detection (POD) curve in early warning aircraft radar flight test, which can also provide the distance sampling intervals and boundary conditions of flight routes. Firstly, we derived the optimal number of sampling points used for curve-fitting after the test based on the requirements of the coverage rate and the accuracy of POD curve. Then, an algorithm was proposed based on the empirical distribution function of POD curve, which could calculate the minimum and maximum detection distance of early warning aircraft radar flight test. Simultaneously, the length of distance sampling intervals was obtained on the basis of the algorithm. Finally, we calculated the number of sampling points in distance sampling intervals and the number of flights according to the statistical properties of the detection probability. The proposed model provides a quantitative basis for the design of radar flight test and the performance evaluation of early warning.

Key words: radar flight test; probability of detection curve; distance sampling interval; sampling points; number of flights

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0540

后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响

孙朋朋¹, 黄章峰^{*1,2}

(1. 天津大学 力学系, 天津 300072; 2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000)

摘 要: 后掠机翼边界层流动稳定性及转捩对翼型的设计及优化有着重要的参考价值, 而机翼后掠角是引起后掠机翼边界层横流失稳的关键参数之一. 以 NACA0012 翼型为研究对象, 通过求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程计算了展向无限长后掠机翼的基本流场; 通过求解 Orr-Sommerfeld 方程得到了扰动 Tollmien-Schlichting 波演化的中性曲线及幅值曲线, 研究了后掠角对后掠机翼边界层流动稳定性的影响; 最后采用 eN 方法进行了转捩预测. 研究发现, 随后掠角的增大, 横流强度和扰动幅值放大指数 n 均先增加后减小, 且后掠角在 $40^\circ \sim 50^\circ$ 之间横流强度达到最大值. 当后掠角在 50° 左右时, 用转捩预测 eN 方法计算的幅值增长指数 N 值最大, 导致转捩发生所需的初始扰动幅值最小, 转捩最易发生.

关 键 词: 后掠角; 后掠机翼; 流动稳定性; 线性稳定性理论 (LST); eN 方法

中图分类号: V211.1⁺9; O357.4⁺1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1313-09

机翼是航空飞行器的重要部件之一, 一般采用后掠机翼. 在后掠机翼边界层流动中, 由于后掠角和压力梯度的共同作用, 使得与势流方向垂直方向有速度分量, 这一分量称为横流^[1]. 横流速度剖面存在拐点, 因此流动容易失稳, 属于无黏失稳. 横流不稳定性是导致三维边界层流动转捩的主要因素^[2]. 深入研究横流不稳定性 and 准确的转捩预测对气动力计算和翼型优化设计非常必要, 对航空飞行器机翼的气动减阻有着重要的经济价值^[3-4].

后掠角是指从飞机的俯仰方向看, 机翼平均气动弦长连线自翼根到翼尖向后歪斜的角度. 为了克服因接近声速飞行而急剧增大的空气阻力, 突破“音障”, 提高飞机的临界马赫数, 同时提高飞机的航向稳定性, 人们在 20 世纪 30 年代提出了后掠翼飞行.

后掠角是引起后掠机翼边界层横流不稳定性的关键参数之一. 对于无后掠角的平直机翼, 流动不稳定以黏性不稳定为主, 而对于有后掠角的横流机翼, 流动以无黏的横流不稳定为主. 不同的后掠角, 除了对机翼的升力、阻力有影响外, 对横流不稳定性强度以及转捩位置也有影响.

近几十年, 随着航空航天技术的发展, 后掠角对机翼横流不稳定性 and 转捩影响的研究成为国内外研究的热点. 早在 1960 年, Boltz 等^[5]在低湍流度风洞中研究了后掠角对低速后掠机翼边界层稳定性的影响, 发现后掠角为 50° 时横流不稳定性达到最强. Haynes^[6]采用数值方法对比了后掠角为 35° 、 45° 、 55° 时转捩预测 eN 方法得到的最大幅值增长指数 N , 发现后掠角为 55° 时得到的 N 值最大. Dagenhart 等^[7]实验发现后掠角为 45° 时后掠机翼横流不稳定性最强. Bippes 等^[8-10]、Malik

收稿日期: 2014-09-03; 录用日期: 2014-10-31; 网络出版时间: 2014-12-17 08:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.0840.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11332007); 空气动力学国家重点实验室开放课题(SKLA201301, SKLA201401)

作者简介: 孙朋朋(1989—), 男, 山东德州人, 硕士研究生, sunpp@tju.edu.cn

* 通讯作者: 黄章峰(1977—), 副教授, 湖南宜章人, hzf@tju.edu.cn, 主要研究方向为流动稳定性、转捩及湍流、直接数值模拟.

引用格式: 孙朋朋, 黄章峰. 后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1313-1321.
Sun P P, Huang Z F. Effect of sweep angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1313-1321 (in Chinese).

等^[11]、Saric 等^[12-13] 在三维边界层横流不稳定性及转捩机理方面都做了大量的研究工作。

中国的研究人员大多关注低速情况下后掠角对流动结构、阻力系数、升力系数的影响研究。左林玄和王晋军^[14] 采用实验方法分析了后掠角对三角翼绕流结构的影响,发现了低雷诺数下不同后掠角时弹性翼绕流的变化规律。马宝峰等^[15] 采用实验方法研究了大迎角下后掠角对近耦合鸭式布局增升及流态的影响,发现后掠角在 $40^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 时增升效果最明显。刘杰等^[16] 采用数值计算的方法对后掠角为 50° 的三角翼在不同迎角下的绕流结构及演化进行了研究。左岁寒等^[17-18] 采用线性稳定性理论 (Linear Stability Theory, LST), 线性抛物化稳定性方程 (Linear Parabolized Stability Equations, LPSE) 研究了无限展长后掠机翼边界层内的驻波不稳定性。徐国亮和符松^[2] 对可压缩横流失稳及控制的研究进行了综述。黄章峰等^[19] 研究了后掠角为 25° 时机翼边界层的横流稳定性特性,并进行了转捩预测,指出引起转捩的扰动波的展向波长约为 2 mm。

本文以适航状态的民航后掠机翼为研究对象,研究后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响。首先采用直接数值模拟的方法计算得到展向无限长后掠机翼的基本流场,然后基于线性稳定性理论分析不同后掠角下后掠机翼边界层的稳定性特征,最后采用 eN 方法进行转捩预测,为层流化机翼的设计和优化提供理论依据和参考。

1 数值方法

1.1 计算模型

选取的翼型为 NACA0012,弦长为 1 m。在模型中建立正交坐标系,如图 1 所示。其中: ξ 方向为机翼弦长方向; η 方向为机翼法向方向; ζ 方向为机翼展向方向; U_{∞} 为来流速度; Λ 为后掠角; $\bar{U}_t$ 和 $\bar{W}_t$ 为横流坐标系下的基本流速度。网格划分后,展向采用周期边界条件,用数值模拟方法计算得到无限展长后掠机翼的基本流场。收敛后,选取流场截面,建立新的坐标系,重新划分网格并做加密处理,得到可用于稳定性分析的基本流场。在新的坐标系下, x 的大小为在翼型剖面上距离翼型前缘的壁面弧长距离,方向沿翼型剖面的弧线方向; y 的大小为该点到壁面的距离,方向与壁面法向方向相同; $\bar{U}$ 和 $\bar{V}$ 分别为 x 和 y 方向的平均速度。

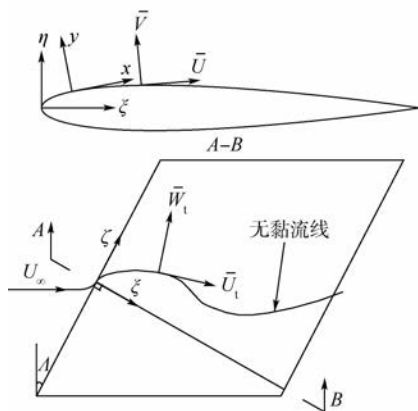


图 1 模型坐标示意图

Fig. 1 Sketch map of model coordinate

1.2 线性稳定性问题及方法

将流场分解为基本流与小扰动之和,基于局部平行流假设,基本流 $\bar{\Phi} = \{ \bar{\rho}, \bar{U}, \bar{V}, \bar{W}, \bar{T} \}$, 其中 $\bar{U}, \bar{V} = 0$ 和 $\bar{W}$ 分别为流向、法向和展向速度, $\bar{\rho}$ 和 $\bar{T}$ 分别为密度和温度,它们仅是 y 的函数。小扰动 $\phi' = \{ \rho', u', v', w', T' \}$ 可以写成行进波解的形式。

$$\phi'(x, y, z, t) = A\varphi(y)e^{i\alpha x + i\beta z - i\omega t} + c. c. \quad (1)$$

式中: A 为扰动幅值; $\varphi = \{ \hat{\rho}, \hat{u}, \hat{v}, \hat{w}, \hat{T} \}$ 为特征函数且仅为 y 的函数; α 和 β 分别为扰动在 x 和 z 方向的波数; ω 为扰动频率; i 为虚数单位; $c. c.$ 为共轭复数。

考虑流向曲率,将基本流和小扰动代入正交曲线坐标系下的 Navier-Stokes 方程并做线性化处理即可得到线性稳定性方程,即 O-S 方程:

$$L(\alpha, \beta, \omega, f)\varphi = 0 \quad (2)$$

式中: f 为 $Re, \bar{\Phi}$ 及其对 y 的各阶导数和流向曲率的函数。基于基本流场,给定 β 和 ω ,采用求特征值的 Mueller 法就可以得到特征值 α 以及相应的特征函数 φ 。

1.3 转捩预测的 eN 方法

转捩预测的常用方法为 eN 方法,其基本思想^[1]是:边界层内各种频率的小扰动波向下游传播时,进入不稳定区域会被放大,不同频率的波开始被放大的位置不同。从扰动波进入不稳定区域开始,沿下游方向计算其累计的线性放大倍数。线性理论中放大倍数以指数形式出现,可用 e^N 表示,即

$$\frac{A}{A_0} = e^N \quad (3)$$

式中: A_0 为扰动开始增长的初始幅值。在所有扰动中,若有某一扰动最先达到预设值 N 时,即可判断转捩发生。

采用空间模式, β, ω 为实数, $\alpha = \alpha_r + \alpha_i$ 为复数, α_r 为 α 的实部, α_i 为 α 的虚部. 给定 β 和 ω , 通过 LST 方法得到不同流向位置下的 α_i , 对其积分可得到幅值放大指数 n :

$$n(\beta, \omega, x) = \int_{x_0}^x -\alpha_i(\beta, \omega, x) \mathrm{d}x \quad (4)$$

式中: x_0 为扰动开始增长的位置或参考位置. 而预测转捩位置的 N 值则为 β 和 ω 所有取值得到的 n 值的包络值:

$$N(x) = \max_{\beta, \omega} n(\beta, \omega, x) \quad (5)$$

1.4 研究对象

选取高空 10 km 处的气体参数, 温度为 223.3 K, 密度为 0.4135 kg/m^3 , 黏性系数为 $1.4584 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$; 马赫数为 0.7, 相应的单位雷诺数为 $5.945 \times 10^6/\text{m}$, 为民航飞机巡航时常见的雷诺数; 攻角为 0° ; 后掠角 Λ 分别为 10° 、 15° 、 20° 、 25° 、 30° 、 40° 、 45° 、 50° 、 60° , 研究后掠角对后掠机翼边界层稳定性和转捩的影响. 文中的量均为无量纲量. 长度采用 1 mm 无量纲化, 以该特征长度定义的雷诺数为 5 945, 速度用来流速度 U_∞ 无量纲化.

2 结果分析

2.1 结果验证

图 2 为计算网格示意图, 采用变间距, 在机翼

边界层附近进行局部加密处理: 机翼网格两端密中间疏, 机翼壁面网格流向最小间距 $\Delta x < 0.1$, 最大间距 $\Delta x < 1$; 在法向上, 一个边界层内布有 200 个点以上, 壁面处法向网格最小间距 $\Delta y < 0.01$. 对比了 3 种不同网格数来验证网格无关性, 具体参数如表 1 所示.

表 1 3 种模型的网格数

Table 1 Grid numbers of three kinds of models

模型	流向点数	法向点数	总网格数/ 10^5
grid-1	720	300	2.16
grid-2	1 000	400	4.00
grid-3	1 200	500	6.00

图 3(a) 给出了 3 种不同网格数的模型在 $x = 100$ 、200 和 300 位置处的流向速度剖面 (马赫数为 0.7, 攻角为 0° , 后掠角为 25°). 可以看出, 3 种网格数的模型计算得到的流场符合得很好. 图 3(b) 为 3 种不同网格数模型的压力系数 C_p 曲线, c 为机翼弦长. 可以看出, 3 种网格模型计算得到的结果完全重合, 说明第 1 种网格已足够密了.

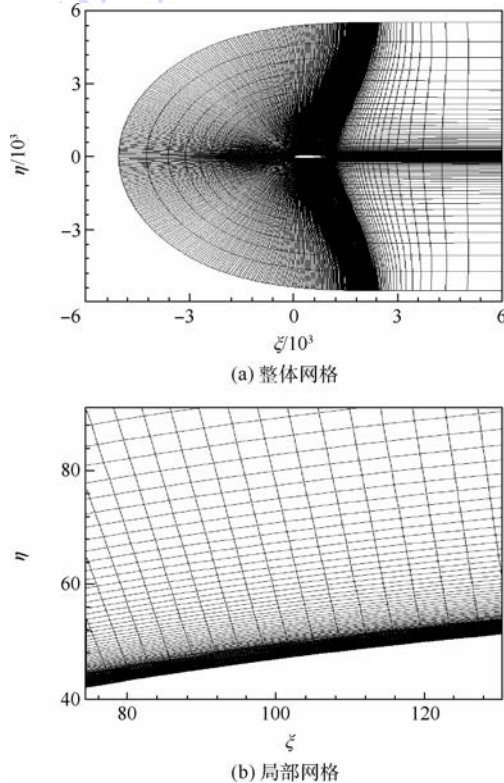


图 2 计算网格示意图

Fig. 2 Sketch map of computational domain

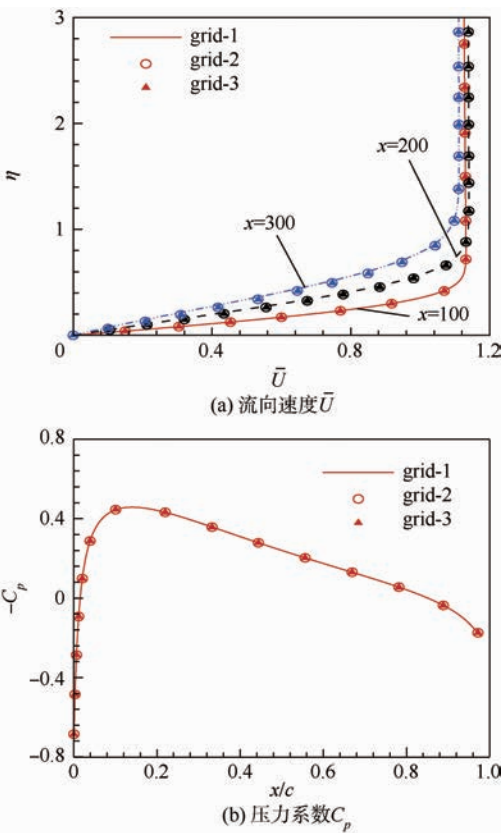


图 3 3 种不同网格数模型的流向速度剖面及压力系数
Fig. 3 Profile of flow velocity and pressure coefficient for three kinds of models with different grid number

图 4 给出了 $Ma = 0.6574$ 、 $Re = 1.95 \times 10^6$ 、攻角为 0° 、后掠角为 0° 时的压力系数 C_p 曲线, 同时给出了韩步璋等^[20] 的实验结果. 可以看出本文的数值计算结果与实验结果几乎重合, 说明本文采用的计算网格已经足够密, 基本流结果准确可靠.

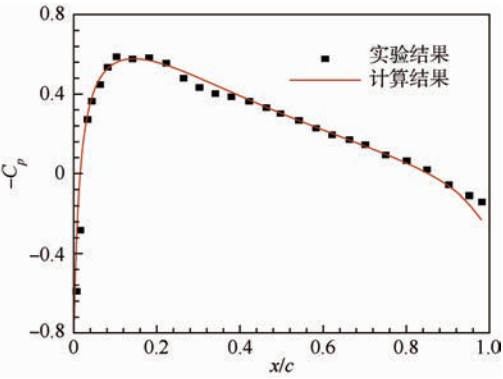


图4 压力系数曲线
Fig. 4 Pressure coefficient curves

2.2 基本流分析

图 5(a) ~ 图 5(c) 给出了不同后掠角工况下 $x = 100$ 处流向、展向和法向的基本流速度剖面。从图 5(a) 中可以看出, 当 $\Lambda \leq 30^\circ$ 时, 由于机翼头部的加速效应, 在边界层附近的流向速度均大于 1。当 $\Lambda \geq 40^\circ$ 时, 尽管机翼头部具有加速效应, 在边界层附近的流向速度也小于 1, 因为随着后掠角的增加, 更多的流体流向了展向。如图 5(b) 所示, 随着后掠角的增加, 展向速度也增加。从图 5(a) 和图 5(b) 还可以发现 $y > 1$ 以上的流向速度和展向速度均为常数。由图 5(c) 可看出法向速度 $\bar{V}$ 比流向速度 $\bar{U}$ 小两个量级, 满足平

行流假设。

图 5(d) 给出了不同后掠角下的压力系数曲线。可以看出在机翼 $0 < x/c < 0.8$ 位置处压力系数随后掠角的增大而减小。这是因为随着后掠角的增大, 速度在流向的分量逐渐减小, 机翼表面压力与来流压力差减小。

图 6 所示为在横流坐标下, 不同后掠角工况 $x = 100$ 位置处的速度剖面。其中流向速度 $\bar{U}_t$ 方向为边界层外沿势流方向, 法向速度 $\bar{V}_t$ 方向与壁面法向方向相同, 横流速度 $\bar{W}_t$ 方向则垂直于流向速度和法向速度方向, $\bar{U}_e$ 为边界层外沿处的势流速度。可以看出, 随后掠角的增大, 流向速度剖面逐渐抬升, 说明边界层厚度逐渐增大。横流失稳属于拐点失稳, 横流不稳定性强度与横流最大速度直接相关。图 6 中横流速度随后掠角的增加先增大后减小, 后掠角为 $40^\circ \sim 50^\circ$ 时横流速度存在最大值, 此时横流不稳定性最强, 相应的横流扰动最不稳定, 其扰动波幅值增长最快; 进一步增大后掠角后, 由于横流速度峰值减小, 横流效应减弱, 因而中等后掠角下横流扰动最不稳定。在机翼头部靠近前缘位置 ($x = 100$ 左右), 后掠角为 45° 时横流强度最强, 与 Dagenhart^[7] 的结论一致。

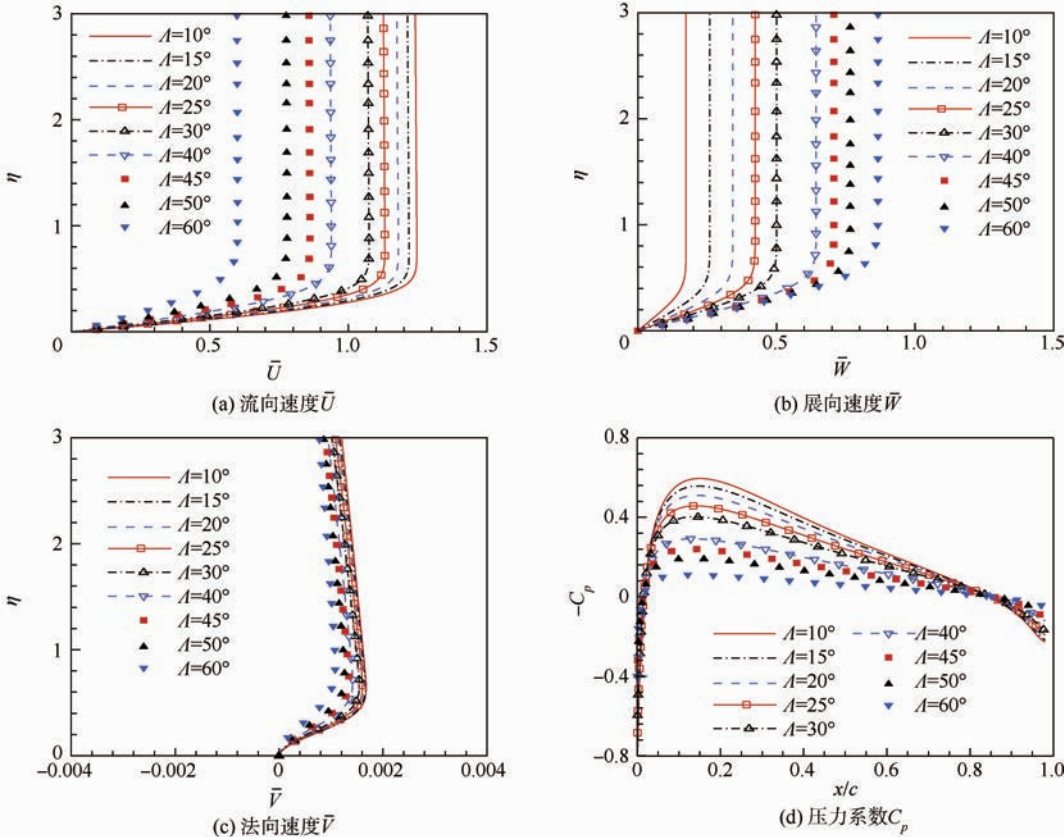


图5 后掠角不同的速度剖面及压力系数
Fig. 5 Profile of velocity and pressure coefficient under different sweep angles

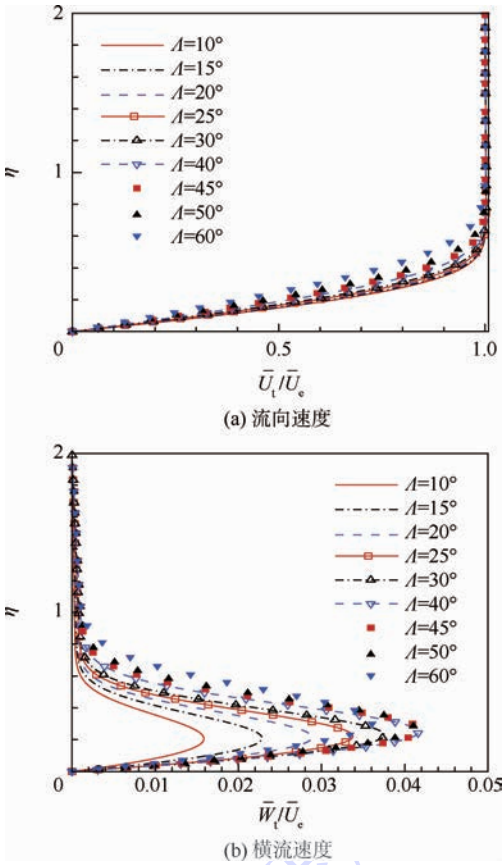


图 6 横流坐标系下速度剖面

Fig.6 Profile of velocity in cross-flow coordinate

2.3 特征值和特征函数

表 2 给出了不同后掠角工况下,在 $x = 100$ 位置处不同展向波数的驻波($\omega = 0$)的增长率 $-\alpha_i$. 可得出,展向波数 $\beta = 1$ 的驻波在 $x = 100$ 处增长率随后掠角的增加而增大. 展向波数 $\beta = 2$ 和 $\beta = 3$ 的驻波在 $x = 100$ 处增长率随后掠角的增加先增大后减小.

表 2 不同展向波数的驻波($\omega = 0$)的增长率 $-\alpha_i$

Table 2 Growth rate of stationary wave ($\omega = 0$) with different span-wise wave numbers

$A/(^{\circ})$	$-\alpha_i$		
	$\beta = 1$	$\beta = 2$	$\beta = 3$
10	-0.005 797	-0.000 429	0.000 464
15	-0.002 104	0.005 156	0.006 881
20	0.001 622	0.010 861	0.013 037
25	0.005 466	0.016 256	0.018 445
30	0.009 326	0.021 146	0.022 821
40	0.016 912	0.028 986	0.027 137
45	0.020 580	0.031 592	0.025 659
50	0.024 066	0.032 686	0.019 476
60	0.029 470	0.023 393	-0.030 135

图 7 所示为扰动波($\beta = 1, \omega = 0$)在 $x = 100$ 处的特征函数沿 y 方向的分布曲线. 可以看出,图 7(a)中 $|\hat{u}|$ 达到峰值的位置随后掠角的增大逐渐远离壁面,图 7(b)中 $|\hat{w}|$ 的峰值随后掠角的增大而增大,且达到峰值的位置同样随后掠角的增大而远离壁面.

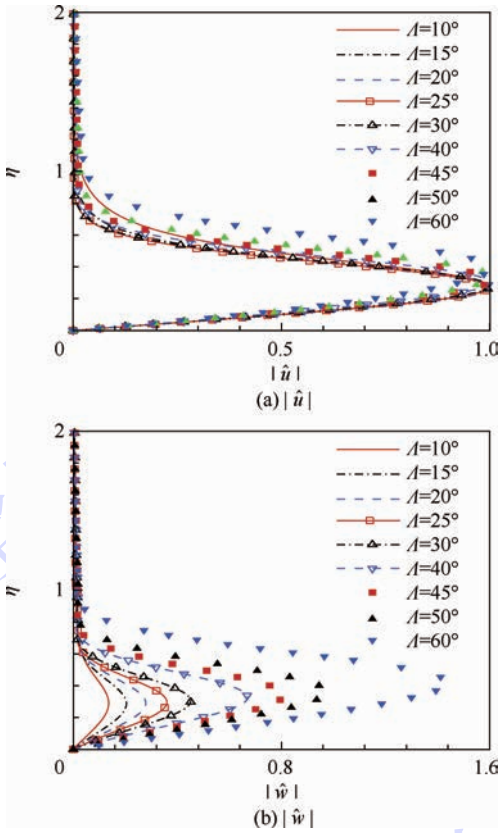


图 7 扰动波($\beta = 1, \omega = 0$)的特征函数

Fig.7 Eigen-function of disturbance wave ($\beta = 1, \omega = 0$)

2.4 中性曲线

图 8(a)给出了不同后掠角时展向波数 $\beta = 3$ 的中性曲线($-\alpha_i = 0$). 可以看出,随着后掠角的增加,中性曲线下支的频率逐渐减小,当后掠角达到 40° 后不再减小;而中性曲线上支的频率随着后掠角的增加先增大后减小,在后掠角为 30° 时达到极大值;中性曲线在 x 方向的范围也是随着后掠角的增加先增大后减小,而且当后掠角为 60° 时,不稳定区域在 $x < 100$ 的范围内.

图 8(b)给出的是不同后掠角下驻波($\omega = 0$)的中性曲线. 类似地,中性曲线下支的展向波数随着后掠角的增加逐渐减小,而中性曲线上支的展向波数随着后掠角的增加先增大后减小. 当后掠角大于 30° 时,后掠角对驻波的流向增长区域影响较小. 后掠角为 $30^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 时驻波的中性曲线所包围的不稳定波的范围最大.

当后掠角为零时,势流方向与来流方向一致,其垂直方向没有速度分量,即不存在横流,因而不存在横流稳定性问题. 当后掠角从 10° 增加到 40° 时,横流速度近似呈线性增长,无量纲横流速度从 0.015 增加到 0.042,如图 6(b)所示. 因此图 8 中的中性曲线范围也成倍地增长.

当后掠角超过 45° 并继续增加时,来流方向与机翼展向方向夹角逐渐减小,来流在机翼展向

方向的流速分量增加,而机翼弦长方向的流速分量减小,其结果使大部分流体顺势沿机翼展向方向流动,而在机翼弦长方向压力梯度影响减小.对于后掠角为 90° 的极限情况,机翼弦长方向没有压力梯度,同样不存在横流.由于机翼弦长方向压力梯度逐渐减小,机翼表面的边界层厚度将逐渐增加(见图 6(a)),相应的横流速度的拐点位置也将上升,并且横流速度的最大值也将逐渐减小(见图 6(b)).因此图 8 中的中性稳定曲线范围将逐渐减小,尤其是图 8(b)中的中性稳定曲线上支下降得很快,从而对于较大展向波数的中性稳定曲线(图 8(a))范围在流向方向有明显的缩小.

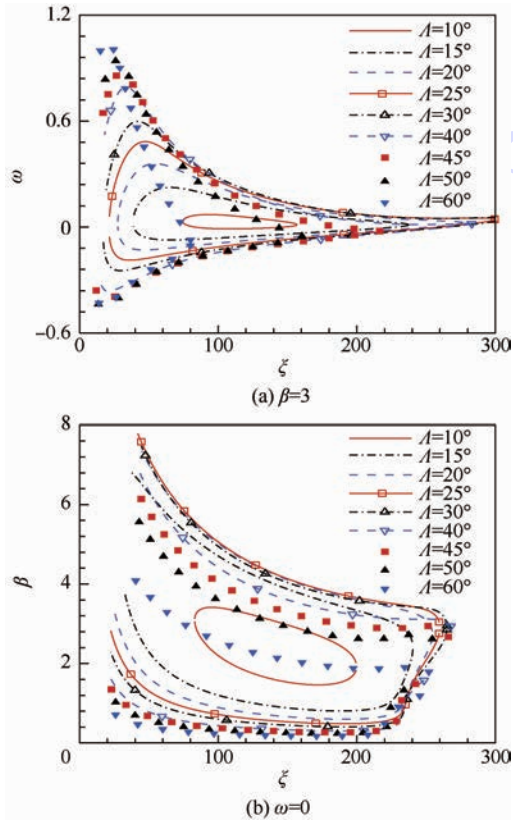


图 8 中性稳定曲线
Fig. 8 Neutral stability curve

2.5 增长率及幅值演化曲线

图 9(a) 给出了不同后掠角下驻波 ($\beta = 2, \omega = 0$) 的增长率曲线. 可看出在机翼前缘增长率随流向位置的增加先增大后减小. 当后掠角为 60° 时增长率下降较快,增长区域较小. 该扰动波在所有后掠角下最远传播到 $x = 270$ 位置后都开始衰减.

取 $x_0 = 25$ 作为稳定性分析的参考位置,图 9(b) 给出了不同后掠角下该扰动波的幅值演化曲线. 虽然在后掠角为 $30^\circ \sim 45^\circ$ 时驻波的中性曲线所包围的不稳定波的范围最大,但是后掠角为 $30^\circ \sim 40^\circ$ 时的增长率偏小,相应的幅值放大指

数 n 值也偏小. 当后掠角 $A \leq 50^\circ$ 时, n 值随后掠角的增大而增大. 但后掠角为 60° 时,由于其增长的流向范围较小,其 n 值会有所降低. 后掠角为 50° 时扰动幅值放大指数 n 达到最大值. 该结论与 Boltz 等^[5] 和 Haynes^[6] 的发现一致.

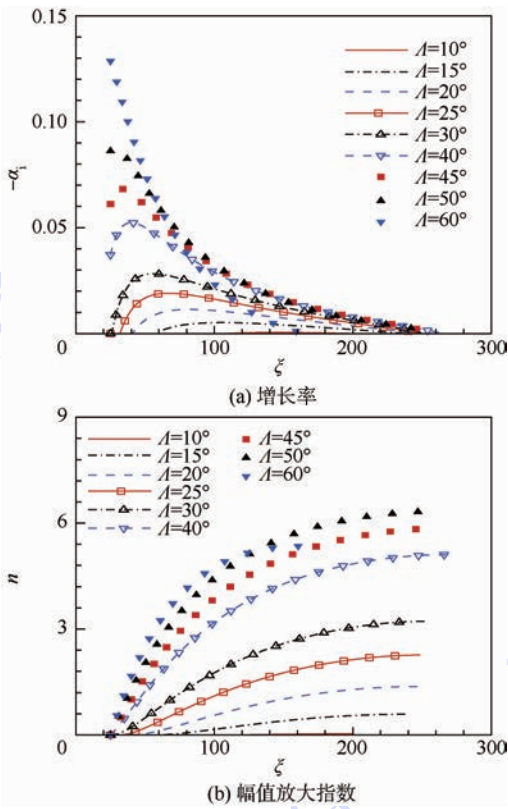


图 9 驻波 ($\beta = 2, \omega = 0$) 增长率及幅值演化曲线
Fig. 9 Growth rate and growth curve of stationary wave ($\beta = 2, \omega = 0$)

2.6 N 值曲线及转捩预测

不同后掠角的 N 值曲线如图 10 所示. 可以看出,扰动波的 N 值随后掠角的增加先增大后减小. 后掠角为 50° 时的 N 值最大,约为 13,说明后掠角为 50° 时,扰动波传播经过整个增长区域后,其幅值最大可增长 e^{13} 倍(约 44 万倍).

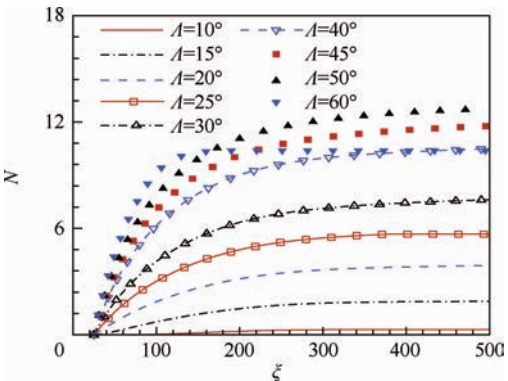


图 10 转捩预测 eN 方法的 N 值曲线
Fig. 10 N factor in eN method

eN 方法是一种半经验的转捩预测方法,发生转捩的 N 值需要由实验测量并做出进一步的假定. 当计算得到的 N 值大于预设的 N 值时即可判定发生了转捩. 研究表明,当扰动波的无量纲幅值达到来流的 20% 就会发生转捩^[21]. 表 3 给出了当扰动波放大指数达到给定 N 值时发生转捩的位置. 可以看出,若给定发生转捩的预设值 $N=9$,则后掠角小于 30° 时不会发生转捩;后掠角大于 40° 时,随着后掠角的增大,转捩位置向机翼前缘移动.

除转捩发生的位置之外,参考位置处的初始扰动幅值也是工程中人们比较关心的. 表 4 给出了已知转捩发生位置时,在不同后掠角下的初始扰动幅值 A_0 . 由表 4 可知,若给定转捩发生的位置 $x=150$,则 A_0 随后掠角的增加而减小;若给定

$x\geq 200$,则 A_0 随后掠角的增加先减小后增大,且后掠角为 50° 时初始扰动幅值最小,相应的越容易发生转捩.

表 3 在预设 N 值发生转捩时的流向位置 x
Table 3 Transition position x predicted according to pre-setted N factor

$A/(\circ)$	流向位置 x			
	$N=7$	$N=8$	$N=9$	$N=10$
10	—	—	—	—
15	—	—	—	—
20	—	—	—	—
25	—	—	—	—
30	274.5	—	—	—
40	120.0	151.5	198.5	307.0
45	99.0	121.0	149.5	193.0
50	86.5	103.0	124.0	152.5
60	71.0	82.5	97.0	125.5

表 4 在 x 处发生转捩时 ($A=0.2U_\infty$) 的 N 值以及 $x_0=25$ 处的扰动幅值 A_0
Table 4 N factor at transition position x where $A=0.2U_\infty$, and the disturbance amplitude A_0 at $x_0=25$ of inducing wave

$A/(\circ)$	$x=150$		$x=200$		$x=250$		$x=300$	
	N	A_0	N	A_0	N	A_0	N	A_0
10	0.11	1.8×10^{-1}	0.19	1.7×10^{-1}	0.25	1.6×10^{-1}	0.28	1.5×10^{-1}
15	1.16	6.3×10^{-2}	1.47	4.6×10^{-2}	1.67	3.8×10^{-2}	1.78	3.4×10^{-2}
20	2.63	1.4×10^{-2}	3.15	8.6×10^{-3}	3.47	6.2×10^{-3}	3.66	5.1×10^{-3}
25	4.10	3.3×10^{-3}	4.80	1.6×10^{-3}	5.21	1.1×10^{-3}	5.46	8.5×10^{-4}
30	5.50	8.2×10^{-4}	6.34	3.5×10^{-4}	6.84	2.1×10^{-4}	7.13	1.6×10^{-4}
40	7.96	7.0×10^{-5}	9.01	2.4×10^{-5}	9.62	1.3×10^{-5}	9.96	9.5×10^{-6}
45	9.00	2.5×10^{-5}	10.12	8.1×10^{-6}	10.74	4.3×10^{-6}	11.12	3.0×10^{-6}
50	9.92	9.8×10^{-6}	11.07	3.1×10^{-6}	11.71	1.6×10^{-6}	12.10	1.1×10^{-6}
60	10.29	6.8×10^{-6}	10.39	6.1×10^{-6}	10.39	6.1×10^{-6}	10.39	6.1×10^{-6}

3 结 论

在采用数值模拟方法得到展向无限长后掠机翼基本流场的基础上,通过求解经典的 O-S 方程,分析了后掠角对后掠机翼边界层稳定性的影响,采用 eN 方法进行了转捩预测,得到如下结论:

- 1) 后掠机翼边界层中横流强度随后掠角的增大先增加后减小. 当后掠角为 $40^\circ\sim 50^\circ$ 时横流强度存在最大值,在机翼头部靠近前缘位置 ($x=100$ 左右),后掠角为 45° 时横流强度最强.
- 2) 后掠角为 $30^\circ\sim 45^\circ$ 时,扰动波的不稳定区域最大,不稳定驻波的展向波数范围最大.
- 3) 随着后掠角的增大,扰动波幅值放大指数 n 先增加后减小. 后掠角在 50° 左右转捩预测 eN 方法计算的 N 值最大,引起转捩发生的初始扰动幅值最小,最易发生转捩.
- 4) 给定预设值 N ,转捩发生的位置随后掠角的增大逐渐向机翼前缘移动.

需要说明的是飞行巡航时机翼往往存在较小的攻角(或来流迎角),而本文选择的攻角为 0° ,这样的好处是后掠角对迎风面和背风面的影响是一样的. 基于作者的小攻角对后掠机翼边界层稳定性影响的研究,本文的结论在小攻角的情况下定性是一致的,定量上会存在的一定的区别. 机翼的后掠角和攻角都会影响到机翼的升力和流动稳定性,因此实际的飞行器巡航状态应该是基于升力恒定的条件下(后掠角和攻角满足一定的关系)不同后掠角或攻角对流动稳定性和转捩位置的影响,这将是作者下一步的工作.

参考文献 (References)

[1] 周恒,赵耕夫. 流动稳定性 [M]. 北京:国防工业出版社, 2004:77-78.
Zhou H, Zhao G F. Hydrodynamic stability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004:77-78 (in Chinese).

[2] 徐国亮,符松. 可压缩横流失稳及其控制 [J]. 力学进展, 2012,42(3):262-273.
Xu G L, Fu S. The instability and control of compressible cross

- flows [J]. *Advances in Mechanics*, 2012, 42 (3): 262-273 (in Chinese).
- [3] Joslin R D. Overview of laminar flow control[M]. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1998: 3-7.
- [4] 吴永健. 横流不稳定性实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- Wu Y J. Experimental study on crossflow instabilities in the boundary-layer of swept wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002 (in Chinese).
- [5] Boltz F W, Kenyon G C, Allen C Q. Effects of sweep angle on the boundary-layer stability characteristics of an untapered wing at low speeds[J]. *National Aeronautics and Space Administration, NASA Technical Note*, 1960: D-338.
- [6] Haynes T S. Nonlinear stability and saturation of crossflow vortices in swept-wing boundary layers [D]. Arizona: Arizona State University, 1996.
- [7] Dagenhart J R, Saric W S. Crossflow stability and transition experiments in swept-wing flow [M]. *National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center*, 1999: 7-8.
- [8] Bippes H. Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35 (4): 363-412.
- [9] Bippes H, Müller B, Wagner M. Measurements and stability calculations of the disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer [J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics* (1989-1993), 1991, 3 (10): 2371-2377.
- [10] Bippes H, Wiegell M, Bertolotti F. Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls [C] // *IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control*. Berlin: Springer, 1999, 53: 165-170.
- [11] Malik M R, Liao W, Li F, et al. DRE-enhanced swept-wing natural laminar flow at high Reynolds numbers, AIAA-2013-0412 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [12] Saric W S, Carrillo R B, Reibert M S. Nonlinear stability and transition in 3-D boundary layers [J]. *Meccanica*, 1998, 33 (5): 469-487.
- [13] Saric W S, Reed H L, White E B. Stability and transition of three-dimensional boundary layers [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, 35 (1): 413-440.
- [14] 左林玄, 王晋军. 弹性与后掠角对三角翼绕流结构的影响 [J]. *实验流体力学*, 2008, 22 (2): 29-33.
- Zuo L X, Wang J J. The effects of flexibility and sweep angle on flow around cropped delta wing [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2008, 22 (2): 29-33 (in Chinese).
- [15] 马宝峰, 刘沛清, 魏园. 大迎角下机翼后掠角对近耦合鸭式布局增升及流态的影响 [J]. *实验流体力学*, 2005, 19 (3): 73-78.
- Ma B F, Liu P Q, Wei Y. Effects of wing sweep on lift-enhancement and flow patterns of close-coupled canard-configurations at high incidence [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2005, 19 (3): 73-78 (in Chinese).
- [16] 刘杰, 刘沛清, 闫指江. 中等后掠角三角翼前缘双涡结构的形成机理数值研究 [J]. *空气动力学学报*, 2012, 30 (6): 767-771.
- Liu J, Liu P Q, Yan Z J. Numerical investigations of formation mechanism about a dual leading-edge vortex of a delta wing with medium leading-edge sweep angle [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30 (6): 767-771 (in Chinese).
- [17] 左岁寒, 杨永, 李栋. 基于线性抛物化稳定性方程的后掠翼边界层内横流稳定性研究 [J]. *计算物理*, 2010, 27 (5): 665-670.
- Zuo S H, Yang Y, Li D. Investigation on cross-flow instabilities in swept-wing boundary layers with linear parabolized stability equations [J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2010, 27 (5): 665-670 (in Chinese).
- [18] 左岁寒, 杨永, 李栋, 等. 基于线化稳定性理论的后掠翼边界层内横流稳定性研究 [J]. *航空计算技术*, 2009, 39 (4): 34-36.
- Zuo S H, Yang Y, Li D, et al. Study on crossflow instability of boundary layer on a swept wing based on linear stability theory [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2009, 39 (4): 34-36 (in Chinese).
- [19] 黄章峰, 逯学志, 于高通. 机翼边界层的横流稳定性分析和转捩预测 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32 (1): 14-20.
- Huang Z F, Lu X Z, Yu G T. Cross-flow instability analysis and transition prediction of airfoil boundary layer [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32 (1): 14-20 (in Chinese).
- [20] 韩步璋, 黄奕裔, 张其威, 等. NACA0012 翼型跨音速测压实验研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 1987, 19 (2): 92-102.
- Han B Z, Huang Y Y, Zhang Q W, et al. An experiment of pressure measurement for NACA0012 airfoil in a transonic wind tunnel [J]. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, 1987, 19 (2): 92-102 (in Chinese).
- [21] Huang Z F, Cao W, Zhou H. The mechanism of breakdown in laminar-turbulent transition of a supersonic boundary layer on a flat plate-temporal mode [J]. *Science in China Series G: Mechanics and Astronomy*, 2005, 48 (5): 614-625.

Effect of sweep angle on stability and transition in
a swept-wing boundary layer

SUN Pengpeng¹, HUANG Zhangfeng^{*1,2}

(1. Department of Mechanics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The stability and transition of swept-wing boundary layers have important reference value to the design and optimization of airfoil. The sweep angle is one of the key parameters to the cross-flow instability of swept-wing boundary layers. Based on the NACA0012 airfoil profile, the mean flow of a swept-wing boundary layer was calculated by numerically solving the three-dimensional compressible Navier-Stokes equation, then the neutral curve and the growth curve of unstable Tömmien-Schlichting wave were obtained by solving the Orr-Sommerfeld equation to study the effect of the sweep angle, and the transition position was predicted by applying eN method. Study shows that with the increase of sweep angle, both the strength of the cross-flow and the amplification factor n of the disturbance amplitude increase firstly and then decrease, and the strength of the cross-flow reaches its peak value when the sweep angle is in the range of 40° to 50° . The N factor predicted by eN method is the largest one when the sweep angle is about 50° , implying that with which angle, the induce disturbance with a smaller amplitude can easily lead to the occurrence of transition.

Key words: sweep angle; swept-wing; hydrodynamic stability; linear stability theory (LST); eN method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0541

量子点与 TiO_2 电极参数对光阳极电子寿命及性能影响



权琳琳, 李卫平, 耿慧芳, 刘慧丛*, 朱立群

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过对 P25TiO_2 光阳极薄膜厚度、敏化的量子点种类及量子点敏化方法研究,探讨了使用连续离子层吸附反应法的敏化方法(SILAR)时, P25TiO_2 薄膜厚度与光阳极电子寿命的关系,以及量子点种类、共敏化工艺对光阳极光电性能的影响.采用电化学阻抗(EIS)、开路电压衰减(OCVD)及紫外-可见吸收方法,对影响光阳极光电性能的 TiO_2 薄膜厚度、量子点种类及共敏化工艺因素进行测试分析.实验结果表明:当光阳极薄膜厚度为 $12\ \mu\text{m}$ 时,电子复合几率最小,光阳极的电子寿命相对最长;采用连续离子层吸附反应法(SILAR)对多种量子点共敏化的光阳极($\text{TiO}_2/\text{CdS}/\text{CdSe}/\text{ZnS}$)与单一量子点敏化的光阳极(TiO_2/CdS)相比,短路电流提高了 34%,光转换效率提高了 42%;合适的共敏化工艺也有助于提高光阳极的电子寿命、光谱吸收范围和吸收强度.

关 键 词: 光阳极; 光电性能; 电子寿命; 共敏化; 电子复合

中图分类号: TM914.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1322-08

太阳能的开发可以有效地解决人们所面临的能源及环境危机,太阳能电池也是利用太阳能的重要手段之一.目前技术较为成熟且已被应用的太阳能电池主要为硅基太阳能电池,然而硅基太阳能电池的成本过高等问题限制了其大面积发展及应用.作为第三代太阳能电池的量子点敏化太阳能电池,在成本及理论转换效率方面都具有很大的优势,在未来太阳能电池方面有着很大的发展潜力^[1-2].

量子点敏化太阳能电池(Quantum Dots-sensitized Solar Cells, QDSCs)是在染料敏化太阳能电池(Dye-Sensitized Solar Cells, DSSCs)的基础上发展起来的,很有可能解决 DSSCs 电池在染料敏化

剂限制其光转换效率等问题. QDSCs 作为新一代电池,目前对其研究较少且尚未成熟,有很大的发展潜力.对于太阳能电池,研究主要分为光阳极、电解质及对电极.光阳极作为量子点敏化太阳能电池的核心组成部分,对整个电池有着至关重要的作用.近几年光阳极方面研究较多的为 TiO_2 ^[3-7]、 ZnO ^[8-10] 和 SnO_2 ^[11-12],目前较为成熟的为 P25TiO_2 刮涂制备的光阳极. P25TiO_2 刮涂法制备的光阳极是最为经典的方法,主要由粘结剂、分散剂、溶剂等研磨数小时得到均匀分散的纳米 TiO_2 浆料后刮涂在 ITO 或 FTO 基材上.现最为常用的量子点的敏化方法为连续离子层吸附反应法(Successive Ionic Layer Absorption and Reaction,

收稿日期: 2014-09-04; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2015-01-15 17:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150115.1741.005.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金; 国家自然科学基金(51371020)

作者简介: 权琳琳(1987—),男,河南洛阳人,硕士研究生,quanlinlin163@163.com

* 通讯作者: 刘慧丛(1974—),女,河北无极人,副教授,liuhc@buaa.edu.cn,主要研究方向为功能材料的腐蚀与防护.

引用格式: 权琳琳,李卫平,耿慧芳,等.量子点与 TiO_2 电极参数对光阳极电子寿命及性能影响[J].北京航空航天大学学报,2015,41(7): 1322-1329. Quan L L, Li W P, Geng H F, et al. Influence of quantum dots and TiO_2 photoanode parameters on electron lifetimes and performance of photonode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1322-1329 (in Chinese).

SILAR)^[4,13-14],可以很好地进行多量子点共敏化,从而增加光阳极的光谱吸收范围和强度.然而,广为应用的TiO₂光阳极在TiO₂多孔薄膜层的厚度、量子点共敏化工艺及量子点敏化次数等方面缺乏系统研究.

本文采用P25TiO₂为原料,以刮涂法制备光阳极,通过系统的研究光阳极厚度、量子点敏化次数及种类,探讨光阳极厚度对光电子复合及其电子寿命的影响和量子点共敏化种类、次数对光阳极光电性能的影响.

1 实验

1.1 实验原材料

实验原材料为P25TiO₂(德固赛)、聚乙二醇(分子量20000)、乙酰丙酮、OP-10、ITO、Pt片.

1.2 仪器设备

CHI 600A电化学工作站(上海华辰)用于研究不同厚度光阳极对其电子寿命的影响.用紫外-可见光(UV-Vis)分光光度计(GBC, Cintra 10e)测试样品对紫外和可见光谱的吸收性能.

1.3 光阳极的制备

刮涂法制备光阳极:取0.3 g P25TiO₂加入0.3 mL去离子水,然后加1滴乙酰丙酮、半滴OP-10和0.5 mL聚乙二醇溶液(取1 g聚乙二醇溶解于10 mL去离子水,用磁力搅拌至完全溶解),用玛瑙研钵研磨1 h得到胶状浆料后用丝网(450目)印刷法刮涂.刮涂法制备的TiO₂光阳极为多孔结构,这种多孔结构有利于量子点的吸附,而且可以充分与电解质接触,从而提高其电子传输特性^[4,7].

1.4 光阳极的量子点敏化

将刮涂好的光阳极浸渍0.5 mol/L Cd(NO₃)₂乙醇溶液30 s,用去离子水清洗干净热风吹干后浸渍0.5 mol/L Na₂S水溶液30 s,进而多次循环得到TiO₂/CdS光阳极.将TiO₂/CdS光阳极浸渍0.5 mol/L Cd(NO₃)₂乙醇溶液5 min后,用去离子水洗净热风吹干后浸渍在50℃ Na₂SeSO₃30 min(23.7 g/L Se、75.6 g/L Na₂SO₃在90℃下连续搅拌7 h)进行多次循环得到TiO₂/CdS/CdSe光阳极.最后将TiO₂/CdS/CdSe光阳极浸渍0.5 mol/L Zn(NO₃)₂溶液5 min,用去离子水洗净吹干后浸渍0.5 mol/L Na₂S水溶液5 min,进行多次循环得到TiO₂/CdS/CdSe/ZnS光阳极.

1.5 量子点敏化太阳能电池的组装及测试

由于Pt电极在多硫电解质中催化活性较低,

因而采用紫铜经多硫电解质硫化后获得的Cu₂S作为对电极.用制备的TiO₂/CdS/CdSe/ZnS光阳极与作为对电极的Cu₂S组装成电池盒子,然后在电池盒子里面注入多硫电解质.电解质由Na₂S、S、KCl、去离子水和甲醇(甲醇体积:水体积=7:3)在50℃水浴连续搅拌1 h制成.采用100 W氙灯作为太阳光模拟器,其入射光强为100 mW/cm²,光阳极的活性面积为0.25 cm².QDSCs的暗电流-电压曲线和光电流-电压(J-V)曲线都在CHI 600A电化学工作站上进行记录,扫描速度为10 mV/s;J-V曲线的光源采用装有透光波长范围为380~700 nm滤波片的500 W氙灯,开路电压衰减(Open Circuit Voltage Decay, OCVD)曲线的测试是在强度为100 mW/cm²的光照关闭后,利用CHI600A电化学工作站记录QDSCs的开路电压随时间的变化.

利用CHI600A电化学工作站测试QDSCs交流阻抗谱时,频率范围为0.01~100 000 Hz,电压变化幅度为10 mV,过程中可以根据需要施加不同偏压及光照或黑暗条件.

2 结果分析与讨论

2.1 量子点种类对光阳极光电性能的影响

根据文献中CdS^[15-16]、CdSe^[17-18]、ZnS^[4]和TiO₂^[19-20]的导带及价带位置做出不同半导体的能带结构图如图1(a)所示,CdS、CdSe的禁带宽度要明显小于TiO₂和ZnS的禁带宽度.窄禁带宽度半导体材料吸收光子多,产生的电子空穴对多,从而可以拓宽光吸收范围.从图1(b)SEM照片可以看出,其表面结构明显为多孔结构.当选取宽禁带TiO₂为光阳极为基材,进行SILAR法敏化窄禁带宽度CdS、CdSe时可以利用其量子尺寸效应可使量子点通过尺寸变化来调整禁带宽度,共敏化后光阳极中各组分的能带结构将发生调整.在敏化过程中,量子点CdS、CdSe、ZnS在TiO₂上的连接顺序(即敏化顺序)对光阳极的光电性能有着重大的影响.由于TiO₂、CdS和CdSe的价带和导带位置都形成阶梯式分布,当CdS处于TiO₂和CdSe中间时,CdSe和CdS的能带边分别发生上移和下移,这种能带结构将有利于加强光电子的注入,同时也有利于空穴的转移^[4],从而使CdS/CdSe量子点共敏化光阳极的转换效率明显高于单一量子点敏化光阳极.由于QDSCs电池存在严重的电子复合现象,使得电池的光电性能降低.因此采用宽禁带半导体材料ZnS作为量子点,在

CdS、CdSe 量子点外面进行包覆一层 ZnS,可以钝化量子点表面态,从而有效抑制量子点与电解质的复合,以提高电池光电性能^[4]. 因此制备出的 TiO₂/CdS/CdSe/ZnS 量子点共敏化光阳极示意图如图 2 所示.

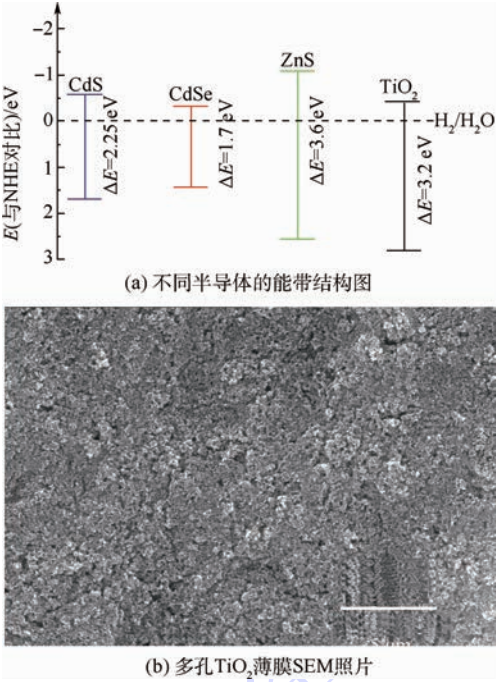


图 1 不同半导体的能带结构和多孔 TiO₂ 薄膜 SEM 照片
Fig. 1 Structures of energy levels of different semiconductor and SEM photograph of TiO₂ porous film

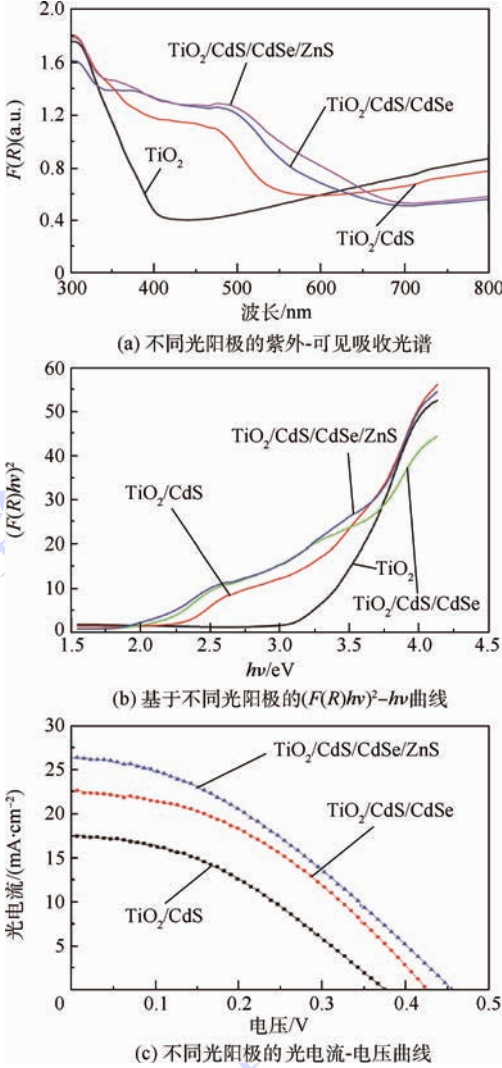


图 3 不同光阳极的光电性能曲线
Fig. 3 Photoelectrochemical performance curves with different photoanodes

出,随着量子点种类的增加,光谱吸收持续增强,且吸收范围向长波方向移动,即光吸收出现红移现象. 出现以上现象的原因为:对于直接带隙半导体,其吸收系数 α 和禁带宽度 E_g 之间满足式(1)^[21-23]:

$$\alpha(h\nu) = C(h\nu - E_g)^{1/2} \tag{1}$$

图 3 为不同光阳极的光电性能曲线. $F(R)$ 为光谱吸收强度. 由图 3(a) 可见,未吸附量子点的 TiO₂ 光阳极光谱吸收范围(300 ~ 400 nm)很窄,而进行吸附 CdS 量子点后,TiO₂/CdS 光阳极的光谱吸收范围扩宽为 300 ~ 600 nm,同时其强度也有明显的增加. 当吸附 CdSe 量子点后,光谱吸收继续增强, TiO₂/CdS/ CdSe 光阳极对波长小于 700 nm 的光谱吸收有较为显著的效果. 继续吸附 ZnS 量子点后吸收光谱范围继续增强, TiO₂/CdS/ CdSe/ZnS 光阳极有着较为宽广的吸收范围,而且在吸收强度上也有一定的增加. 图 3(a) 可以得

式中: $h\nu$ 为光子能量; E_g 为禁带宽度; C 为与折射率、直接跃迁的振子强度等有关的常数. 根据式(1)可以得出,当其他条件不变时,半导体对光的吸收范围与半导体的禁带宽度 E_g 有关, E_g 值越小,光吸收范围越宽. 图 3(b) 的横坐标的能量即 $h\nu$,结合式(1)可用于表征半导体的禁带宽度 E_g . 从图 3(b)中可以明显看出,当多孔 TiO₂ 薄膜吸附不同量子点后,其禁带宽度变窄,即 E_g 值减小,所以根据式(1)很好解释了光阳极光谱吸收范围变宽的原因. 吸附量子点后的光阳极的禁带宽度变窄主要是由于半导体 CdS(2.25 eV)、CdSe

(1.7 eV) 的禁带宽度较半导体 TiO₂ (约 3.2 eV) 窄,因此在 TiO₂ 多孔薄膜上吸附 CdS 等量子点将增加光阳极对可见光的吸收范围,使光阳极对可见光波段吸收增强.

通过对敏化不同种类的光阳极组装电池进行光电流-电压(J - V)测试如图 3(c)所示. J - V 曲线与横纵坐标的交点分别是开路电压 V_{oc} 与短路电流 J_{sc} .由图 3(c)可见,共敏化多种量子点的光阳极比敏化单一量子点的光阳极提供了更高的短路电流.表 1 为不同光阳极 J - V 曲线各参数计算值.由表 1 可知,共敏化 3 种量子点的光阳极(TiO₂/CdS/CdSe/ZnS)比敏化单一量子点的光阳极(TiO₂/CdS)的短路电流提高了 34%,光转换效率 η 提高了 42%; ff 为填充因子,因此.共敏化多种量子点对光阳极的光电性能的提高有显著的作用.

表 1 基于不同光阳极 J - V 曲线的各个参数计算值
Table 1 Parameters calculated from the J - V curves of QDSCs with different photoanodes

光阳极种类	$J_{sc}/(\text{mA} \cdot \text{cm}^{-2})$	V_{oc}/V	ff	$\eta/\%$
TiO ₂ /CdS	17.40	0.378	0.38	2.54
TiO ₂ /CdS/CdSe	22.50	0.426	0.4	3.88
TiO ₂ /CdS/CdSe/ZnS	26.50	0.474	0.35	4.34

2.2 CdS/CdSe/ZnS 量子点吸附次数对光阳极性能的影响

SILAR 法进行量子点敏化时,各个量子点单次敏化时间因 Cd^{2+} 、 S^{2-} 和 Se^{2-} 在溶液中存在状态不同而不同.由于 Cd^{2+} 和 S^{2-} 在溶液中可以稳定存在,且较易吸附至多孔 TiO₂ 上;因此选用将 TiO₂ 放入含 Cd^{2+} 溶液和 S^{2-} 溶液各 30 s 进行短暂浸渍多次循环的方法,避免长时间浸渍而使 TiO₂ 吸附 CdS 量过大而导致 TiO₂ 孔隙堵塞,从而影响电子传输.以 Na_2SeSO_3 为前驱体提供的 Se^{2-} 在溶液中释放 Se^{2-} 速率较低,因而需要长时间浸渍 Na_2SeSO_3 溶液获得 Se^{2-} [4]. 作为钝化层的 ZnS,单次敏化时间过短会使 ZnS 难以包覆在量子点外层,时间过长又会造成 ZnS 钝化层过厚而影响电子传输,因而选择单次敏化 5 min 进行循环.光阳极敏化的过程中,量子点在 TiO₂ 上的吸附量会随着 SILAR 次数增加而达到某一平衡.当达到这一平衡时,光阳极的光谱吸收范围及强度在达到一定强度后而处于平衡.因此,合适的吸附量对光阳极性能有着较大的影响.

图 4 为不同种类光阳极的紫外-可见光吸收光谱.图 4(a)可以看出,随着 CdS 量子点吸附次数(图 4(a)~图 4(c)中各曲线对应的数)的增加,其光谱范围和强度呈现逐渐增加的趋势.当吸

附次数增加到 20 次之后,光谱范围基本保持稳定,吸收强度基本也没有很大的变化.这主要是由于在 CdS 量子点吸附初期,多孔的 TiO₂ 薄膜有利于 CdS 量子点的大量吸附,CdS 量子点填充到一定程度之后,其吸附便难以进行,从而使吸附量恒定在某一直.图 4(b)和图 4(c)中的 CdSe、ZnS 量子点的吸附随着吸附次数的增加,光谱吸收范围及强度同样呈现先递增后趋于稳定的趋势.

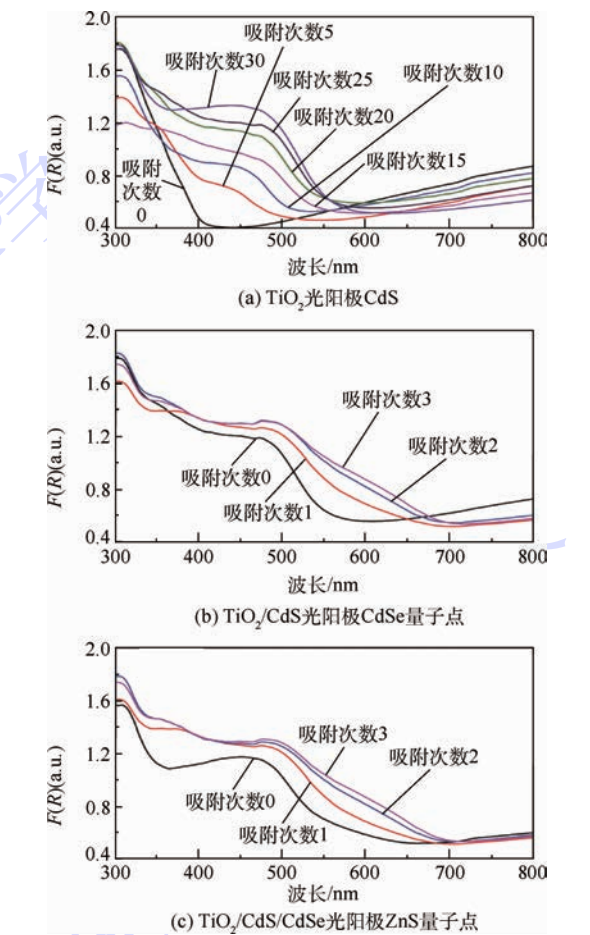


图 4 不同种类光阳极的紫外-可见吸收光谱
Fig.4 UV-Vis absorption spectra of differernt photoanodes

通过对敏化不同种类量子点光阳极的光谱吸收测试,得出 TiO₂ 光阳极在 SILAR CdS 大于 20 次、CdSe 大于 2 次和 ZnS 大于 2 次后光阳极性能最好.

2.3 光阳极厚度对电池光电性能的影响

光阳极膜的厚度对整个电池的光电性能有着重大的影响.膜层太薄,整个多孔 TiO₂ 层较薄,导致量子点吸附量减小,而且会使光谱吸收强度降低,从而影响电池的光电性能.当膜层太厚时,不仅会影响光的透过性,而且会增加电子在膜内的电子传输和复合,增加电子复合的几率 [24].

图 5 为不同厚度光阳极的电化学曲线.图 5(a)为不同厚度光阳极在相同量子点的吸附

次数下的紫外-可见吸收光谱,从图 5(a)可以看出光阳极厚度(4,8,12,16,20 μm)对其光谱吸收范围几乎没有影响.通过组装成电池测试其光照下的 J - V 特性曲线(见图 5(b))及各个参数的计算值(见表 2)可知,短路电流及开路电压随着光阳极厚度的增加呈现先增大后减小的趋势.如图 5(d)所示,在光阳极厚度为12 μm 时,短路电流及开路电压都为最大值.这主要是由于随着光阳极厚度的增加,光阳极的光吸收强度不断增加,导致光生电子增加;进一步增加光阳极厚度时,外层 TiO_2 中的光电子在扩散到导电基材时将与电解质中的 S_n^{2-} 离子发生复合反应而损失,从而不能

产生有效的光电流^[25-26].在暗态下测试暗电流-电压特性曲线(见图 5(c))可知,在光阳极厚度为12 μm 的时候产生的暗电流最小,在光阳极较薄或较厚的时候暗电流较大.产生这种现象的主要原因为较厚的光阳极膜层增加了膜内电子复合的几率,从而导致更多的电子复合损失,同时较厚的膜会产生微裂纹,内缺陷增加,光电子在薄膜中的传输复合几率大大增加;当光阳极较薄的时候, TiO_2 膜层不能很好地覆盖 ITO,从而使 S_n^{2-} 与 ITO 上的电子产生复合而增加暗电流;同时这也很好地解释了在光阳极厚度为12 μm 时产生最大短路电流和光转换效率的原因.

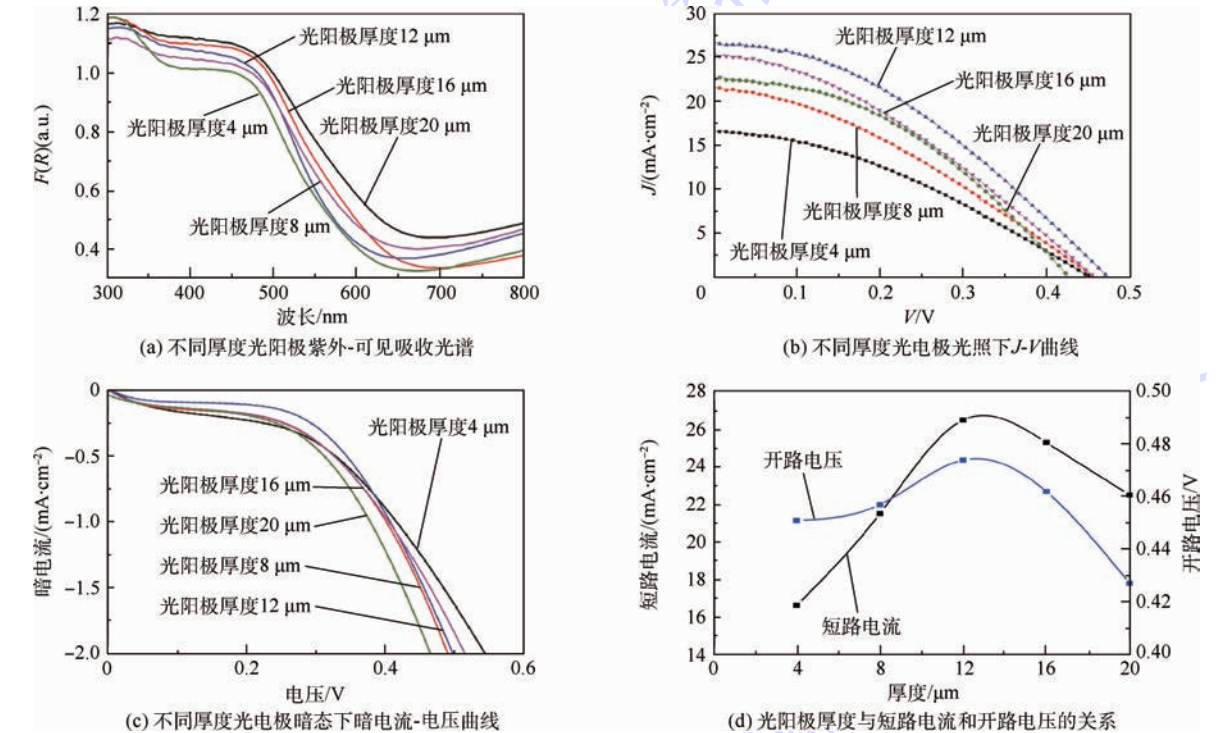


图 5 不同厚度光阳极的电化学曲线

Fig. 5 Electrochemical curve of photoanode with different thickness

表 2 基于不同厚度光阳极 J - V 曲线的各个参数计算值
Table 2 Parameters calculated from the J - V curves of the QDSCs with different thickness of photoanode

光阳极厚度/ μm	$J_{sc}/(\text{mA} \cdot \text{cm}^{-2})$	V_{oc}/V	ff	$\eta/\%$
4	16.61	0.451	0.35	2.65
8	21.50	0.457	0.34	3.37
12	26.50	0.474	0.35	4.34
16	25.30	0.462	0.35	4.23
20	22.52	0.427	0.39	3.88

为了更清楚地了解不同厚度光阳极在短路电流、开路电压和光转换效率之间产生差异的原因,对不同厚度的光阳极进行电化学阻抗和电子寿命测试.

图 6 为暗态加偏压力 -0.4 V 时不同厚度光阳极电化学阻抗-奈奎斯特图和光阳极厚度与电

子寿命之间的关系.图 6(a)为基于不同厚度的光阳极 QDSCs 的电化学阻抗谱(Electrochemical Impedance Spectra, EIS),在暗态加偏压(-0.4 V)下测得.图 6(a)中的横纵坐标分别代表阻抗的实部 Z' 与虚部 Z'' ,对应的是电极的电阻与电容随频率的变化.根据相关文献中报道的 EIS 图的等效电路模型如图 6(a)中的插图所示^[27-28],根据此等效电路,EIS 图应该在高频和低频处各出现一个半圆,但实验中只得到一个半圆.这主要是由于 QDSCs 中使用的多硫电解质中的 S^{2-} 或硫羟基会吸附在 Pt 对电极表面,降低 Pt 对电极表面活性和电导率,因此增加电子的还原阻力^[4],这将使 Pt 对电极中的电子寿命增加到与光阳极同一水平上,最终导致光阳极/电解质和对电极/电解质

两个界面对应的阻抗谱弧重叠. 根据 EIS 图, 在高频下的半圆为对电极/电解质界面的反应电阻 (R_1), 在低频下的半圆为光阳极/电解质界面的复合反应电阻. 图 6(b) 则直观地展示电子寿命与 TiO_2 厚度之间的关系, 有助于优选出最优的 TiO_2 厚度. 通过 ZsimpWin 阻抗拟合软件对 EIS 图拟合后所得结果如表 3 所示. 其中, 各参数是由 ZsimpWin 阻抗拟合软件拟合而得, 而电子寿命是由拟合出的 R_2 、 C_2 根据式(2)计算而得的.

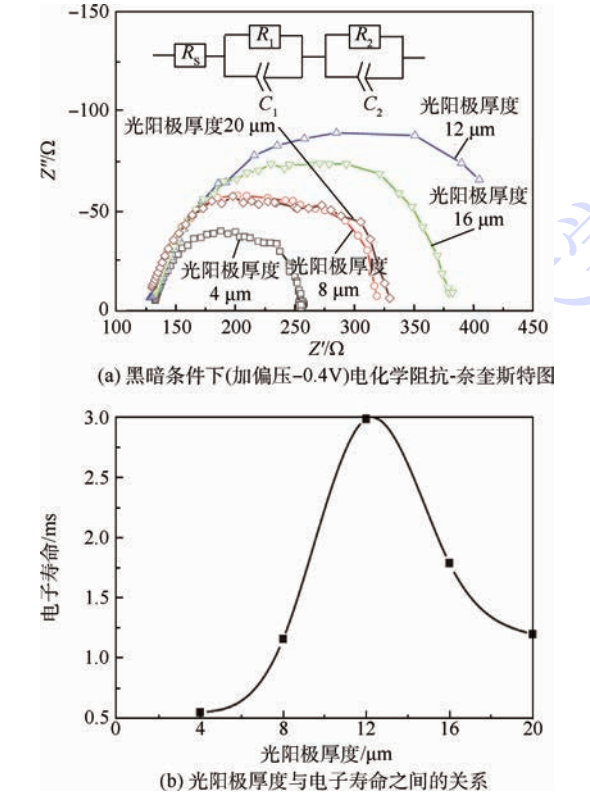


图 6 暗态加偏压为 -0.4 V 时的不同厚度光阳极电化学阻抗-奈奎斯特图和光阳极厚度与电子寿命之间的关系

Fig. 6 Nyquist plots based on different thickness of photoanode in the dark at an applied forward bias of -0.4 V and electron lifetimes based on different thickness of photoanodes

表 3 EIS 结果得到的各个参数及电子寿命计算值 Table 3 Parameters and values of electron lifetimes calculated from EIS results						
光阳极厚度/ μm	R_s/Ω	R_1/Ω	$C_1/(10^{-5}\text{ F})$	R_2/Ω	$C_2/(10^{-5}\text{ F})$	τ_n/ms
4	130.9	93.3	3.58	32.1	1.71	0.55
8	137.0	70.5	6.85	98.28	1.18	1.16
12	142.2	62.5	5.01	239.6	1.25	2.99
16	132.2	110.3	1.34	126.1	1.42	1.79
20	127.8	80.1	4.40	114.4	1.05	1.20

从表 3 中可以看出, 随着光阳极厚度的增加, 复合反应电阻呈现先增大后减小的趋势; 即较薄

或较厚的光阳极都有着较小的复合反应电阻, 有利于电子-空穴复合, 从而使电池寿命及电池光性能降低. 这也就很好地解释了在厚度为 $12\text{ }\mu\text{m}$ 有着最大短路电流、最小的暗电流和最大开路电压的原因. 通过表 3, 也可以简单地通过复合反应电阻和对应的化学电容 (C_2) 的数值, 根据式(2)计算得出其电子寿命 τ_n ^[29-31]:

$$\tau_n = R_2 C_2$$

(2)

式中: R_2 为复合反应电阻; C_2 为化学电容. 通过式(2)计算出的电子寿命列于表 3 中. 从表 3 里的电子寿命和图 5(b) 的光阳极厚度与电子寿命关系可以得出, 电子寿命会随着光阳极厚度的增加呈现先增加后减小的趋势. 产生这种趋势的原因主要为光阳极的厚度对电子的复合有着较大的影响, 较厚的光阳极增加了电子复合几率; 而较薄的光阳极可能会由于膜层没有完全涂覆 ITO 而增加 S_n^{2-} 与 ITO 上的电子复合几率.

通过 EIS 数据计算得出的电子寿命仅为简单的计算, 为了进一步准确验证电子寿命与光阳极厚度的关系, 采用开路电压衰减曲线的测试来研究不同光阳极中的电子寿命, 得到的开路电压衰减曲线如图 7(a) 所示. 从图 7(a) 中可以初步得出,

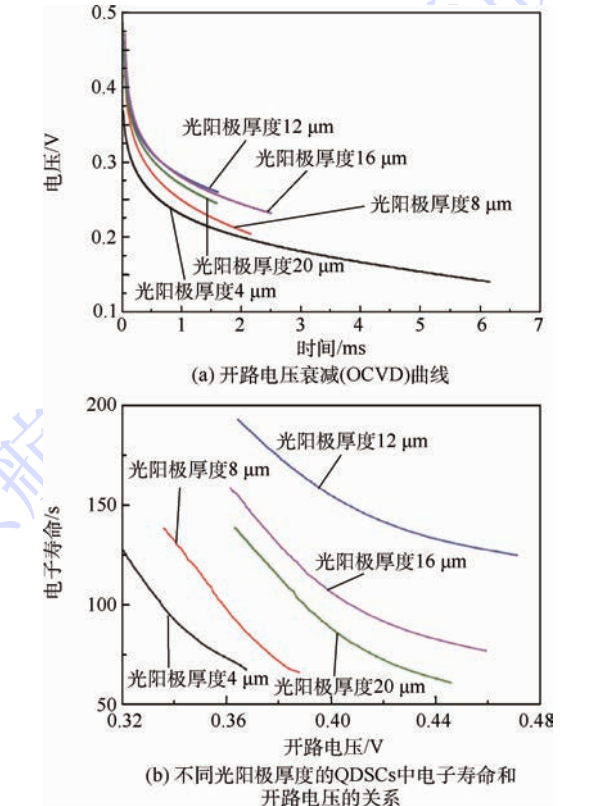


图 7 开路电压衰减曲线及不同光阳极厚度的 QDSCs 中电子寿命和开路电压的关系

Fig. 7 Open circuit voltage decay curve and relationship between electron lifetime and open circuit voltage obtained for the QDSCs with different thickness of photoanode

在相同时间下,厚度为 12 μm 光阳极的开路电压衰减速度最慢,也预示着其电子寿命比其他厚度的光阳极更长.利用式(3)分析开路电压衰减曲线得到的电子寿命(τ_n)与开路电压的关系曲线如图 7(b)所示^[13,32-35]:

$$\tau_n = -\frac{k_B T}{e} \left(\frac{dV_{oc}}{dt} \right)^{-1} \quad (3)$$

式中: k_B 为玻尔兹曼常数; T 为绝对温度; e 为单个正电荷电量.从图 7(b)可以很容易地看出,厚度为 12 μm 光阳极中的电子寿命远远长于其他厚度光阳极,这可以合理解释厚度为 12 μm 光阳极获得更高 V_{oc} 的结果.

3 结 论

1) 通过光阳极厚度对光阳极光电性能影响的研究,得出了用刮涂法制备的多孔薄膜 TiO_2 光阳极在厚度为 12 μm 时,光阳极的电子复合几率最小,光阳极的电子寿命最长,最有利于提高电池的短路电流和开路电压.

2) 采用 SILAR 法进行量子点 CdS、CdSe 和 ZnS 共敏化处理,共敏化 3 种量子点的光阳极($\text{TiO}_2/\text{CdS}/\text{CdSe}/\text{ZnS}$)比敏化单一量子点的光阳极(TiO_2/CdS)的短路电流提高了 34%,光转换效率提高了 42%.

3) 当量子点 CdS 敏化次数大于 20 次、量子点 CdSe 敏化大于 2 次和量子点 ZnS 敏化大于 2 次时,光阳极的光谱吸收范围和吸收强度方面为最合适的共敏化组合,从而更加有利于提高整个电池的光电性能.

参考文献 (References)

- [1] 杨健茂,胡向华,田启威,等.量子点敏化太阳能电池研究进展[J].材料导报,2012,25(12):1-4.
Yang J M, Hu X H, Tian Q W, et al. Progress of quantum dot research sensitized solar cells [J]. Materials Review, 2012, 25(12):1-4 (in Chinese).
- [2] 杨峰,蔡芳共,柯川,等. TiO_2 纳米管阵列在太阳能电池中应用的研究进展[J].材料导报,2010,24(6):50-52.
Yang F, Cai F G, Ke C, et al. Research progress in application of TiO_2 nanotube arrays to solar cells[J]. Materials Review, 2010, 24(6):50-52 (in Chinese).
- [3] Zaban A, Micic O I, Gregg B A, et al. Photosensitization of nanoporous TiO_2 electrodes with InP quantum dots [J]. Langmuir, 1998, 14(12):3153-3156.
- [4] Lee Y-L, Lo Y-S. Highly efficient quantum-dot-sensitized solar cell based on co-sensitization of CdS/CdSe [J]. Advanced Functional Materials, 2009, 19(4):604-609.
- [5] Chang J A, Im S H, Lee Y H, et al. Panchromatic photon-harvesting by hole-conducting materials in inorganic-organic hetero-junction sensitized-solar cell through the formation of nanostructured electron channels [J]. Nano letters, 2012, 12(4):1863-1867.
- [6] Santra P K, Kamat P V. Mn-doped quantum dot sensitized solar cells: A strategy to boost efficiency over 5% [J]. Journal of the American Chemical Society, 2012, 134(5):2508-2511.
- [7] Lee J-W, Son D-Y, Ahn T-K, et al. Quantum-dot-sensitized solar cell with unprecedentedly high photocurrent [J]. Scientific Reports, 2013, 3:1050.
- [8] Chen H, Zhu L, Hou Q, et al. ZnO/HF nanostructure-based quantum dots-sensitized solar cells [J]. Journal of Materials Chemistry, 2012, 22:23344-23347.
- [9] Chen H N, Zhu L Q, Liu H C, et al. Growth of ZnO nanowires on fibers for one-dimensional flexible quantum dot-sensitized solar cells [J]. Nanotechnology, 2012, 23(7):075402.
- [10] Chen H, Li W, Hou Q, et al. A general deposition method for ZnO porous films: Occlusion electrosynthesis [J]. Electrochimica Acta, 2011, 56(25):9459-9466.
- [11] Leventis H C, O' Mahony F, Akhtar J, et al. Transient optical studies of interfacial charge transfer at nanostructured metal oxide/PbS quantum dot/organic hole conductor heterojunctions [J]. Journal of the American Chemical Society, 2010, 132(8):2743-2750.
- [12] Hossain Md A, Jennings J R, Koh Z Y, et al. Carrier generation and collection in CdS/CdSe-sensitized SnO_2 solar cells exhibiting unprecedented photocurrent densities [J]. ACS Nano, 2011, 5(4):3172-3181.
- [13] Tian J J, Gao R, Zhang Q F, et al. Enhanced performance of CdS/CdSe quantum dot cosensitized solar cells via homogeneous distribution of quantum dots in TiO_2 film [J]. The Journal of Physical Chemistry C, 2012, 116(35):18655-18662.
- [14] Lee H, Wang M, Chen P, et al. Efficient CdSe quantum dot-sensitized solar cells prepared by an improved successive ionic layer adsorption and reaction process [J]. Nano Letters, 2009, 9(12):4221-4227.
- [15] Kim J, Choi H, Nahm C, et al. The effect of a blocking layer on the photovoltaic performance in CdS quantum-dot-sensitized solar cells [J]. Journal of Power Sources, 2011, 196(23):10526-10531.
- [16] Panigrahi S, Basak D. Morphology driven ultraviolet photosensitivity in ZnO-CdS composite [J]. Journal of Colloid and Interface Science, 2011, 364(1):10-17.
- [17] Robel I, Subramanian V, Kuno M, et al. Quantum dot solar cells. Harvesting light energy with CdSe nanocrystals molecularly linked to mesoscopic TiO_2 films [J]. Journal of the American Chemical Society, 2006, 128(7):2385-2393.
- [18] Shen Q, Kobayashi J, Diguna L J. Effect of ZnS coating on the photovoltaic properties of CdSe quantum dot-sensitized solar cells [J]. Journal of Applied Physics, 2008, 103(8):084304.
- [19] Kamat P V. TiO_2 Nanostructures: Recent physical chemistry advances [J]. The Journal of Physical Chemistry C, 2012, 116(22):11849-11851.
- [20] Chen X B, Mao S S. Titanium dioxide nanomaterials: Synthesis, properties, modifications, and applications [J]. Chemical Reviews, 2007, 107(7):2891-2959.
- [21] Lee W, Min S K, Dhas V, et al. Chemical bath deposition of CdS quantum dots on vertically aligned ZnO nanorods for quan-

- tum dots-sensitized solar cells[J]. *Electrochemistry Communications*, 2009, 11(1): 103-106.
- [22] Gao R, Wang L, Geng Y, et al. Interface modification effects of 4-terbutylpyridine interacting with N3 molecules in quasi-solid dye-sensitized solar cells[J]. *Physical Chemistry Chemical Physics*, 2011, 13(22): 10635-10640.
- [23] Gao R, Wang L, Ma B, et al. Mg (OOCCH₃)₂ interface modification after sensitization to improve performance in quasi-solid dye-sensitized solar cells[J]. *Langmuir*, 2010, 26(4): 2460-2465.
- [24] 左志鹏, 魏爱香, 林康保, 等. 染料敏化太阳能电池的电子传输和复合特性研究[J]. *人工晶体学报*, 2012, 41(6): 1595-1600.
- Zuo Z P, Wei A X, Lin K B, et al. Research on electron transport and recombination characteristics in dye-sensitized solar cells[J]. *Journal of Synthetic Crystals*, 2012, 41(6): 1595-1600 (in Chinese).
- [25] Lei B X, Liao J Y, Zhang R, et al. Ordered crystalline TiO₂ nanotube arrays on transparent FTO glass for efficient dye-sensitized solar cells[J]. *Journal of Physical Chemistry C*, 2010, 114(35): 15228-15233.
- [26] Kuang D, Ito S, Wenger B, et al. High molar extinction coefficient heteroleptic ruthenium complexes for thin film dye-sensitized solar cells[J]. *Journal of the American Chemical Society*, 2006, 128(12): 4146-4154.
- [27] Mora-Sero I, Giménez S, Fabregat-Santiago F, et al. Recombination in quantum dot sensitized solar cells[J]. *Accounts of Chemical Research*, 2009, 42(11): 1848-1857.
- [28] Yan K, Zhang L, Qiu J, et al. A quasi-quantum well sensitized solar cell with accelerated charge separation and collection[J]. *Journal of American Chemical Society*, 2013, 135(25): 9531-9539.
- [29] Wang Q, Ito S, Gratzel M, et al. Characteristics of high efficiency dye-sensitized solar cells[J]. *The Journal of Physical Chemistry B*, 2006, 110(50): 25210-25221.
- [30] Bisquert J, Fabregat-Santiago F, Mora-Sero I, et al. Electron lifetime in dye-sensitized solar cells: Theory and interpretation of measurements[J]. *Journal of Physical Chemistry C*, 2009, 113(40): 17278-17290.
- [31] Gonzalez-Pedro V, Xu X, Mora-Sero I, et al. Modeling high-efficiency quantum dot sensitized solar cells[J]. *ACS Nano*, 2010, 4(10): 5783-5790.
- [32] Zaban A, Greenshtein M, Bisquert J. Determination of the electron lifetime in nanocrystalline dye solar cells by open-circuit voltage decay measurements[J]. *Chemphyschem*, 2003, 4(8): 859-864.
- [33] Paulose M, Shankar K, Oommen K V, et al. Application of highly-ordered TiO₂ nanotube-arrays in heterojunction dye-sensitized solar cells[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2006, 39(12): 2498-2503.
- [34] Li T-L, Lee Y-L, Teng H. High-performance quantum dot-sensitized solar cells based on sensitization with CuInS₂ quantum dots/CdS heterostructure[J]. *Energy and Environmental Science*, 2012, 5(1): 5315-5324.
- [35] Hsiao P T, Teng H. An advanced model for determining charge recombination kinetic parameters in dye-sensitized solar cells[J]. *Journal of the Taiwan Institute of Chemical Engineers*, 2010, 41(6): 676-681.

Influence of quantum dots and TiO₂ photoanode parameters on electron lifetimes and performance of photonode

QUAN Linlin, LI Weiping, GENG Huifang, LIU Huicong*, ZHU Liquan

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

Abstract: Effects of film thickness of P25TiO₂ photoanode, different types of quantum dots sensitized and method of quantum dots co-sensitization, which are the factors of interest, on P25TiO₂ photoanode were analyzed. The relationship between P25TiO₂ film thickness and electron lifetimes were investigated by the method of successive ionic layer absorption and reaction (SILAR). Besides, the influence of quantum dots type and method of quantum dots co-sensitization on photoelectrochemical performance of photoanode was studied. Electrochemical impedance spectra (EIS), open circuit voltage decay (OCVD) and UV-Vis absorption spectra were used to measure and analyze the factors which influence the photoelectrochemical performance and electron lifetimes of P25TiO₂ photoanode. The results indicate that P25TiO₂ with the film thickness of 12 μm exhibits the minimum recombination losses and longer electron lifetimes. Furthermore, the short circuit current and power conversion efficiency of co-sensitized photoanode (TiO₂/CdS/CdSe/ZnS) increase 34% and 42% respectively compared to those of single sensitized photoanode (TiO₂/CdS). Besides, appropriate film thickness of P25TiO₂ photoanode and method of co-sensitization are important factors to increase the electron lifetimes of photoanode, the absorption spectrum and intensity of photoanode.

Key words: photoanode; photoelectrochemical performance; electron lifetimes; cosensitization; electron recombination

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0477



基于三维光场的静态场景前景分割

魏巍, 老松杨*, 康来, 白亮

(国防科学技术大学 信息系统与管理学院, 长沙 410073)

摘 要: 为解决复杂场景中的前景提取问题提出一种基于三维光场分析的静态场景前景分割方法. 首先, 通过在一条直线等间距的不同视点拍摄场景的序列图像构建密集采样的三维光场. 其次, 用线段检测 (LSD) 直线检测算法从对极平面图 (EPI) 中分析提取出场景边缘及其深度信息. 借助分段三次 Hermite 多项式 (PCHIP) 快速插值算法恢复整个场景的深度信息. 最终, 通过阈值法实现对不同深度的前景物体的分割. 初步实验结果表明, 本方法能够较准确地恢复场景中多个物体之间的空间关系, 前景分割结果较好地克服了现有基于区域聚类 and 数学形态学等方法在复杂场景应用中存在的过分割问题.

关 键 词: 三维光场; 对极平面图 (EPI); 深度图; 静态场景; 前景分割

中图分类号: TP391.41

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1330-07

图像分割指把图像中具有特殊涵义的不同区域区分开来. 分割产生的每一个区域都是连通的, 区域内像素满足特定的一致性准则, 而不同的图像区域互不相交, 彼此之间存在差异性^[1]. 在分割概念基础上, 可以将图像抽象为“前景”和“背景”两个类别. 其中, 图像“前景”的概念是相对于“背景”而言的, “前景”通常指图片场景中的人们感兴趣的区域. 有效的前景分割是虚拟场景构建、智能视频监控和自然人机交互等高层次应用的前提和基础^[2].

光场 (light fields) 是对空间中所有光线的描述. 现实世界中的场景包含丰富的三维信息, 单张二维图像不能完全描述物体之间的空间关系. 1987 年 Bolles 等提出用稠密的序列图像来刻画静态场景. 他们指出在快速采样的序列图像中时间连续性大致等同于场景的空间连续性, 同时采用了“对极平面图” (Epipolar Plane Image, EPI) 这

种描述方法来分析三维场景^[3]. 1996 年 Levoy 和 Hanrahan 提出“光板模型” (light slab representation), 采用四维数组描述任意空间光线, 有效恢复了场景中的三维信息^[4]. 由于光场分析中通常需要处理大量图像数据, 前期的研究常受限于计算机的处理能力, 近年来硬件水平的显著提升使得光场分析成为计算机视觉和计算机图形学领域的研究热点. Wanner 和 Goldluecke^[5] 针对四维光场建立了深度估计的通用框架; Kim 等^[6] 则通过构建三维光场有效处理了复杂场景中的深度估计和三维重建问题.

现有静态场景中的前景分割方法主要分为基于阈值、基于边缘、基于区域以及结合其他特定理论的方法等几个类别. 其中, Vincent 和 Soille^[7] 提出的分水岭算法把图像看作拓扑地貌, 以灰度的局部最小点为中心构建集水区, 能够得到连续的分割边界, 但在实际应用中常会出现过分割问题;

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-11-27; 网络出版时间: 2014-12-19 14:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141219.1438.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61201339)

作者简介: 魏巍 (1991—), 男, 河南开封人, 硕士研究生, ww91911@163.com

* 通讯作者: 老松杨 (1968—), 男, 广东南海人, 教授, laosongyang@vip.sina.com, 主要研究方向为多媒体信息系统.

引用格式: 魏巍, 老松杨, 康来, 等. 基于三维光场的静态场景前景分割 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (7): 1330-1336.

Wei W, Lao S Y, Kang L, et al. 3D light fields based foreground segmentation in static scenes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (7): 1330-1336 (in Chinese).

Felzenszwalb 和 Huttenlocher^[8] 提出采用贪婪搜索策略的图分割方法,该方法能用成对区域比较方法获得全局最优解;Chan 和 Vese^[9] 基于水平集设计了几何主动轮廓模型,较好地实现了单目标轮廓提取,但在边缘定位仍然不够精确.皮志明和汪增福^[10] 结合场景中的颜色和深度信息,提出了一种基于深度不连续性选取种子区域的分割算法,初步实现了语义层面上的物体分割.范忠良等^[11] 通过提取极线平面图中的直线,恢复出了原始图像中的轮廓曲线,最后采取边缘连接的方法获得了前景物体的闭合轮廓曲线,实现了简单场景中的前景分割.本文从三维光场中的图像边缘检测出发,通过插值算法恢复空间深度信息,从新的视角提出了一种有效的前景分割方法.

1 三维光场原理

典型的光场构建过程通常需要对同一个场景在不同视角下拍摄大量图像,然后采用合适的几何模型描述光线在空间中的分布情况.针对本文场景前景分割的应用背景,研究考察图像序列的成像中心在一条水平直线上情形,即通过在一维直线上获取有序二维图像来建立三维光场.

图像的生成可以看作是光线在成像平面上的投射过程.对空间中的一条光线 L 描述如下:

$$L = F_L(x, y, t)$$

式中: t 代表光线的起点,即在光心直线上的坐标; (x, y) 代表光线的方向,对应于图像中的二维坐标值(如图 1 所示, P 为场景中的一个点).在由 F_L 描述的三维光场中,垂直于 t 坐标的 (x, y) 切面对应了不同视角下的场景图像,而垂直于 y 坐标的 (x, t) 切面对应的就是对极平面图,即 EPI.

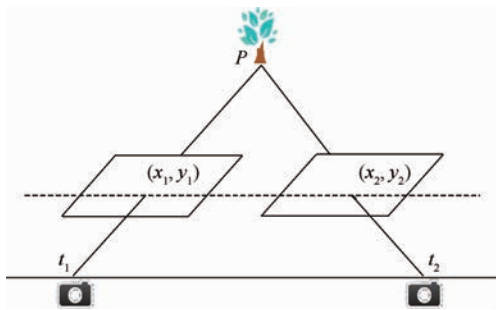


图 1 三维光场描述示意图

Fig. 1 Representation of 3D light field

直观来看, EPI 对应于序列图像在相同 y 值条件下横向像素的堆叠.为了后续处理的便捷性,本文假定任意相邻两幅序列图像光心间距 Δt 一致,即保证所形成的 EPI 中同一物体对应像素点的连续性.当采样图像数量足够多时,场景中同一

物体像素点在 EPI 中形成一条直线轨迹.通过对直线的几何特征分析即可得到场景中物体的空间信息.如图 2 所示,假定成像平面到成像中心距离为 h ,物体 P 到镜头中心路径的距离为 D , x_1 、 x_2 分别为 P 在图像中像素的横坐标, Δt 为成像中心移动距离.

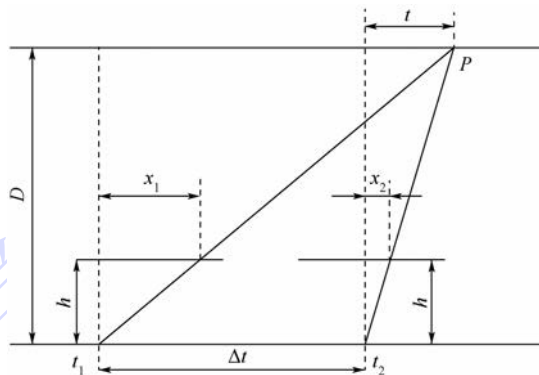


图 2 物体、成像平面、成像中心路径之间的几何关系

Fig. 2 Geometry relation among objects, imaging plane and path of imaging centers

由三角形相似关系可得

$$\frac{x_1}{\Delta t + t} = \frac{h}{D} = \frac{x_2}{t} \quad (1)$$

消去 t , 可得

$$D = h \times \frac{\Delta t}{\Delta x} \quad (2)$$

式中: $\Delta x = |x_1 - x_2|$.

在 EPI 中, $\frac{\Delta t}{\Delta x}$ 正比于直线斜率 k , 则可知物体与相机之间的空间距离 D 与 EPI 中直线斜率 k 也是正比例关系.在得到场景各像素对应斜率的基础上,可以进一步对其中的深度信息做出估计.

2 场景深度估计

对场景深度信息的主动获取方式主要基于光线测距原理.其中有代表性的主要包括激光扫描和红外光测距.在户外复杂场景中,激光扫描的深度图像经常出现数量繁多的孔洞,这通常需要后期大量的人工处理^[12];而以 Kinect 为代表的红外光深度估计方法更是因为受到阳光中红外线的强烈干扰,难以形成有效的深度图像.相比之下,被动的基于三维光场的深度估计方法,正是利用了户外复杂场景在 EPI 图像中反映出来的丰富细节,能够较准确而且稠密地估计出场景中的深度信息.

2.1 EPI 直线检测

在 EPI 中直线检测的数目和质量是估计场景物体深度的关键.场景物体边界通常存在颜色的

快速变化,在 EPI 中则表现为明显的直线特征. 本文的直线检测采用 LSD 方法^[13],并针对 EPI 图像的具体特征进行筛选和处理.

对于每一个像素点,本文计算其相对颜色一致的临近点方向和水平方向的夹角 α . 夹角 α 相近的像素点构成了直线候选区 (line support regions),亦即可能的直线区域 (如图 3 所示).

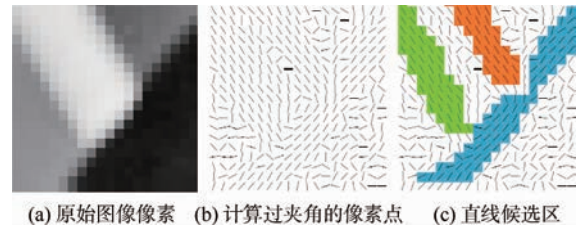


图 3 直线候选区的生成

Fig.3 Generation of line support regions

对于每一个直线候选区,用近似的矩形覆盖此区域像素. 选取矩形中像素水平夹角 α 的众数 α' 为矩形主方向,对每一个矩形执行直线验证过程. 给定偏差容忍度 τ (角度,取值 $0 \sim \pi$),与矩形主方向夹角 $\beta = |\alpha - \alpha'|$ 小于 τ 的像素作为直线近似点. 则对于矩形区域的任意一个像素点,其属于直线的概率为 $p = \frac{\tau}{\pi}$. 所有像素夹角 β 独立且满足二项分布^[14]:

$$\beta \sim B(n, s, p) \tag{3}$$

式中: n 为矩形区域中总像素点数; s 为直线近似点数. 通过构造噪声模型 (noise model) 对矩形区域执行验证过程^[14],得出矩形区域构成直线的概率 Q . 设定直线判定的概率阈值,最终确定直线区域.

由于图像处理过程中的缩放比例能够显著影响 EPI 直线检测的效果,本文在不同的高斯缩放比例下做了测试和对比. 从图 4 中看出,高斯缩放比较低时直线检测结果较为稀疏,丢失了部分直线特征;缩放比较高时则出现较多的干扰直线. 在实际试验中综合深度信息恢复效果考虑,本文选取的缩放比为 0.9.

2.2 恢复深度图

本文选取序列图像的第一幅作为深度恢复和前景分割的目标图像. EPI 集合了所有图像序列的场景信息,由于视角改变,后续场景中可能不断出现新的物体;由于图像获取时间不一致,拍摄后续场景某帧中闪现的物体 (如行人等) 会在 EPI 中形成噪点. 此外, LSD 直线检测仍然存在局限性,如直线中断和无法提取的情形. 针对上述问题,本文对直线提取结果做出进一步筛选和处理,执行以下步骤:

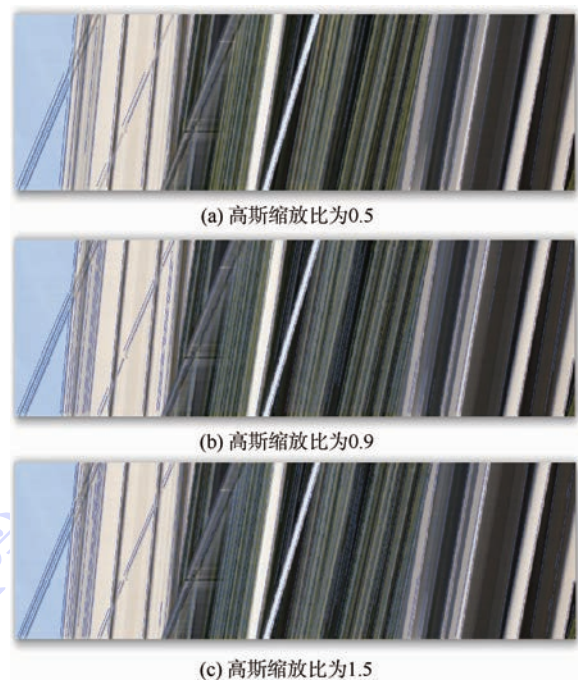


图 4 不同图像缩放比下 EPI 直线检测结果

Fig.4 EPI line detection results under different image scales

1) 为了消除后续场景中新出现物体的可能影响,划定有效直线边界:界定直线端点落在 EPI 前 10 行内的直线为考虑对象.

2) 为了弥补直线检测误差,将没有与 EPI 上边界直接相交的直线延长,计算推测交点.

3) 进一步筛选直线:剔除推测交点超出图像边界的直线,将由于延长而出现的两条重合直线合并为单条直线.

对于给定 y 值,对应的 EPI, 经过以上处理可以产生有序二元数组 (u, k) . 其中, u 为 EPI 直线与上边界交点坐标,即目标图像在纵坐标 y 下相应的横坐标值, k 为在此横坐标上的相应斜率. 遍历所有 y 值,即可获得目标图像在坐标 (u, y) 处的斜率值.

值得注意的是,此时的斜率值对于整个图像来说仍然较稀疏. 为了获得稠密的深度信息,本文通过插值映射在 x 轴方向得到完整的斜率表示. 采用插值方法的合理性缘于如下几点:

1) 原图像中深度变化较大的像素点颜色值变化显著,在 EPI 中可形成明显的直线特征.

2) EPI 中的直线可以被 LSD 算法较完整地检出,对检出直线对应像素可以估算较为准确的深度信息.

3) 两条 EPI 直线在原图像对应点之间的深度值变化连续且平滑.

因此,插值方法的选择就应当满足:

1) 为了保证已经检测到的深度值的准确性,

插值函数 f 必须经过给定的控制点,即满足 $f(u) = k$.

2) 插值函数 f 能够得到所有像素点处的估计深度值,即 f 在 $[0, X_{\max}]$ 的定义域上连续.

3) 插值函数在两个控制点之间平滑过渡,即对于给定的 $u_1, u_2, \forall x_1, x_2 \in [u_1, u_2]$, 式(4)成立.

$$f'(x_1) \times f'(x_2) > 0 \quad (4)$$

综合以上考虑,本文采用 PCHIP (Piecewise Cubic Hermite Interpolating Polynomial)^[15] 作为插

值方法,用以获取原图中任意像素点 (x, y) 处的斜率估计值 k .

由于 PCHIP 插值方法本身的特点,在靠近 $[0, X_{\max}]$ 两端的像素斜率估计值经常会出现过大或过小的情形,此时进一步设定 $[0, k_{\max}]$ 的区间作为界限规范化离群值.由式(2)知,可采用线性映射将斜率分布 (x, y, k) 变换为深度分布 (x, y, d) ,再次线性映射到灰度区间上,最终得到深度图的直观输出.提取深度图的直观过程及其结果如图 5 所示,图中红线标示了 EPI 在原图中的对应位置.

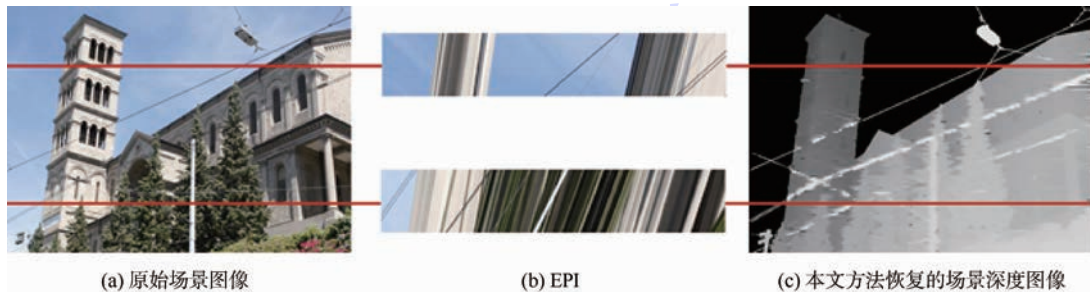


图 5 深度图获取过程

Fig. 5 Procedure of obtaining depth map

3 前景分割

前景分割主要分为动态场景和静态场景两个类别.当前静态场景的前景分割方法主要利用了图片的颜色信息或灰度特征,对于复杂场景分割的结果常会出现多度分割或者错误分割的情形,不易得到基于物体对象的分割结果.

现实场景中物体的区分常常表现为空间位置上的不连续性,本文中获取的场景深度信息为前景分割过程提供了第三维数据的支撑.在深度图基础上,对于不同空间层次的物体,设定相对应深度阈值即可实现对于物体对象的快速提取.

图 6 为 4.1 节“Mansion”场景深度图统计得到的图像直方图.观察可知直方图显现出了较为明显的深度分布特征,在灰度值上选定恰当阈值点即可区分场景中的不同物体.

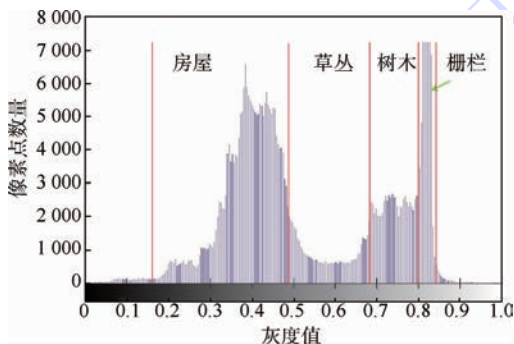


图 6 Mansion 场景深度图像直方图统计

Fig. 6 Depth image histogram of Mansion scene

4 实验结果

本文研究的适用情形是静态场景中基于物体的分割,数据要求使用在同一水平直线的不同角度拍摄的大量照片序列.实验采用 Kim 等^[6]构造的数据集.本文主要选取了“Church”、“Mansion”、“Statue”3 个场景作为实验对象,其中每个场景数据集包含了在由计算机控制的滑动平台上对同一静态场景在不同成像点处拍摄的 101 幅图像,图像均已经过矫正和对齐预处理.

4.1 对不同物体的分割结果

分别在 3 个数据集上进行前景分割测试.针对不同的目标物体设定相应的灰度阈值,绘制分割结果(如图 7 所示).直观上看,本文方法对景物细节上有着较好的分割效果.且在 Church 数据集中,对场景里的树木、塔与房屋这类颜色特征相近的物体,也实现了较好地分割.

采用文献[16]定义的查全率和查准率两个量化指标分析分割结果.其中查全率表示分割正确的像素数与标准分割像素数的比值,查准率表示分割图像中分割正确像素数和分割总像素数的比值.其中,用于比对的标准分割图像由人工标定获得.分别对“Church”中的塔、“Mansion”中的树和“Statue”中的雕像分割情况计算,如表 1 所示.

表 1 本文方法的量化评估

Table 1 Quantitive evaluation of our method

场景	查全率	查准率
“Church”	0.771	0.948
“Mansion”	0.922	0.903
“Statue”	0.896	0.885

4.2 与当前分割方法的比较

为了验证在复杂静态场景中本文方法前景分割的有效性,选取分水岭分割算法^[7]、Graph Cut 分割算法^[8]和基于 K-means 聚类的分割算法^[17]与本文方法作直观对比.

如图 8 所示,由于复杂场景中颜色(灰度)特

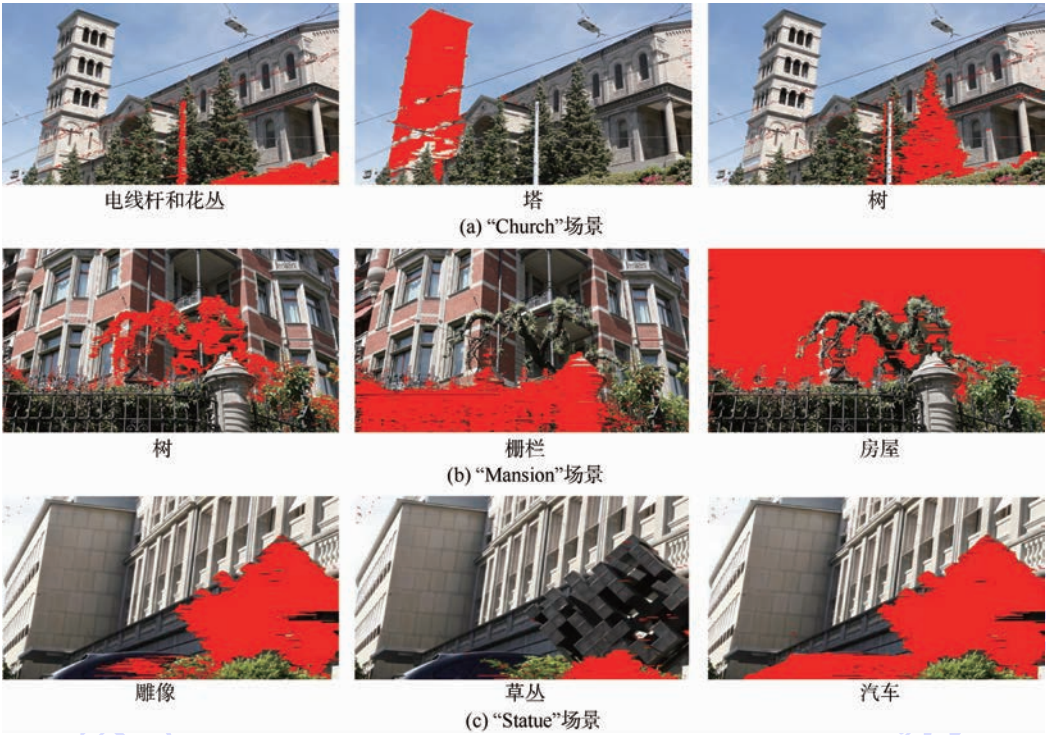


图 7 本文方法对不同场景中不同前景的分割结果

Fig. 7 Segmentation of different foreground in different scenes using our method

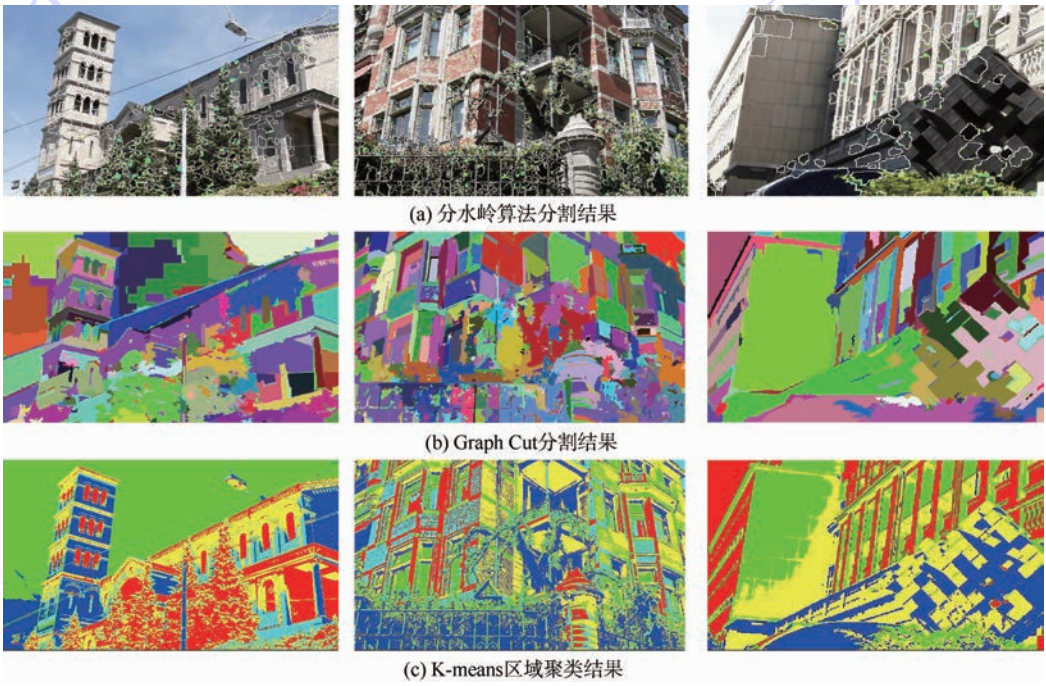


图 8 其他方法初步分割结果

Fig. 8 Preliminary segmentation results using other methods

征复杂多变,同一物体可能有对比反差较大的几个颜色(如“Mansion”场景中的树木)、不同物体也可能有相近的颜色(如“Church”场景中的树木),上述几种常用方法会产生比较明显的过分割问题,通常需要后续的处理过程才能形成针对特定目标物体的分割结果.相比之下,本文的方法更为简便有效.

5 结 论

本文基于三维光场原理,结合 LSD 直线检测和 PCHIP 插值方法提出了一种复杂场景中前景分割算法.实验结果表明:

1) 算法能够较为有效快速地恢复复杂场景中的深度信息.

2) 针对特定前景目标取得了较为理想的分割提取结果,克服了传统分割方法中存在的过分割问题.

3) 算法对输入图像数据要求较高,非等间隔拍摄的图像数据将对深度恢复和分割结果产生影响.

4) 对于场景中空间距离较近的物体不易得出满意结果.

为提升本文算法的鲁棒性和准确性,后续工作将结合图像边缘检测算法对前景提取过程加以改进.

参考文献 (References)

- [1] Bhattacharyya S. A brief survey of color image preprocessing and segmentation techniques [J]. *Journal of Pattern Recognition Research*, 2011, 6(1): 120-129.
- [2] Arbelaez P, Maire M, Fowlkes C, et al. Contour detection and hierarchical image segmentation [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2011, 33(5): 898-916.
- [3] Bolles R C, Baker H H, Marimont D V. Epipolar-plane image analysis: An approach to determining structure from motion [J]. *International Journal of Computer Vision*, 1987, 1(1): 7-55.
- [4] Levoy M, Hanrahan P. Light field rendering [J]. *Annual Conference on Computer Graphics*, 1996: 31-42.
- [5] Wanner S, Goldluecke B. Globally consistent depth labeling of 4D light fields [C] // *Proceedings of 2012 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 41-48.
- [6] Kim C, Zimmer H, Pritch Y, et al. Scene reconstruction from high spatio-angular resolution light fields [J]. *ACM Transactions on Graphics*, 2013, 32(4): 1-12.
- [7] Vincent L, Soille P. Watersheds in digital spaces: An efficient algorithm based on immersion simulations [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1991, 13(6): 583-598.
- [8] Felzenszwalb P F, Huttenlocher D P. Efficient graph-based image segmentation [J]. *International Journal of Computer Vision*, 2004, 59(2): 167-181.
- [9] Chan T F, Vese L A. Active contours without edges [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2001, 10(2): 266-277.
- [10] 皮志明,汪增福.融合深度和颜色信息的图像物体分割算法 [J]. *模式识别与人工智能*, 2013, 26(2): 151-158.
Pi Z M, Wang Z F. Image object segmentation algorithm by combining depth discontinuities and color information [J]. *Pattern Recognition and Artificial Intelligence*, 2013, 26(2): 151-158 (in Chinese).
- [11] 范忠良,蒋刚毅,郁梅.多视点图像的前景对象自动分割方法 [J]. *计算机辅助设计与图形学报*, 2009, 21(9): 1316-1320.
Fan Z L, Jiang G Y, Yu M. Automatic foreground object segmentation from multi-view images [J]. *Journal of Computer-aided Design & Computer Graphics*, 2009, 21(9): 1316-1320 (in Chinese).
- [12] Yu Y Z, Ferencz A, Malik J. Extracting objects from range and radiance images [J]. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, 2001, 7(4): 351-364.
- [13] von Gioi R G, Jakubowicz J, Morel J M, et al. LSD: A fast line segment detector with a false detection control [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2010, 32(4): 722-732.
- [14] Desolneux A, Moisan L, Morel J-M. Meaningful alignments [J]. *International Journal of Computer Vision*, 2000, 40(1): 7-23.
- [15] Fritsch F N, Carlson R E. Monotone piecewise cubic interpolation [J]. *SIAM Journal on Numerical Analysis*, 1980, 17(2): 238-246.
- [16] Maddalena L, Petrosino A. A self-organizing approach to background subtraction for visual surveillance applications [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2008, 17(7): 1168-1177.
- [17] Hartigan J A, Wong M A. Algorithm AS 136: A K-means clustering algorithm [J]. *Journal of the Royal Statistical Society. Series C (Applied Statistics)*, 1979, 28(1): 100-108.

3D light fields based foreground segmentation in static scenes

WEI Wei, LAO Songyang*, KANG Lai, BAI Liang

(Collage of Information System and Management, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To address the problem of extracting foreground objects from complex scenes, a 3D light field based method for foreground segmentation of static scenes was presented. Firstly, the method relies on densely sampled 3D light field formed by stacking a sequence of images captured at different viewpoints. These viewpoints were equally spaced along a linear path so that object trace was smooth in epipolar plan image (EPI). Secondly, line segment detection (LSD) method was performed to extract edges and compute the corresponding depth in EPI, based on which a depth map of the scene was obtained through a fast local depth interpolation algorithm. Piecewise cubic Hermite interpolating polynomial (PCHIP) algorithm proved to have desirable results in this phase. Finally, the recovered dense depth information was exploited to facilitate foreground segmentation. A threshold approach was used to separate different objects in scenes. Preliminary experimental results show that our method is able to estimate the correct relative spatial relation of multiple objects and our proposed foreground segmentation method reduces over-segmentation effects existed in traditional methods based on region clustering and mathematical morphology.

Key words: 3D light fields; epipolar plan image (EPI); depth map; static scene; foreground segmentation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0486



红外多光谱相机的图像串扰校正方法

陈慧伟^{1,2}, 赵慧洁^{*1}, 贾国瑞¹

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 中国人民解放军 63780 部队, 陵水 572427)

摘 要: 一种红外多光谱相机在 $1.55 \sim 2.35 \mu\text{m}$ 的波长区域有两个波段, 由于探测器位于同一焦平面基底上以及读出电路设计等的影响, 两谱段间存在串扰现象. 首先对图像的串扰现象进行了描述, 并对产生串扰现象可能的机理进行了分析. 其次, 从 HgCdTe 探测器焦平面阵列的内部结构及探测器的关键参数入手分析了光通过在焦平面区域的多次反射来进行反射及传输是光串扰及电串扰的机理; 同时读出电路不准确设计也导致了串扰现象, 并对串扰现象进行数学建模. 研究发现 B10 波段的串扰(负/正冲激)与 B11 波段的阶跃(上升/下降沿)相关. 最后基于所创建的数学模型对串扰现象进行了校正.

关键词: 红外多光谱相机; 串扰; HgCdTe 探测器; 读出电路; 一元线性回归

中图分类号: T751

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1337-06

串扰是成像光谱仪非理想成像特性中的一种, 有光串扰、电串扰和读出电路导致的串扰, 它广泛存在于现有的成像光谱仪之中, 对不同的成像光谱仪, 它所表现出的现象不同^[1-9]. MODIS-Terra 存在电串扰现象, 文献[1-4]提出了 MODIS 的电串扰校正方法. Terra 卫星搭载的推扫型多光谱成像仪 ASTER (Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer) 存在光串扰现象, 它导致成像数据中出现鬼影, 文献[7-9]提出了 ASTER 的光串扰校正算法及其改进算法. 本文所研究的一种红外多光谱相机有两个短波红外波段 B10 和 B11, 由于两个谱段探测器位于同一基底上以及探测器读出电路等影响, 两个谱段成像时相互之间有串扰, 这种串扰会影响图像的质量. 由于相机已无法改动, 只能通过图像处理的方式来解决串扰问题. 本文以 B10 谱段的串扰图像为例研究.

1 串扰现象描述

在实验室靶标图像边界处, 当 B11 谱段的输入发生阶跃变化时, 会在 B10 谱段相应位置产生和边界形状相同的串扰条纹, 条纹亮暗与阶跃信号的正负有关, 条纹与阶跃信号相距约 35 个像元, 宽度占 5 个像元左右.

如图 1 和图 2 所示, 中间亮区域为实验室靶标(视为均匀面光源), 两侧黑色区域为暗背景. 可以看到, 在 B10 谱段靶标左侧亮区域内出现一条暗线, 该暗线是由于 B11 谱段探测器从暗区进入亮区时, 探测器接收到一个上升的阶跃信号, 该阶跃信号导致 B10 谱段对应位置产生一个负脉冲, 从而导致输出 DN (Digital Number) 值低于正常值; 在 B10 谱段靶标右侧暗区域内出现一条亮线, 该亮线是由于 B11 谱段探测器从亮区进入暗区时, 探测器接收到一个下降的阶跃信号, 该阶跃

收稿日期: 2014-08-01; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2014-11-05 09:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0486.html

作者简介: 陈慧伟(1987—), 男, 甘肃敦煌人, 硕士研究生, huiweichen@163.com

* 通讯作者: 赵慧洁(1966—), 女, 辽宁沈阳人, 教授, hjzhao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为高光谱遥感, 光电测量.

引用格式: 陈慧伟, 赵慧洁, 贾国瑞. 红外多光谱相机的图像串扰校正方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1337-1342.
Chen H W, Zhao H J, Jia G R. Image crosstalk correction method of the infrared multispectral camera[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1337-1342 (in Chinese).

信号导致 B10 谱段对应位置产生一个正脉冲,从而导致输出 DN 值高于正常值.



图 1 B10 波段串扰图像

Fig. 1 Crosstalk image of B10 wave band



图 2 B11 波段串扰图像

Fig. 2 Crosstalk image of B11 wave band

2 串扰机理分析

该红外多光谱相机的焦平面为一种 PV 型 HgCdTe 红外焦平面阵列,采用背照射式接收红外辐射信号,为 N^+ -on-P 型红外焦平面器件,能够探测 $1.55 \sim 1.75 \mu\text{m}$ (B10) 和 $2.08 \sim 2.35 \mu\text{m}$ (B11) 两个谱段,由 HgCdTe 探测器和读出电路组成. HgCdTe 探测器像元成品字形排列,且完全对称,如图 3 所示;读出电路采用电容反馈跨阻放大器 (Capacitive feedback Transimpedance Amplifier, CTIA) 结构,与探测器通过钢柱互联.

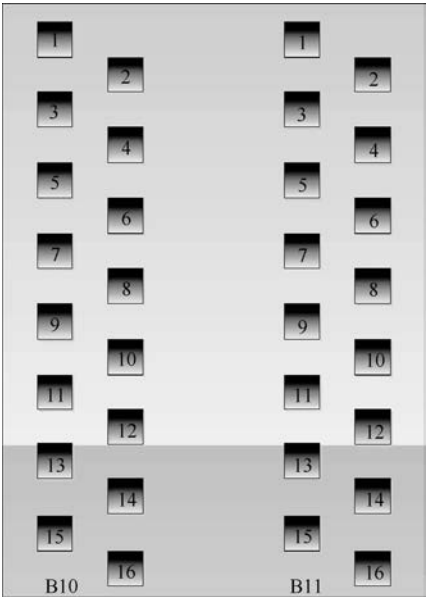


图 3 像元分布示意图

Fig. 3 Pixel distribution diagram

研究发现串扰的主要来源有: HgCdTe 探测器导致的串扰^[10] 和读出电路设计不当^[11]. HgCdTe 探测器对串扰的影响为光串扰和电串扰. 分别为探测器内部结构对光串扰的影响和探测器内部关键参数对电串扰的影响. 光串扰指的是探测器内部某个光敏元处的光信号经过斜入射、反射、衍射以及波导效应等进入了相邻的光敏元. 电串扰是指探测器某光敏元耗尽区的电荷扩散到相邻的光敏元,它和探测器的制作工艺密切相关. 读出电路设计不当也会导致串扰现象的产生.

2.1 探测器内部结构对光串扰的影响

红外焦平面器件对具体目标成像时,往往存在一定的入射角,入射光经过杜瓦宝石片窗口、真空层、GaAs 衬底,进入外延层 P 区并激发出光生载流子,然后被相应像元 PN 结区收集形成光电流. 如图 4 所示. 从光路图可以看出主要存在 3 种光串扰方式: 杜瓦窗口前后表面的多次反射、杜瓦窗口后表面与 GaAs 衬底前表面的多次反射、GaAs 衬底前后表面的多次反射沿横向蔓延^[12].

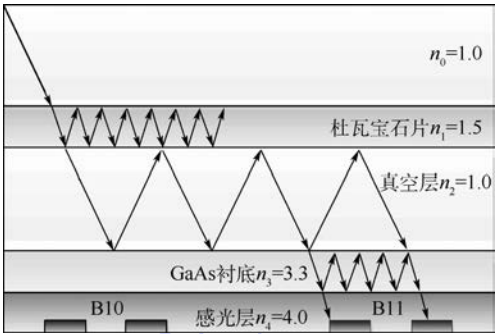


图 4 红外焦平面阵列斜入射光光路图

Fig. 4 Light path diagram of infrared focal plane devices with oblique incident beam

2.2 探测器内部关键参数对电串扰的影响

如图 5 所示,入射光经过 GaAs 衬底进入 P 区,大部分光子流在 P 区被吸收并激发出光生载流子;少部分光子流会透过 P 区在 PN 结结区以及 N^+ 表面进行吸收并激发出光生载流子,但是由于 PN 结结区厚度很薄,同时 N^+ 表面复合几率较高,PN 结区域对光电流的贡献实则很少^[13]. P 区光生载流子朝着不同方向进行扩散,一部分横向扩散至辐照像元 PN 结结区,被内建电场分开,通过外部电路形成光生电流;另外一部分横向扩散至另一谱段相邻像元,由于这一区域没有外部电路,光生载流子会不断积累,并继续向另一谱段相邻像元 PN 结结区进行扩散并收集,被其内建电场分开通过外部电路形成光电流,导致另一谱段相邻未被辐照像元存在电串扰;还有一少部分

纵向扩散至同一谱段的相邻像元,被 PN 结结区收集形成电串扰,但这种光串扰较小且可以通过相对辐射校正来消除。



图 5 HgCdTe 探测器 PN 结平视图

Fig.5 Plan view of PN junction in HgCdTe detector

研究发现:像元尺寸越大,电串扰越小;探测器温度升高,电串扰反而减小;衬底外延层越厚,电串扰越大;少子寿命越长,电串扰越大,且逐渐趋于稳定^[12]。

2.3 读出电路对串扰的影响

焦平面读出电路是红外焦平面探测器组成的一部分,它不直接参加辐射信号的探测,但它参加探测信号的传输过程,满足探测信号的准确传输是读出电路设计的基本要求. 读出电路设计不当也会导致串扰,文献[14]针对一种 128 像元×128 像元双色焦平面读出电路提出了一种串扰抑制设计. 由于该红外多光谱相机的两组读出电路共用模拟电源与模拟地,引发两通道的信号发生串扰。

3 串扰校正及评价

3.1 串扰模型建立

当 B11 波段实验室定标图像从暗变亮(对应上升沿)或从亮变暗(对应下降沿)时,对 B10 波段的图像产生负或正冲激,冲激的大小与上升或下降沿的斜率呈正相关,斜率越大,冲激越大,上升沿或下降沿的斜率均是从小变大、再从大变小的规律,在斜率最大处对应冲激值最大. 图 6 和图 7 揭示了两个谱段间相互的串扰影响. 可用一元线性函数来描述该关系:

$$Y = aX + b \tag{1}$$

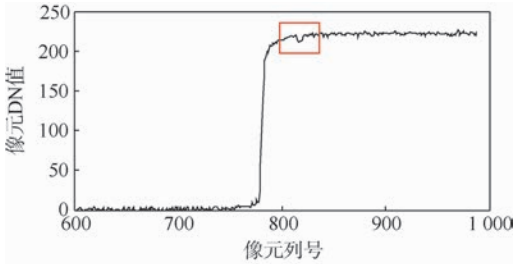
式中: $\begin{cases} Y = B_{10}(h) - B_{10}(i,j) \\ X = B_{11}(i,j+1) - B_{11}(i,j-1) \end{cases}$ (上升沿)

或 $\begin{cases} Y = B_{10}(i,j) - B_{10}(l) \\ X = B_{11}(i,j-1) - B_{11}(i,j+1) \end{cases}$ (下降沿)

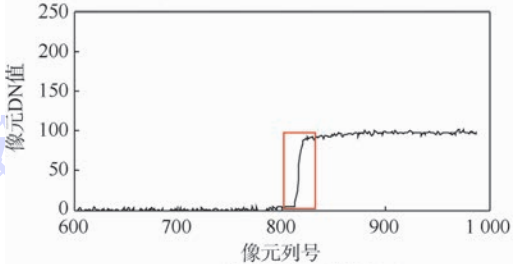
其中: $B_{10}(h)$ 为 B10 波段亮区的 DN 值; $B_{10}(l)$ 为 B10 波段暗区的 DN 值; $B_{10}(i,j)$ 为 B10 波段第 i 行第 j 列像元的 DN 值; $B_{11}(i,j+1)$ 为 B11 波段第 i 行第 $j+1$ 列像元的 DN 值; $B_{11}(i,j-1)$ 为 B11 波段第 i 行第 $j-1$ 列像元的 DN 值; X 为 B11 波段上升或下降沿的斜率; Y 为 B10 波段的对应像元处冲激大小; a 和 b 可用通过一元线性回归获得。

以一幅实验室靶标图像为例给出 B11 波段

图像上升沿/下降沿斜率 X 与 B10 波段图像负/正冲激 Y 之间的定量比例,如表 1 所示。



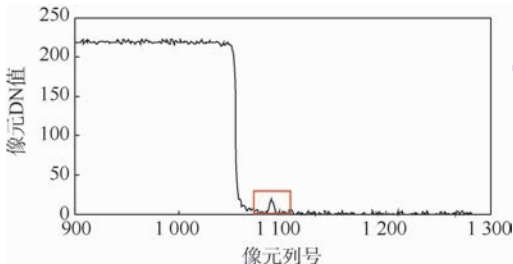
(a) B10波段图像负冲激位置



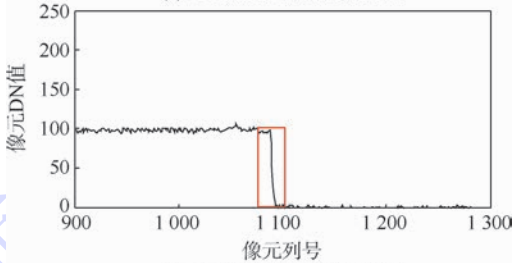
(b) B11波段图像上升沿位置

图 6 B11 上升沿对 B10 产生负冲激

Fig.6 Ascending edge of B11 produced negative pulse of B10



(a) B10波段图像正冲激位置



(b) B11波段图像下降沿位置

图 7 B11 下降沿对 B10 产生正冲激

Fig.7 Descending edge of B11 produced positive pulse of B10

表 1 X 与 Y 之间的定量比例

Table 1 Quantitative ratio between X and Y

序号	上升沿对应负冲激		下降沿对应正冲激	
	X	Y	X	Y
1	10	4.3	9	4.4
2	23	7.1	22	8.9
3	33	8.1	34	12.9
4	34	8.4	38	14.1
5	26	8.0	34	12.1
6	18	6.7	24	7.8
7	9	3.8	10	4.1

利用实验室定标图像,统计出 B10 波段与 B11 波段图像间的串扰影响规律,对统计数据进行一元线性回归拟合,如图 8 所示;得出校正参数,如表 2 所示.

利用广义噪声法评价校正后图像的非均匀性^[15](见表 3).

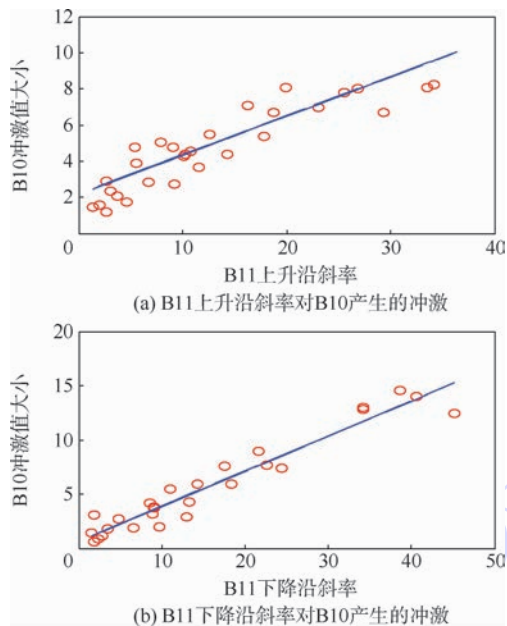


图 8 B11 对 B10 产生的影响

Fig. 8 Impact of B10 from B11

表 2 一元线性回归拟合参数

Table 2 Fitting parameter from unitary linear regression

B11 对 B10 的影响	<i>a</i>	<i>b</i>
B11 上升沿斜率	0.216	2.178
B11 下降沿斜率	0.321	1.528

3.2 串扰校正结果及评价

利用一元线性回归拟合得到的参数对靶标图像进行补偿. 在 B11 波段图像上升沿位置,对应于 B10 波段图像负冲激处,校正公式为

$$B_{10}(i,j)_{cal} = B_{10}(i,j)_{raw} + Y \tag{2}$$

式中:
$$\begin{cases} Y = aX + b \\ X = B_{11}(i,j+1) - B_{11}(i,j-1) \end{cases}$$

在 B11 波段图像下降沿位置,对应于 B10 波段图像正冲激处,校正公式为

$$B_{10}(i,j)_{cal} = B_{10}(i,j)_{raw} - Y \tag{3}$$

式中:
$$\begin{cases} Y = aX + b \\ X = B_{11}(i,j-1) - B_{11}(i,j+1) \end{cases}$$

$B_{10}(i,j)_{cal}$ 为校正后 B10 波段图像的 DN 值;
 $B_{10}(i,j)_{raw}$ 为校正前 B10 波段图像的 DN 值.

校正结果如图 9、图 10 所示.

通过对比图 9(a) 和图 9(b) 可以看出,方框内的暗的或亮的竖线被消除. 通过对比图 10(a) 和图 10(b) 可以看出,方框内的负冲激或正冲激被消除. 两组图像均证明了校正取得了较好效果.

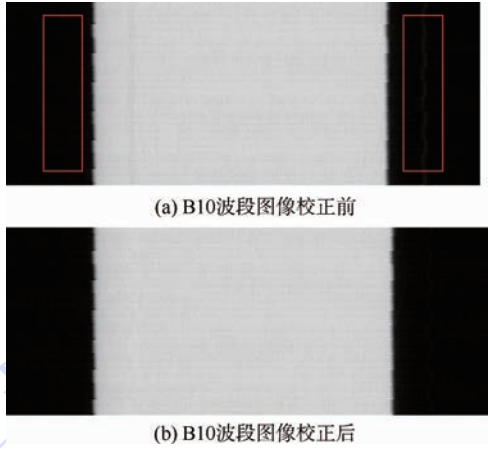


图 9 B10 波段靶标图像校正前后对比

Fig. 9 Comparison of B10 target image before and after calibration

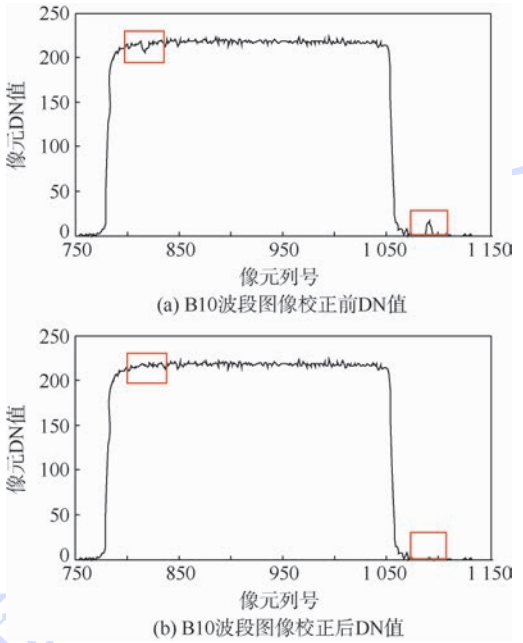


图 10 B10 波段靶标图像校正前后 DN 值对比

Fig. 10 Comparison of B10 target image DN value before and after calibration

$$A_{ve} = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n D_{ij} / (m \times n) \tag{4}$$

$$E = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left| \sum_{j=1}^n (D_{ij}/n) - A_{ve} \right| \tag{5}$$

$$R_E = E/A_{ve} \tag{6}$$

式中: A_{ve} 为整幅图像的均值; m 和 n 分别为图像的行数和列数; D_{ij} 为图像第 i 行第 j 列 DN 值; E 为各列 DN 值平均值与整幅图像均值差绝对值的平均值; R_E 为通过该幅图像计算得到的非均匀性.

表 3 校正前后非均匀性对比
Table 3 Comparison of non-uniformity before and after calibration

B10	非均匀性/%	
	校正前	校正后
负冲激处	1.42	1.18
正冲激处	1.74	0.91

利用广义噪声法对校正前后的非均匀性进行评价,B10 负冲激处校正前非均匀性为 1.42%,校正后非均匀性为 1.18%;B10 正冲激处,校正前非均匀性为 1.74%,校正后非均匀性为 0.91% 均匀性有一定的提升.

4 结 论

1) 导致该红外多光谱相机的图像产生串扰现象的机理有:光串扰、电串扰以及读出电路设计导致的串扰.串扰是 3 种因素导致的复杂现象.

2) 该红外多光谱相机 B10 谱段图像的串扰现象,通过标记 B11 谱段图像上升或下降沿的位置来确定.B10 谱段的图像产生负/正冲激值的大小与 B11 上升/下降沿的斜率呈一元函数关系,利用一元线性回归法拟合得到校正参数并校正图像.

参考文献 (References)

[1] Sun J Q,Xiong X X,Madhavan S, et al. Terra MODIS band 27 electronic crosstalk effect and its removal[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2014,52(3):1551-1561.

[2] Sun J Q,Xiong X X,Li Y H, et al. Evaluation of radiometric improvements with electronic crosstalk correction for Terra MODIS band 27 [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2014,52(10):6497-6507.

[3] Sun J Q,Madhavan S,Wenny B N, et al. Terra MODIS band 27 electronic crosstalk: Cause, impact, and mitigation [C] // Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XV. Bellingham, WA:SPIE,2011,81760Z:1-11.

[4] Oudrari H,Xiong S X,Che N Z, et al. Sensitivity study for sensor optical and electric cross-talk based on spectral measurements: An application to developmental sensors using heritage sensors such as MODIS[C] // Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGRASS). Piscataway, NJ: IEEE Press,2007:2856-2859.

[5] Youn H,Kam S,Han J C, et al. Optical crosstalk in CT detectors and its effects on CT images[C] // Medical Imaging 2014: Physics of Medical of Imaging. Bellingham, WA: SPIE, 2014, 90334V:1-9.

[6] Sun Y H,Zhang B,Yu M F. Crosstalk of HgCdTe LWIR n-on-p diode arrays [J]. Journal of Semiconductors, 2009, 30 (9): 094007-1-094007-4.

[7] Iwasaki A,Fujisada H,Akao H, et al. Enhancement of spectral separation performance for ASTER/SWIR [C] // Infrared Spaceborne Remote Sensing IX. Bellingham,WA:SPIE,2002:42-50.

[8] Tonooka H,Iwasaki A. Improvement of ASTER/SWIR crosstalk correction[C] // Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites VII. Bellingham, WA: SPIE,2004:168-179.

[9] Iwasaki A,Tonooka H. Validation of a crosstalk correction algorithm for ASTER/SWIR [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2005,43(12):2747-2751.

[10] 苏林,黄其煜. CMOS 图像传感器中的串扰与常用解决方案 [J]. 传感器与微系统,2008,27(8):65-68.

Su L,Huang Q Y. Crosstalk in CMOS image sensor and its solutions [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2008, 27(8):65-68 (in Chinese).

[11] 蔡海蛟,危峻,李雪. 线列探测器推扫成像中的锯齿拖影研究[J]. 光电技术应用,2010,31(2):300-302.

Cai H J, Wei J, Li X. Research on jagged lagging shadow in push-broom imaging with linear sensor array[J]. Semiconductor Optoelectronics,2010,31(2):300-302 (in Chinese).

[12] 邱伟成,王睿,徐中杰,等. PV 型 HgCdTe 线阵探测器的光学串扰[J]. 强激光与粒子束,2012,24(10):2326-2330.

Qiu W C,Wang R,Xu Z J, et al. Optical crosstalk of HgCdTe PV linear array detector [J]. High Power Laser and Particle Beams,2012,24(10):2326-2330 (in Chinese).

[13] 邓宁,田立林,任敏. 半导体器件基础 [M]. 北京:清华大学出版社,2008:530-535.

Deng N,Tian L L, Ren M. Fundamentals of semiconductor devices [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 530-535 (in Chinese).

[14] Lu W,Ding R J,Liu X Y, et al. 128 × 128 dual-color ROIC with electrical crosstalk resistant design[C] //5th International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technologies: Optoelectronic Materials and Devices for Detector, Imager, Display, and Energy Conversion Technology. Bellingham, WA: SPIE, 2010, 76585Z:1-7.

[15] 胡永富,张宇烽. 空间相机相对辐射定标精度分析 [J]. 航天返回与遥感,2007,28(4):54-57.

Hu Y F,Zhang Y F. Analysis of relative radiometric calibration accuracy of space camera [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing,2007,28(4):54-57 (in Chinese).

Image crosstalk correction method of the infrared multispectral camera

CHEN Huiwei^{1,2}, ZHAO Huijie^{*1}, JIA Guorui¹

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. The 63780 Unit of PLA, Lingshui 572427, China)

Abstract: There are two bands in the wavelength of 1.55 – 2.35 μm region for the infrared multispectral camera. Due to the detectors being located on the same focal plane assembly and the design of the readout circuits, one band was found to have crosstalk from other band. Firstly, the crosstalk phenomenon in the infrared multispectral camera image was described and the mechanism of crosstalk phenomenon was investigated. Secondly, based on the aspects of the inner structure of the HgCdTe detector's focal plane array and some important parameters of the detector, it was found that light is reflected and transported by multiple reflections in the focal plane area, which was mechanism of optical and electrical crosstalk phenomenon. Meanwhile, the readout circuits' inaccurate design could also lead to crosstalk phenomenon. Mathematical model was built based on crosstalk phenomenon. The research shows that the crosstalk phenomenon (negative/positive pulse) of B10 is relevant to the step (ascending/descending edge) of B11. At last, the crosstalk math model is validated and relevant correction algorithm is developed.

Key words: infrared multispectral camera; crosstalk; HgCdTe detector; readout circuits; unitary linear regression

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0526

基于四面体网格的软组织位置动力学切割仿真算法



白隽瑄, 潘俊君*, 赵鑫, 郝爱民

(北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191)

摘 要: 为满足虚拟手术中软组织变形与手术模拟的真实性和实时性要求, 提出了一种基于四面体网格和位置动力学的软组织切割模拟算法. 首先, 本算法以四面体作为软组织几何模型的基本操作单元, 物理模型采用位置动力学模型驱动软组织变形, 四面体网格的凸包形成软组织的外表面. 其次, 本算法对位置动力学模型进行了扩展, 支持了模型拓扑改变的情况, 使其适用于软组织的切割模拟. 再次, 利用支持纹理信息的四面体网格作为几何模型, 能生成细节丰富的切口. 最后, 在该算法上实现了力反馈设备的应用, 增加了切割过程中的触觉模拟, 增强了虚拟手术中手术环境和过程模拟的真实性. 实验表明: 该模型能提供真实和高效的变形模拟, 并具有较高稳定性和可操作性. 本算法目前已应用在北航虚拟现实技术与系统国家重点实验室开发的医学手术模拟器上. 合作医院在使用模拟器进行的腹腔镜检查手术方面已经做了前导性的研究, 医生对模拟器评价也较高.

关 键 词: 虚拟手术模拟; 切割; 变形; 四面体网格; 触觉渲染

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1343-10

随着计算机硬件处理性能的提升, 基于虚拟现实技术的手术模拟器得到了广泛研究. 而变形和切割模拟是虚拟手术中的关键技术. 模拟软组织变形和切割主要包含 3 个方面内容: ①使用合适的物理模型进行变形计算; ②处理切割时物理模型与几何模型的耦合问题; ③系统的碰撞检测、力反馈和控制等机制. 在设计变形和切割算法时要同时考虑以上 3 个问题, 保证系统具有较好的实时性和真实性.

虚拟手术模拟的对象一般是三维软组织, 研究者通常使用有限元法或质点弹簧法作为计算模型模拟变形, 但有限元法计算量较大, 不易满足实时性的要求, 而质点弹簧法容易产生抖动, 降低了系统的稳定性和真实性. 位置动力学模型^[1]

(position based dynamics) 是一种模拟可变对象的新方法, 这种方法最初用于模拟衣服、布料等二维对象, 目前已被 NVIDIA 公司封装在物理引擎 PhysX^[2] 中用于模拟三维对象. 该方法的计算量远远小于有限元法, 而真实性和可操作性比质点弹簧法要高. 但该方法目前不支持拓扑结构改变的情况, 因此还没有研究者在支持切割操作的虚拟手术系统中使用这种方法.

本文提出了一种采用位置动力学模型模拟三维软组织变形的办法. 为了模拟切割操作, 本文改进了原有的位置动力学模型, 使其支持拓扑改变的情况. 此外, 实现了力反馈设备的应用, 增加了切割过程中的触觉模拟, 提高了手术过程仿真的真实性.

收稿日期: 2014-08-25; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2014-12-17 09:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.0907.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61190120, 61190121, 61190125); 中央高校基本科研业务费专项资金(30356001)

作者简介: 白隽瑄(1990—), 男, 北京人, 硕士研究生, baijx6@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 潘俊君(1981—), 男, 湖北荆州人, 副教授, pan_junjun@buaa.edu.cn, 主要研究方向为虚拟手术、计算机动画等.

引用格式: 白隽瑄, 潘俊君, 赵鑫, 等. 基于四面体网格的软组织位置动力学切割仿真算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1343-1352. Bai J X, Pan J J, Zhao X, et al. Algorithm of position-based dynamics and cutting simulation for soft tissue using tetrahedral mesh[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1343-1352 (in Chinese).

本文的创新点有:①软组织模拟一般使用质点弹簧模型或者有限元作为物理模型,目前没有使用位置动力学的例子,本文采用了这种方法并和其他物理模型进行了比较,结果说明采用的物理模型有更好的变形效果;②本文改进了位置动力学模型,使之适用于拓扑改变的情况;③本文完善了切割方法,一方面对四面体分裂方法进行了扩展,避免了切口边缘的裂缝问题,另一方面对四面体网格增加纹理信息,使其能产生细节丰富的切口。

1 相关工作

切割模拟在虚拟手术中非常关键,尽管前人进行了深入的研究,但切割模拟到目前为止仍然是一个很有挑战性的问题。文献[3]从物理模型角度将切割模拟划分为3类:

1) 基于有限元的方法。这种方法使用有限单元模拟组织内部的生物力学属性,易于并行处理,但计算量较大。Sela等在文献[4]中设计了一种使用不连续自由形态变形的切割算法,这种方法通过改变潜在几何的拓扑结构实现切割操作。文献[5]提出了一种基于混合模型的层次化切割算法,并已被应用在腹腔镜手术模拟器中。Sifakis等使用基于四面体网格的有限元方法模拟皮瓣修复手术^[6]。文献[7]提出的算法通过从多精度体数据图片中删除最精细体素来实现切割操作。Dick等提出了一种基于六面体的切割算法^[8],这种方法使用多网格求解器计算变形。文献[9]提出了一种基于有限元的切割算法,并给出了相应的碰撞检测算法。

2) 基于几何规则的方法。这种方法使用几何原理模拟组织的物理属性,和有限元方法相比,这种方法计算速度快,但变形和切割真实性有所降低。文献[10]以表面模型描述软组织,并使用质点弹簧模型模拟变形,该方法利用解剖刀的深度信息产生切口和软组织的内部结构。Steinemann等设计了一种基于四面体网格的体模型切割算法^[11],该方法通过定义一个切割平面来避免产生退化三角形,该算法应用于息肉切除手术模拟器中。文献[12]提出了一种基于三角网格的实时切割算法,并被应用在白内障切除手术中。文献[13]提出了一种基于表面模型的切割算法,该算法在处理切割时,能产生较少的拓扑改变。为了提高计算效率,该方法使用了层次化数据库来控制网格细分。

3) 无网格方法。这种方法适合处理大变形的

情况,是有限元方法的一种扩展,但需要存储表面网格以表现切口信息。Steinemann等提出了一种基于无网格离散化变形场的切割算法^[14],该方法使用可见性图来进行形状更新。Pietroni等提出了切割立方体来模拟切割操作^[15]。

保持物理性质的变形方法是虚拟手术的一个重要研究内容。和上述方法不同,本文使用了Müller等提出的位置动力学模型^[1]作为物理模型。这种方法是一种基于几何的方法,和有限元方法与无网格方法相比计算量更小,和质点弹簧方法相比,提供了更好的稳定性,并且可以直接控制模型的位置,因此在游戏领域得到了广泛应用。最近,Macklin和Müller又将位置动力学模型应用到液体仿真^[16]。但到目前为止,位置动力学模型还不能直接应用到拓扑改变的情况下,而拓扑改变是切割模拟的关键内容。

除了上文提到的文献外,有不少研究者开发了特定的虚拟手术模拟器。文献[17]设计了基于体绘制的训练模拟器,该模拟器可以模拟肺、肝等器官的切割手术。Paloc等设计了一种网格可实时合并的模拟器^[18],该模拟器根据Delaunay准则对网格进行合并或分裂,从而提供合适的网格精度。文献[19]设计的模拟器支持肝脏切除手术、脑肿瘤切除手术。文献[20-21]设计了基于PhysX的手术模拟器,分别支持腹腔镜胃束带手术和胆囊切除手术。

2 框架概述

本文的系统框架如图1所示。

虚拟手术系统可分为几何模型、物理模型、切割模拟、视觉渲染和触觉渲染5部分。每部分的具体内容如下。

几何模型:软组织模型的组织方法。使用四面体网格表示软组织。四面体网格的凸包构成软组织的外表面,视觉渲染和触觉渲染只绘制外表面。

物理模型:物理形变的计算方法。以四面体网格为变形对象,使用位置动力学实现物理变形。不同于服装模拟,软组织模拟包含两种约束:拉力约束和体积保持约束。

切割模拟:包括交点计算和单元细分。切割时,要更新物理模型的约束条件和连接信息。

视觉渲染:以网格的外表面为渲染对象,使用OpenGL进行渲染。

触觉渲染:以网格的外表面为触觉对象,使用Geomagic Touch和OpenHaptics进行触觉模拟。当

手术器械挤压软组织时,系统会产生相应的力反馈效果。

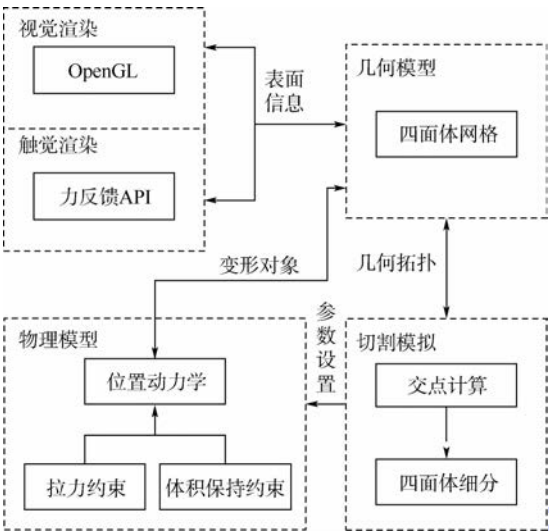


图 1 手术模拟系统框架

Fig. 1 System framework of surgery simulator

几何模型和物理模型两部分实现软组织的变形。切割模拟需要计算四面体的交点,得到交点后一方面修改几何模型的拓扑结构,另一方面修改物理模型的设置参数。触觉渲染提供了系统的人机交互接口,该部分和几何模型形成力反馈,并为手术器械提供位置、方向、受力等信息。

3 软组织对象的表示

使用四面体网格表示软组织对象。使用四面体网格而不是表面三角网格的一个优点是四面体网格能够在物理仿真时描述变形对象的内部结构。

脾脏、肝脏的模型是从 3dscience.com 上购买得到的。模型是 obj 格式的表面三角网格,并不包含四面体网格。使用 PhysX Viewer 生成四面体网格,但该网格不包含纹理信息。

在初始化时,通过比较每个三角面片被共享的次数判断该面片是否为四面体网格外表面(共享次数为 1 的面片为网格的外表面)。为了使四面体网格包含纹理信息,采用了如下的方法:遍历外表面上的每个顶点,寻找距离该顶点最近的三角网格顶点,并将三角网格顶点的纹理坐标赋值给四面体网格的顶点。四面体的内部网格一方面描述软组织的物理结构,另一方面在切割时形成切口。

图 2 所示是使用四面体网格表示的脾脏模型。图 2(a)渲染了带纹理的脾脏模型,图 2(b)渲染了脾脏模型的纹理和四面体网格。

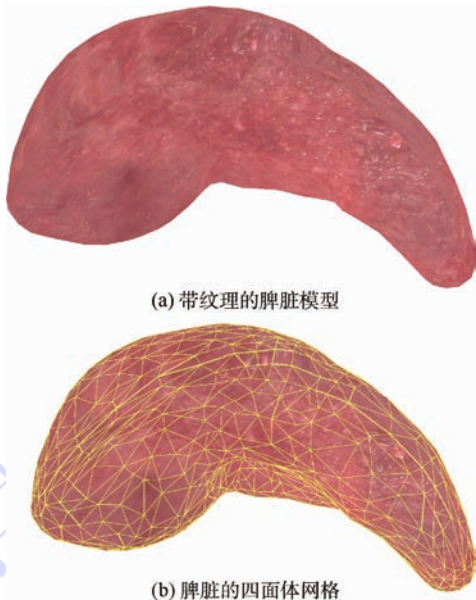


图 2 使用四面体网格表示脾脏

Fig. 2 Spleen using tetrahedral mesh

4 物理仿真

4.1 碰撞检测

碰撞检测用于判断解剖刀是否和软组织接触。设计了一种基于点的方法。方法如图 3 所示,其中 P 是解剖刀的刀尖,三角形面片 ABC 是距离 P 最近的四面体凸包上的面片, O 是 ABC 的重心, $\vec{ON}$ 是 ABC 的法向。判断解剖刀和软组织是否接触,只需判断 P 是否和最近三角形面片接触。最近三角形 ABC 是按照下面的方法搜索的:

- 1) 搜索点 P 为内部投影点的三角形,计算点 P 到每个三角形平面的欧式距离。
- 2) 对全部距离进行排序,选择具有最短欧式距离的三角形作为最近三角形。

找到最近三角形面片 ABC 后,用下面的方法

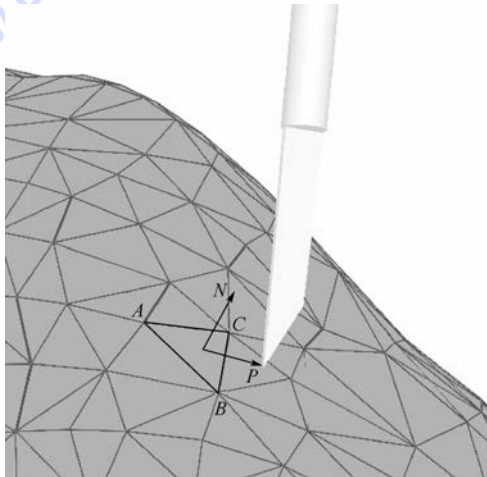


图 3 碰撞检测示意图

Fig. 3 Illustration of collision detection

判断解剖刀刀尖是否和三角形接触.

$$OP \cdot ON \leq 0 \quad (1)$$

如果式(1)成立,则 OP 与 ON 的夹角大于 90° ,解剖刀穿过三角形面片 ABC 所在的平面,否则解剖刀没有穿过面片所在平面.

当解剖刀和网格相接触并开始移动时,算法记录接触点,并开始计算解剖刀与四面体网格边和面的交点.

4.2 位置动力学模型介绍

位置动力学是一种直接由位置计算变形的启发式算法.在进行变形迭代时,不需要通过外力计算加速度,进而得到位置改变量.初始化时算法对模型施加几何约束,当模型中顶点的位置改变时,算法根据约束函数将每个点投影到合适的位置,从当前位置到下一位置的位置改变量可以用约束函数的梯度表示.其中,常用的几何约束包括:两个点的距离应保持不变、两个三角形面片的角度应保持不变、组成模型的每个四面体单元的体积应保持不变等.

每个约束可以表示成 $C_j(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n) = 0$ 的形式, j 为约束的序号, $\mathbf{x}_i$ 为受约束点的位置, n 为受该约束影响点的数量.对于每个点 $\mathbf{P}$ 和位置改变量 $\Delta\mathbf{P}$,约束函数 $C(\mathbf{P} + \Delta\mathbf{P})$ 可以展开为

$$C(\mathbf{P} + \Delta\mathbf{P}) =$$

$$C(\mathbf{P}) + \nabla_{\mathbf{P}} C(\mathbf{P}) \cdot \Delta\mathbf{P} + O(|\Delta\mathbf{P}|^2) = 0 \quad (2)$$

式中: $\Delta\mathbf{P}$ 为点 $\mathbf{P}$ 位置改变量; $\nabla_{\mathbf{P}} C(\mathbf{P})$ 为点 $\mathbf{P}$ 约束函数的梯度; $O(|\Delta\mathbf{P}|^2)$ 为 $\Delta\mathbf{P}$ 的二阶无穷小.

为了保证动量守恒,限定 $\Delta\mathbf{P}$ 和 $\nabla_{\mathbf{P}} C(\mathbf{P})$ 的方向相同,从而得到位置改变量为

$$\Delta\mathbf{P} = \lambda \nabla_{\mathbf{P}} C(\mathbf{P}) \quad (3)$$

式中: λ 为拉格朗日乘子.

4.3 变形计算流程

使用位置动力学主要有两个原因:①操作者可以直接控制模型的顶点位置;②位置动力学模型解决了质点弹簧模型不稳定的特点.上述两点使得位置动力学模型在虚拟手术中变得更加有吸引力^[20].位置动力学模型的计算过程包含5步.

1) 初始化四面体每个顶点的位置 $\mathbf{P}_i$ 和速度 $\mathbf{V}_i$.

2) 在每个时间间隔 Δt 中,按照式(4)更新顶点的速度 $\mathbf{V}_i^{\text{new}}$:

$$\mathbf{V}_i^{\text{new}} = \mathbf{V}_i + \mathbf{F} \Delta t w_i + \text{Damp}(\mathbf{V}_i) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{F}$ 为外力; $w_i = 1/m_i$, m_i 为该顶点的质量; $\text{Damp}(\ast)$ 为阻尼函数.

然后预测顶点位置,如式(5)所示.

$$\mathbf{P}_i^{\text{new}} = \mathbf{P}_i + \mathbf{V}_i^{\text{new}} \Delta t \quad (5)$$

3) 以预测位置 $\mathbf{P}_i^{\text{new}}$ 为参数,遍历所有约束条件,并通过迭代方法求解动态系统,得到更新后的位置信息 $\mathbf{P}_i^{\text{sol}}$.

4) 按照式(6)和式(7)更新最终的位置 $\mathbf{P}_i^{\text{fin}}$ 和速度 $\mathbf{V}_i^{\text{fin}}$:

$$\mathbf{P}_i^{\text{fin}} = \mathbf{P}_i^{\text{sol}} \quad (6)$$

$$\mathbf{V}_i^{\text{fin}} = (\mathbf{P}_i^{\text{fin}} - \mathbf{P}_i) / \Delta t \quad (7)$$

5) 开始下一时间间隔的计算,返回第2步,更新顶点的速度并预测位置.

位置动力学是一种基于几何的模拟方法,通过添加几何约束条件模拟物理变形现象.模拟软体变形时,考虑了两种约束条件:一种是拉力约束,另一种是体积保持约束.此外,式(3)可以细化为

$$\Delta\mathbf{P}_i = \frac{-w_i C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n)}{\sum_j w_j |\nabla_{\mathbf{P}_j} C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n)|^2} \nabla_{\mathbf{P}_i} C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n) \quad (8)$$

式中: $C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n)$ 为以所有顶点位置为输入的约束函数; $\nabla_{\mathbf{P}_i} C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n)$ 为函数关于顶点 $\mathbf{P}_i$ 的梯度. Müller 在文献[1]中给出了拉力约束改变量的推导,本文在下面给出了体积保持约束改变量的推导.

4.4 拉力约束

拉力约束用于模拟两个点之间的拉力和弹力.当两个点的距离在外力作用下发生变化时,施加在这两个点上的拉力约束使其恢复到原始距离.图4是两个点产生拉力约束的示意图,拉力约束的公式为

$$C_{\text{stretch}}(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2) = |\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2| - d \quad (9)$$

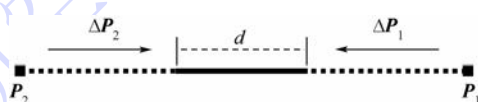


图4 两个点的拉力约束

Fig. 4 Stretching constraint between two vertices

式中: d 为 $\mathbf{P}_1$ 和 $\mathbf{P}_2$ 的静止距离. $\mathbf{P}_1$ 和 $\mathbf{P}_2$ 的梯度分别为

$$\nabla_{\mathbf{P}_1} C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2) = \frac{\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2}{|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2|} \quad (10)$$

$$\nabla_{\mathbf{P}_2} C(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2) = \frac{\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1}{|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2|} \quad (11)$$

式(11)~式(12)代入式(8),得到

$$\Delta\mathbf{P}_1 = \frac{w_1}{w_1 + w_2} (|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2| - d) \frac{\mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_1}{|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2|} \quad (12)$$

$$\Delta \mathbf{P}_2 = \frac{w_2}{w_1 + w_2} (|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2| - d) \frac{\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2}{|\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2|} \quad (13)$$

4.5 体积保持约束

体积保持约束用于保持四面体单元的体积不变,从而保持软组织的体积不变.图 5 为体积保持约束的示意图.图 5(a)为单个四面体的静止状态,当拖拽 $\mathbf{P}_4$ 成图 5(b)时, $\mathbf{P}_4$ 产生改变量 $\Delta \mathbf{P}_4$ 使其恢复为静止状态,其他顶点也产生对应的改变量.

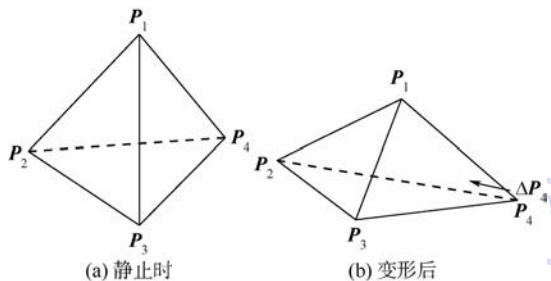


图 5 四面体的体积保持约束

Fig. 5 Volume conservation constraint in a tetrahedron

体积保持的约束函数为

$$C_{\text{volume}}(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \mathbf{P}_3, \mathbf{P}_4) = \frac{1}{6} [(\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2) \times (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_3)] \cdot (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_3) - V_0 \quad (14)$$

式中: V_0 为四面体变形之前的静止体积.根据式(14),得到 3 个梯度:

$$\nabla_{\mathbf{P}_2} C = \frac{1}{6} (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_3) \times (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_4) \quad (15)$$

$$\nabla_{\mathbf{P}_3} C = \frac{1}{6} (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2) \times (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_4) \quad (16)$$

$$\nabla_{\mathbf{P}_4} C = \frac{1}{6} (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_2) \times (\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_3) \quad (17)$$

由于 $\sum_i \nabla \mathbf{P}_i C = 0$, 可以得到

$$\nabla_{\mathbf{P}_1} C = -\nabla_{\mathbf{P}_2} C - \nabla_{\mathbf{P}_3} C - \nabla_{\mathbf{P}_4} C \quad (18)$$

代入到式(8)中,得到

$$\Delta \mathbf{P}_i = -\frac{w_i C_{\text{volume}}(\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \mathbf{P}_3, \mathbf{P}_4)}{\sum_{j=1}^4 w_j |\nabla_{\mathbf{P}_j} C|^2} \nabla_{\mathbf{P}_i} C \quad (19)$$

5 交互式切割算法

5.1 算法流程图

图 6 为一个时间间隔内的切割算法流程图.

5.2 四面体的渐进式切割

分裂四面体网格时,解剖刀被抽象为一条只有长度没有厚度的直线段.每一时刻的刀尖位置和刀柄位置均被记录下来,相邻时刻的对应端点连接形

成切割平面,算法使用切割平面计算解剖刀和四面体的交点.图 7 表示的是时间间隔为 Δt 时的切割平面 $\mathbf{P}_i \mathbf{P}_{i+1} \mathbf{Q}_{i+1} \mathbf{Q}_i$.使用 4.1 节的算法判断解剖刀是否和四面体网格接触.如果接触,开始计算四面体网格的所有边和面与解剖刀的交点.

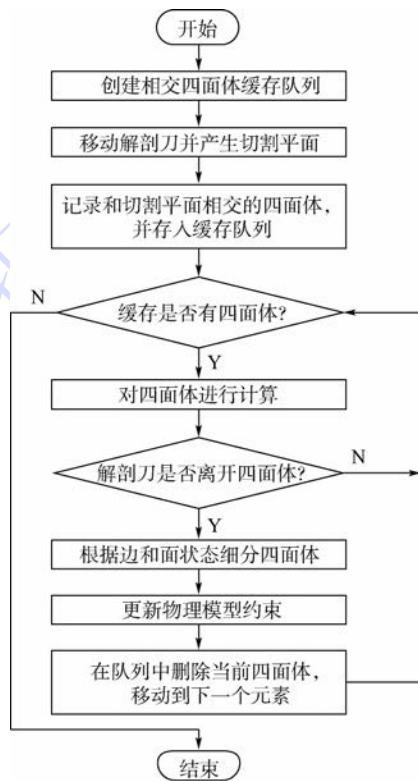


图 6 切割算法流程图

Fig. 6 Flowchart of cutting algorithm

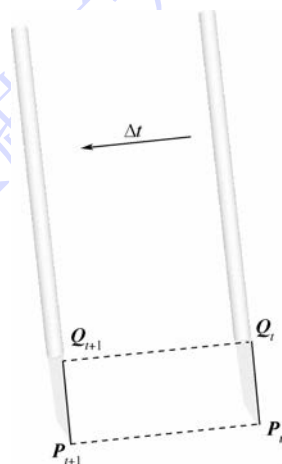


图 7 时间间隔为 Δt 时的切割平面

Fig. 7 Sweep surface between time interval Δt

计算交点时,需要计算出切割平面与四面体的边交点和面交点,算法将交点信息保存下来.四面体的边分裂状态和面分裂状态组成一张查找表,当解剖刀离开四面体时,算法按照查找表进行分裂,并更新和当前四面体有公共边或公共面的四面体.除了进行几何拓扑改变外,算法还需要更

新物理模型的约束条件. 当解剖刀离开表面网格时,四面体的切割过程也同时结束.

切割平面和单个四面体相交有 5 种情况,如图 8 所示,细分的方法参考最少生成原则^[22].

切割的首尾四面体可能会有不完全分裂的情况,为了避免软组织表面出现“T”型裂缝,又提出

了 3 种分裂方式,如图 9 所示. 状态 1 时,解剖刀和四面体的一条边有交点. 状态 2 时,解剖刀和四面体的两条边相交. 状态 3 时,四面体的 3 条边 V_1V_2 、 V_1V_3 和 V_3V_4 和解剖刀相交于点 E_1 、 E_2 和 E_3 , 深色区域是形成的切口, 分裂后的结果如图 10 所示.

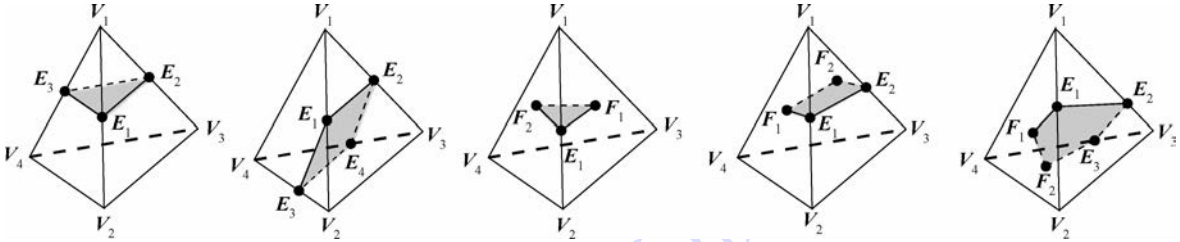


图 8 四面体的普通分裂方法
Fig. 8 General subdivisions for a tetrahedron

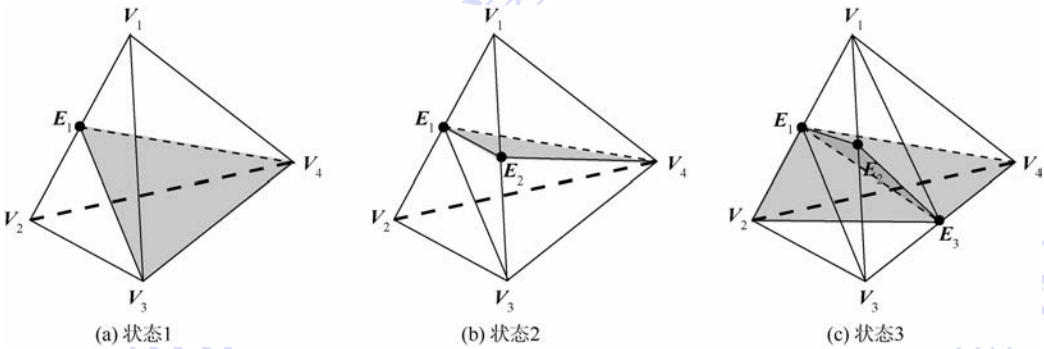


图 9 四面体的特殊分裂方法
Fig. 9 Special subdivisions for a tetrahedron

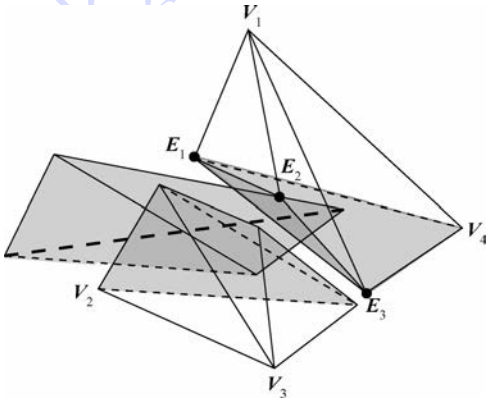


图 10 状态 3 特殊分裂后的结果
Fig. 10 Special subdivision result for condition 3

当分裂结束后,内部网格沿着切割平面分离,被切割平面切开的四面体单元的内表面三角面片形成切口. 由于四面体单元的体积比较大,在一次切割模拟时不会产生退化四面体,因此可以避免小四面体的合并.

5.3 拓扑改变时的位置动力学

切割操作会改变网格的原始拓扑,位置动力学模型并不支持拓扑改变的情况. 因此,改进了原始的位置动力学模型.

切割发生时会产生子四面体,因此需要对原有的约束进行更新:①删除被切割四面体的拉力约束和体积保持约束;②产生子四面体拉力约束和体积保持约束.

子四面体的拉力约束需要获得子边的静止距离. 边交点产生子边的静止距离为

$$d_{AP} = \frac{l_{AP}}{l_{AP} + l_{PB}}d \tag{20}$$

式中: d_{AP} 为顶点 A 到交点 P 的静止距离; l_{AP} 为顶点 A 到交点 P 的当前距离; l_{PB} 为交点 P 到顶点 B 的当前距离; d 为线段 AB 的静止距离.

对于面交点 P ,以计算子边 AP 的静止距离 d_{AP} 为例. 首先计算 P 在三角形 ABC 内的重心坐标 $(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$. 然后计算静止时的情况,如图 11 所示,射线 AP 与边相交于点 D .

由余弦定理可知,夹角 γ 的余弦函数可表示为

$$\cos \gamma = \frac{d_2^2 + d_3^2 - d_1^2}{2d_2d_3} \tag{21}$$

式中: d_1 为 AB 边边长; d_2 为 BC 边边长; d_3 为 AC 边边长.

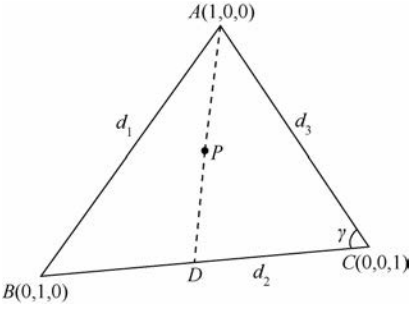


图 11 重心坐标示意图

Fig. 11 Illustration of barycentric coordinates

由重心坐标相关知识得到线段 DC 的长度为

$$d_{DC} = \frac{\lambda_2}{\lambda_2 + \lambda_3} d_2 \tag{22}$$

将式(21)和式(22)代入余弦定理,可得到线段 AD 的长度为

$$d_{AD} = \sqrt{\frac{\lambda_2}{\lambda_2 + \lambda_3} d_1^2 - \frac{\lambda_2 \lambda_3}{(\lambda_2 + \lambda_3)^2} d_2^2 + \frac{\lambda_3}{\lambda_2 + \lambda_3} d_3^2} \tag{23}$$

线段 AP 的长度为

$$d_{AP} = (\lambda_2 + \lambda_3) d_{AD} \tag{24}$$

子四面体的体积保持约束需要计算子四面体的体积,根据 4 个顶点的位置直接计算获得. 尽管子四面体的体积可能不是静止体积,但在变形程度不大的情况下,这种近似方法也可以模拟切割操作.

6 触觉渲染

触觉渲染可以使手术模拟器更接近真实手术环境. 当力反馈设备的触笔在触觉空间中碰到物体时,设备会产生相应的接触效果. 此外,可以对力反馈设备增加外设(剪式握柄、电刀式握柄),进一步提高真实性.

使用一台 Geomagic Touch 力反馈设备和 OpenHaptics HLAPI 进行触觉渲染. 该设备具有 6 个自由度 (x 、 y 、 z 、roll angle、pitch angle、yaw angle),工作空间为 $16\text{ cm} \times 12\text{ cm} \times 7\text{ cm}$,3 个轴的刚度分别为 $1.26, 2.31, 1.02\text{ N/mm}$. OpenHaptics 使用双线程机制,一个主线程负责通用计算,另一个线程负责触觉渲染,因此可以保证 1 kHz 的刷新率.

本文使用 HLAPI 提供的接口进行触觉渲染,因此作用力的计算不在本文的讨论范围. 当解剖刀或抓钳挤压软组织时,设备会根据虎克定律产生反弹力,如果解剖器械在软组织表面移动时,设备会产生摩擦力. 解剖刀和抓钳的位置可以通过设备获得. 系统的设备和环境如图 12 所示.

使用 OpenHaptics 时,需通过 3 步建立触觉渲

- 染:
- 1) 初始化为力反馈设备并创建上下文.
 - 2) 定义触觉帧,并在触觉帧内指定软组织对象.
 - 3) 指定对象的形状并渲染对象.
- 在渲染时需要注意,该接口认为按顺时针定义的面是正向面.

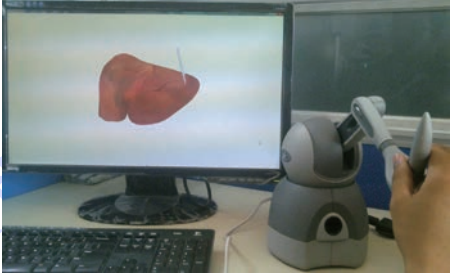


图 12 模拟系统的设备和环境

Fig. 12 Environment and equipment of the simulator system

7 实验结果和讨论

系统使用 C++、OpenGL、CUDA 和 OpenHaptics 实现,实验平台为 NVIDIA GeForce GTX 580、Intel(R) Xeon(R) CPU (2.53 GHz,8 核)和 12 GB RAM. 进行了 4 组实验:脾脏、肝脏、手臂和马. 手臂和马模型来自 3dlinks.com. 第 1 组是脾脏模型的实验,图 13 是变形的实验结果,图 14 和

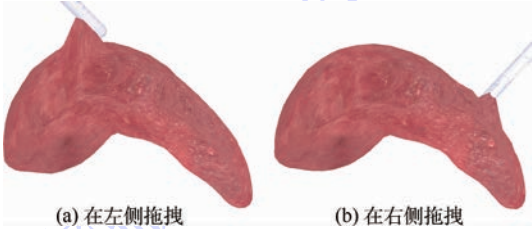


图 13 完整脾脏变形的模拟

Fig. 13 Deformation of an integrated spleen model

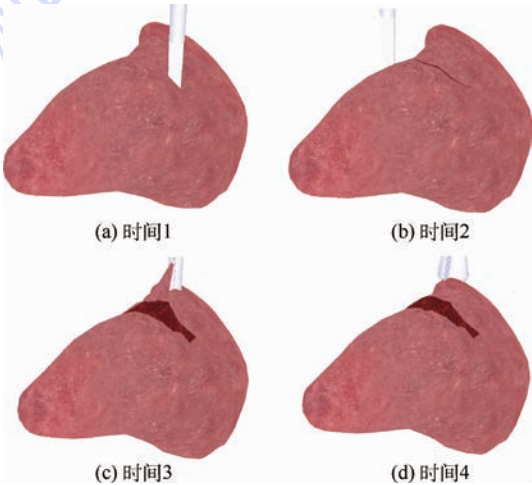


图 14 切割脾脏的模拟

Fig. 14 Simulation of cutting a spleen model

图 15 是切割的实验结果. 图 14 模拟了在脾脏表面切开一个小口的情况, 在重力的作用和相邻单元的约束下, 切口开始出现. 使用抓钳拖拽脾脏, 可以看见生成的切口. 图 15 模拟了切断脾脏并拖拽的情况. 第 2 组是肝脏模型的实验, 实验结果如图 16 和图 17 所示. 第 3 组是手臂模型的实验, 实验结果如图 18 所示. 第 4 组是马模型的实验, 实验结果如图 19 所示.

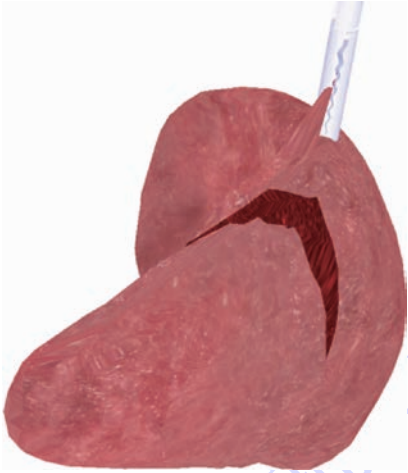


图 15 切断脾脏后的变形模拟
Fig. 15 Deformation after cutting spleen model

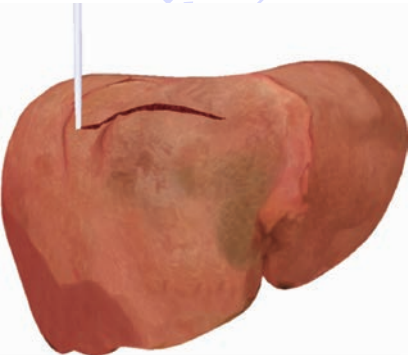


图 16 切割肝脏后的模拟
Fig. 16 Simulation of cutting a liver model



图 17 肝脏切口的模型
Fig. 17 Incision of liver model

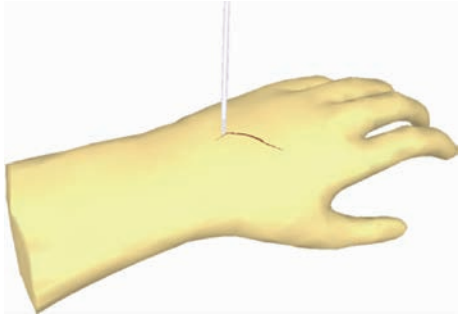


图 18 切割手臂的模拟
Fig. 18 Simulation of cutting a hand model



图 19 切割马后的变形模拟
Fig. 19 Deformation after cutting a horse model

由图 14 ~ 图 19 可得, 本文算法能很好地模拟切割操作, 并且切口比较真实.

在时间上, 针对不同的模型, 本文算法均能保证帧率在 60 帧/s 以上. 本文进一步分析了时间性能, 对上述实验进行了统计. 表 1 记录了不同模型四面体顶点数量、四面体数量和对应的时间开销.

表 1 中, 拓扑更新的时间包括相交计算. 由表 1 中可得, 物理变形时间与四面体的数量有关, 减少四面体的数量可以减小物理变形的时间. 拓扑更新的时间与切割区域的单元密度有关, 因此会出现单元数量少的马模型比手臂模型更耗时的情况.

表 1 不同模型的时间效率

Table 1 Time efficiency for different models						
模型	顶点	单元	物理 变形/ ms	几何 渲染/ ms	拓扑 更新/ ms	相交 计算/ ms
脾脏	711	2 385	1.2	11.9	3.2	2.9
肝脏	813	2 739	2.1	9.8	4.7	3.6
手臂	1 283	4 523	2.2	10.2	2.9	2.8
马	1 266	3 992	1.9	10.6	6.6	6.2

传统的虚拟手术模拟器一般采用质点弹簧模型作为物理模型, 但其不能直接描述体积保持约束, 为了证明本文使用的物理模型有更好的变形效果, 本文对比了基于显式欧拉法的质点弹簧模型和基于隐式欧拉法的质点弹簧模型. 图 20(a) 和图 20(b) 分别使用的是显式欧拉法和隐式欧拉法, 图 20(c) 是本文使用的位置动力学. 由于质点弹簧模型不能直接增加体积保持约束, 因此在变形时缺乏软组织内部的影响, 如图 20(a) 和图 20(b)

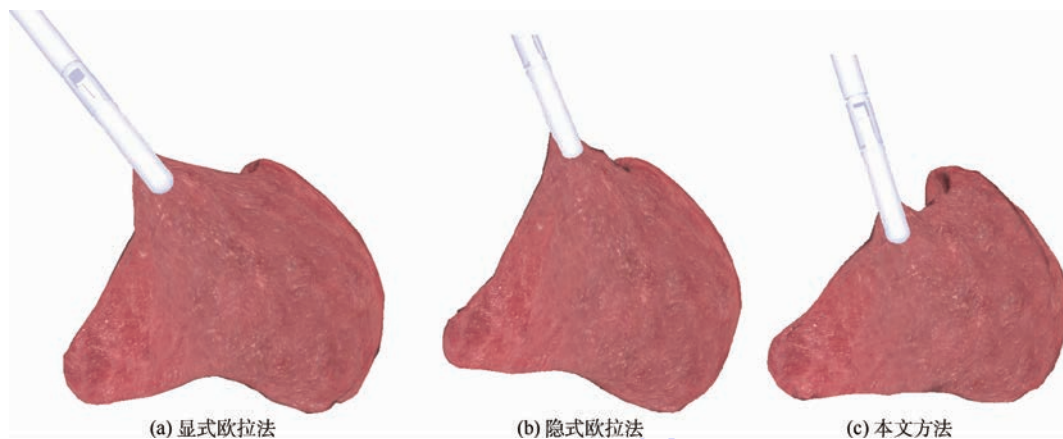


图 20 不同物理模型的变形效果

Fig. 20 Deformation effect among different physical methods

所示,而本文使用的位置动力学包含体积保持约束,因此变形时能体现软组织内部的影响。

8 结 论

本文提出一种基于位置动力学的软组织实时切割算法,并得到以下结论:

- 1) 对位置动力学进行了改进与扩展,使其支持拓扑改变的情况。
- 2) 使用改进的位置动力学模型能快速地模拟软组织的物理变形,使其能保证手术过程模拟的实时性。
- 3) 通过实验对比,扩展后的位置动力学模型可以更准确地描述软组织的形变特点,保证模拟器的真实性及稳定性。

参考文献 (References)

- [1] Müller M, Heidelberg B, Hennix M, et al. Position based dynamics[J]. Journal of Visual Communication and Image Representation, 2007, 18(2): 109-118.
- [2] NVIDIA Corporation. NVIDIA® PhysX® SDK Documentation [EB/OL]. Santa Clara, CA: San Tomas Expressway, 2014 [2014-10-25]. <http://docs.nvidia.com/gameworks/content/gameworkslibrary/physx/guide/Index.html>.
- [3] Wu J, Dick C, Westermann R. Physically-based simulation of cuts in deformable bodies: A survey [C] // Eurographics 2014 State-of-the-Art Report. Strasbourg: Eurographics Association, 2014: 1-19.
- [4] Sela G, Subag J, Lindblad A, et al. Real-time haptic incision simulation using FEM-based discontinuous free form deformation [J]. Computer Aided Design, 2007, 39(8): 685-693.
- [5] Choi C, Kim J, Han H, et al. Graphic and haptic modelling of the oesophagus for VR-based medical simulation [J]. The International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery, 2009, 5(3): 257-266.
- [6] Sifakis E, Hellrung J, Teran J, et al. Local flaps: A real-time finite element based solution to the plastic surgery defect puzzle [C] // Studies in Health Technology and Informatics. Amsterdam: IOS Press, 2009: 313-318.
- [7] Jerabkova L, Bousquet G, Barbier S, et al. Volumetric modeling and interactive cutting of deformable bodies [J]. Progress in Biophysics and Molecular Biology, 2010, 103(2-3): 217-224.
- [8] Dick C, Georgii J, Westermann R. A hexahedral multigrid approach for simulating cuts in deformable objects [J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics, 2011, 17(11): 1663-1675.
- [9] Wu J, Dick C, Westermann R. Efficient collision detection for composite finite element simulation of cuts in deformable bodies [J]. Visual Computer, 2013, 29(6-8): 739-749.
- [10] Zhang H, Payandeh S, Dill J. On cutting and dissection of virtual deformable objects [C] // Proceedings-IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 3908-3913.
- [11] Steinemann D, Harders M, Gross M, et al. Hybrid cutting of deformable solids [C] // Proceedings of the IEEE Virtual Reality Annual International Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 35-42.
- [12] Choi K S, Soo S, Chung F L. A virtual training simulator for learning cataract surgery with phacoemulsification [J]. Computers in Biology and Medicine, 2009, 39(11): 1020-1031.
- [13] Pan J J, Chang J, Yang X S, et al. Graphic and haptic simulation system for virtual laparoscopic rectum surgery [J]. International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery, 2011, 7(3): 304-317.
- [14] Steinemann D, Otaduy M, Gross M. Fast arbitrary splitting of deforming objects [C] // Proceedings of the 2006 ACM SIGGRAPH/Eurographics Symposium on Computer Animation. Aire-la-Ville: Eurographics Association, 2006: 63-72.
- [15] Pietroni N, Ganovelli F, Cignoni P, et al. Splitting cubes: A fast and robust technique for virtual cutting [J]. Visual Computer, 2009, 25(3): 227-239.
- [16] Macklin M, Müller M. Position based fluids [J]. ACM Transactions on Graphics, 2013, 32(4): 104.
- [17] Nakao M, Minato K. Physics-based interactive volume manipulation for sharing surgical process [J]. IEEE Transactions on Information Technology in Biomedicine, 2010, 14(3): 809-816.

[18] Paloc C, Faraci A, Bello F. Online remeshing for soft tissue simulation in surgical training[J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 2006, 26(6) : 24-34.

[19] Courtecuisse H, Allard J, Kerfriden P, et al. Real-time simulation of contact and cutting of heterogeneous soft-tissues[J]. Medical Image Analysis, 2014, 18(2) : 394-410.

[20] Maciel A, Halic T, Lu Z H, et al. Using the PhysX engine for physics-based virtual surgery with force feedback[J]. International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery, 2009, 5(3) : 341-353.

[21] Ahn W, Dargar S, Halic T, et al. Development of a virtual reality simulator for natural orifice transluminal endoscopic surgery cholecystectomy procedure[J]. Studies in Health Technology and Informatics, 2014, 196 : 1-5.

[22] Mor A, Kanade T. Modifying soft tissue models: Progressive cutting with minimal new element creation[C] // Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention-MICCAI 2000. Berlin: Springer, 2000 : 598-607.

Algorithm of position-based dynamics and cutting simulation for soft tissue using tetrahedral mesh

BAI Junxuan, PAN Junjun^{*}, ZHAO Xin, HAO Aimin

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

Abstract: In order to improve the realism and real-time performance of virtual surgery technique, a cutting algorithm for soft tissue using tetrahedral mesh and position-based dynamics was proposed. Firstly, the tetrahedral mesh was chosen as the geometrical model for soft tissue, and position-based dynamics were employed as the physical model. The external surface of soft tissue was formed by the convex hull of the tetrahedral mesh. Secondly, to support the cutting simulation, we also modified the position-based dynamics method to ensure it worked well when the topology of soft tissue model changed. Moreover, the tetrahedral mesh coupled with texture information was applied for the highly-detailed incision exposure. Finally, the haptic rendering was implemented on this dissection algorithm to enhance the realism of the surgery simulation environment. The experimental result shows that the simulator works effectively and stably with this physical model, when deformation and dissection occurs. Moreover, the algorithm has been used in the virtual surgery simulator designed by State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems in Beihang University. The laparoscopic surgeons from cooperative hospitals have given a pilot study and high evaluation has been given from the doctors for this simulator.

Key words: virtual surgery simulator; cutting; deformation; tetrahedral mesh; haptic rendering

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0529

基于模板匹配整帧屏幕视频帧内无损编码方法



冯立新, 陶品*, 温江涛, 杨士强

(清华大学 信息科学与技术国家实验室(筹), 北京 100084)

摘 要: 当前主流的视频压缩标准, 如 H. 264、HEVC 等, 主要是针对摄像机拍摄的视屏而设计的. 而屏幕内容(SC)的视频是由计算机生成的, 无噪声, 要求更高的压缩效率, 同时与摄像机拍摄的视频相比包含更多的结构相似性. 提出了一种利用屏幕视频中相似性的模板匹配帧内编码方法, 采用由 21 个像素点组成的模板, 以像素点为最小单位对整帧进行模板匹配, 并使用哈希函数实现高效的模板查找, 最后对残差图像进行熵编码. 实验结果显示, 与标准的 HEVC 扩展方法相比, 该方法在无损编码上压缩率可以提高一倍, 编码时间减小了近一半.

关 键 词: 屏幕视频编码; 模板匹配(TMM); 高效率视频编码(HEVC); 残差图像; 熵编码

中图分类号: TP37

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)07-1353-06

屏幕内容(Screen Content, SC)图像是指显示在计算机、台式机或移动终端等设备的图像, 其与用摄像设备捕获的自然图像有较大差异. 屏幕图像一般是由显示软件利用电脑的显卡生成的, 通常包括文字和图形界面, 导致屏幕图像的统计特性与传统图像差距也很大. 因产生方式和内容的差异, 屏幕图像和自然图像有诸多不同. 为减少失真增加保真度, 屏幕视频格式标准一般要求 4:4:4, 而传统视频的视频格式标准则是 4:2:0. 同时, 屏幕图像与传统图像同样也面临分辨率从高清、4K 到 8K 越来越高、帧率越来越高等问题, 在许多应用中即使在 10 Gb/s 网络带宽下也不能满足高清视频传输的要求^[1]. 最新视频压缩标准 HEVC/H. 265 主要面向传统视频. 为了应对屏幕视频带来的挑战, HEVC(High Efficiency Video Coding)建立了专门的工作组并在标准软件

(HM)基础上建立扩展软件 HM + RExt.

HEVC 编码单位是编码树单元(Coding Tree Unit, CTU), 其大小可为 64×64 , 32×32 或 16×16 . 与以前标准类似, HEVC 帧内编码的预测图像是通过相邻上面和左面的 CTU 重构图像边界和预测角度得到的, 在相同预测角度上的预测值相差不大^[2]. 文献[3]利用残余图像和预测的角度计算当前位置的预测值来进一步改进预测图像质量^[3]. 对屏幕图像来说, 文献[4]则移除双线性插值来降低编码后的码率^[4]. 这些方法的共同点是着重于 CTU 级别的预测方法来得到更高质量预测图像, 从而达到降低码率的目的.

HEVC 与以前的 H. 264/AVC 视频压缩标准一样都是采用预测编码和变换编码的混合编解码器. 帧内的预测编码利用空间统计相似性, 帧间预测编码则利用时间统计相似性. 变换编码则进一

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-10-25; 网络出版时间: 2014-12-19 16:32

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141219.1632.003.html

基金项目: 国家核高基重大专项(2013ZX01039001-002-003)

作者简介: 冯立新(1978—), 男, 山东临朐人, 硕士研究生, fenglixin@gmail.com.

* 通讯作者: 陶品(1974—), 男, 安徽芜湖人, 副教授, taopin@tsinghua.edu.cn, 主要研究方向为视频编码、嵌入式媒体处理.

引用格式: 冯立新, 陶品, 温江涛, 等. 基于模板匹配整帧屏幕视频帧内无损编码方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1353-1358. Feng L X, Tao P, Wen J T, et al. Lossless intra coding on whole frame for screen content video based on template matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1353-1358 (in Chinese).

步利用残差图像频域统计特性.但在屏幕内容视频编码中,频域统计特性与传统视频不同.屏幕内容的文字体积小、颜色少但对比度高、相似性高,采取传统的预测方法,会导致残差图像的空间统计特性发生改变,导致标准的变换编码方法编码效率变低.

目前的无损压缩方法是在基于块的编码框架下利用屏幕内容的特点进行编码.在帧内图像将当前编码块中的颜色进行分组建立索引,然后生成索引图,最后对索引图进行熵编码后与索引一起传输^[5].基于索引图,利用参考帧上的颜色组分类和在当前编码块上组分类的映射关系,可以在帧内很好地处理一些特殊的颜色变化^[6].基于当前编码块的直方图,对索引图进行预测也可以减少无损压缩的码率^[7].而基于标准 HEVC 编码和字典编码的双编码器也可以减少码率^[8].在帧内利用运动补偿^[9]和改进帧内预测的方法^[3-4]以及在帧内运用运动补偿的方法^[10]也可以提高编码的效率.

利用模板匹配的方法消除屏幕图像中的重复内容可以提高屏幕视频帧内图像的压缩率.模板匹配在视频编码中也有广泛的应用.在 H.264/AVC (Advanced Video Coding) 中可以直接将最优模板匹配的结果^[11]或将几个候选的模板匹配结果求平均数^[12]作为当前块的预测值.通过带权重的模板匹配和最优模板匹配也可提高无损情况的压缩比^[13].对残差图像用自适应的变换^[14]或非对称的离散正弦变换^[15]编码同样可以改进编码的效率.

模板匹配因为不需传输额外的信息和改善预测图像质量,可以显著提升编码质量.但模板匹配也带来了图像预测准确性差、编码时间增加、空间复杂度提升等问题.上述前人的方法都是基于块为单位来在一定范围内进行模板匹配,本文提出一种像素级别的整帧模板匹配方法,可以更好地解决这些问题.本文的方法通过哈希表快速找到最佳匹配模板,而以帧为单位进行编码可将模板匹配初始误差最小化,以像素为单位则可最大程度利用模板匹配方法的预测优势.最后,对残差图像利用熵编码进行进一步地压缩.

1 整帧模板匹配方法

通过观察和量化分析,发现在屏幕内容图像中存在许多重复的图像区域,例如在阅读本文的屏幕图像中,可以发现同一个文字在许多位置出现多次.基于这一屏幕图像中存在的规律,本文提

出了一种整帧的模板匹配帧内图像编码方法 (Template Matching Method, TMM),通过在一帧图像内尽可能地挖掘相似性从而提升帧内编码的效率.前人的研究中,模板匹配方法一般是以块为单位,比如在 4×4 大小的块上进行模板匹配.由于块的边界不一定和相似图像区域的边界正好匹配,因此基于块的模板匹配效果有时并不够理想.此外,以块的方式进行模板匹配和预测,一般还需要记录最优匹配的位置信息,这将给编码器带来比较大的编码代价.如果以像素为单位进行预测时,每个像素点都要记录最佳匹配的位置信息,其代价几乎不可接受.因此本文提出的整帧模板匹配方法并不在码流中记录最佳匹配的位置,而是通过编解码器使用同样的数据集合和同样的方法寻找最佳匹配模板的位置,从而不需要在码流中存储位置信息,节省了比特流.

本文提出的整帧模板匹配方法以单个像素为模板匹配单位,针对相似性很强的屏幕内容图像,可以在绝大部分像素点上取得残差为 0 的模板匹配预测结果,该方法的编码器结构框图如图 1 所示.

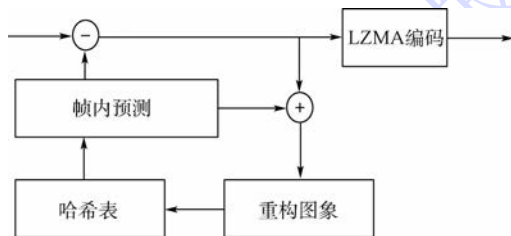


图 1 模板匹配帧内编码算法框架

Fig. 1 Algorithm framework of TMM intra frame coding

在图 1 中,帧内图像与预测图像的残差经过 LZMA 无损压缩后形成压缩码流,同时残差与预测图像相加后形成重构图像,由于这一过程是无损的,重构图像中每个像素的值和原始图像实际上完全相同,只是重构图像在编码过程中是逐步填充的,只有已经被编码的像素点出现在重构图像中,并用于后续像素点的预测.编码器内部有一个哈希表,每帧图像开始编码前哈希表为空,每个像素点被编码后,其左侧和上方的已重构像素点构成一个待匹配模板,该模板经过哈希后被加入编码器内建立的哈希索引表中,并用这个索引表和下一个待编码像素点周围已重构像素点构成的模板进行匹配,根据最佳匹配来预测待编码像素点的预测值,所形成的残差再送入 LZMA 无损编码器.

帧内图像中的所有像素点按照从左到右,从上到下的顺序依次进行预测和编码.在整帧的所

有像素点都被编码完毕后,输出缓存区得到的就是当前帧的残差图像.对残差图像进行熵编码,比如本文中使用了 LZMA 熵编码算法,就得到了编码后的码流.对一帧图像的全部区域进行最优模板匹配的查找是一项非常耗时的操作,对高清或更高分辨率的图像更是如此,普通的方法往往需要数个小时才能完成全部匹配计算,且复杂度随图像大小呈级数增长.为了提升模板匹配方法的匹配准确度和匹配查找速度,TMM 算法设计了良好的匹配模板和快速匹配查找算法,这是算法设计的两个核心问题.本文提出的方法设计了一种由 21 个像素点组成的匹配模板,并通过在重构像素点基础上建立哈希表来加速模板的查找过程.值得注意的是因为所有的操作都是基于重构图像的数据,所以解码端与编码端在哈希表的构建和查找过程是完全一样的,这就保证了解码端的解码正确性.此外,虽然哈希表相对全搜索将会得到次优的匹配结果,但精心设计的哈希表可以减弱这方面的负面影响.实验结果表明:哈希表和哈希查询过程在屏幕视频中效果很好,速度也非常快.在 1.1~1.3 节中将分别给出模板设计、哈希表构建和预测过程的具体细节.

1.1 模板设计

通常来说,如果模板较大会导致计算量增大和准确性变差,而模板较小也会降低预测的准确性,因此合理选择模板的大小和形状对预测的效率具有重要影响.对 H.264 来说,实验表明 4×4 大小的模板对屏幕内容是一种合理的选择^[11-12].如图 2 所示,本文采用 21 个像素点组成模板,其中 X 表示模板对应的像素点.它的左面和上面的 21 个像素点位置构成匹配模板,这些像素点都是已重构的像素点,如果相应位置的像素点不存在或者尚未重构,该位置在模板中的值记为 0.

16	17	18	19	20	21
15	8	9	10	11	12
14	7	2	3	4	5
13	6	1	X		

图 2 21 个像素点模板
Fig.2 21 pixel points template

如图 3 所示,将这 21 个像素点根据位置分为 $G_1 \sim G_8$ 的 8 组:

- $G_1: \{1\}$ $G_2: \{2\}$ $G_3: \{3\}$ $G_4: \{4,5\}$ $G_5: \{6,7,13,14\}$ $G_6: \{8,15,16,17\}$ $G_7: \{9,10,18,19\}$ $G_8: \{11,12,20,21\}$

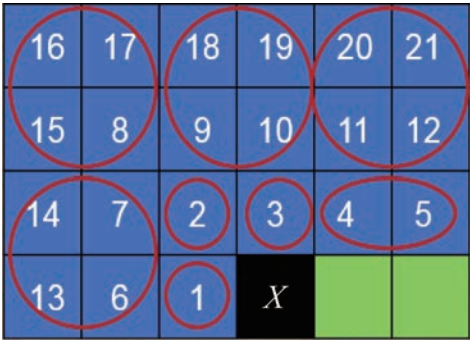


图 3 21 个像素点模板分为 8 组
Fig.3 21 pixel paints template classified into eight groups

计算每组像素点值的平均值 $g_i (i = 1, 2, \cdots, 8)$,作为模板的特征值.因此一个模板 template 可以被表示为 8 个值域在 $0 \sim 255$ 之间的特征值.1.3 节中的模板匹配操作就是基于这 8 维特征向量的比较.

template = vector{ $g_1, g_2, g_3, g_4, g_5, g_6, g_7, g_8$ }

显然越靠近待预测像素 X 的模板中的点越重要,因此 G_1, G_2, G_3 只包含一个像素, G_4 包含两个像素, $G_5 \sim G_8$ 包括 4 个像素.求平均值的操作可以在模板匹配过程中抑制远离 X 位置的模板噪音的影响.

1.2 哈希表构建

在图像中通过全搜索进行模板匹配是一个非常耗时的操作,特别是对于图像中底部的像素来说.例如,对于一个分辨率为 $1920 \text{ 像素} \times 1080 \text{ 像素}$ 的图像来说,右下角的最后一个像素,如果要用全搜索方式进行模式匹配,需要执行 $1920 \times 1080 - 1 = 2\,073\,599$ 次匹配操作,也就是约 200 万次匹配操作,在普通台式机上这一个像素的匹配操作需要超过 0.5 h 的时间.为了加快匹配过程,本文提出的整帧模板匹配引入哈希表来大幅度提升匹配操作的速度.

从 1.1 节可知,每个模板的特征向量由 8 个在 $0 \sim 255$ 之间的数值组成.本文选择每一个特征值的高位的 3 个比特来构成整个模板的哈希值,8 维特征向量共计形成 24 bit 的哈希值,这样整个哈希表的长度为 $2^{24} = 16 \text{ M}$.在帧内预测编码过程中,每个哈希值都对应一个链表,该链表保存模板特征为该哈希值,且模板中 21 像素值不重复的所有对应像素点在图像中的位置.进行模板匹配操作时,首先计算模板的哈希值,然后以 $O(1)$ 的复杂度迅速找到该哈希值对应的链表,再在当前链表中逐个比较对应位置的模板,从而找到最佳匹配的模板.

为了进一步加速模板匹配的速度,每个新像

素被编码后,该像素的模板在加入链表时,还将与链表中已有的模板进行比较,如果模板相同或相近,则不再在链表中增加该模板的信息,从而可以有效缩短链表的长度,提高了哈希查找的速度.如果模板与链表中的已有模板差距较大,则在链表的末尾增加一个新的节点,记录新模板的 X 像素所在位置等信息,以备后续编码的像素点获得更好的匹配.由于模板中的每一位向量都只取前 3 个比特作为哈希值,所以哈希值对模板之间的细微区别是不敏感的,从而可以帮助编解码器都能快速准确地找到接近最佳的匹配.

随着一帧图像的帧内编码过程的进行,哈希表也会在相应的链表中包含越来越多模板.假定在最坏情况下,帧内图像中每个像素都有不同的模板,比如对 1920 像素 $\times$ 1080 像素分辨率的帧来说,在哈希表中最多有大约两百万个模板.这样在 16 M 个哈希表项中,平均每个哈希表项所对应的模板数量不到 1/8 个,也就是哈希表项对应的链表长度较短.实际的一帧屏幕图像来说,由于存在很多相同或类似的模板,总模板数远小于两百万个.实验结果显示,在实际屏幕帧内图像上,哈希表项对应的最长链表长度不超过 1000,大部分哈希表项对应的链表长度为 0,不为 0 的哈希表项对应的平均链表长度大约是 20.这意味着对每个像素点来说,只需要约 20 次模板查找操作就可以找到接近最佳的匹配模板.因此,通过引入哈希方法,模板匹配查找的速度得到了大幅度的提高.

1.3 预测过程

对一帧图像中的每个像素,可以利用 1.2 节设计的哈希表快速找到相对当前模板的最佳匹配模板.与最佳匹配模板对应的像素被用作当前像素的预测值.这就是模板匹配的预测过程,它几乎和哈希表的构建过程相似,但也有一些微小的差异.

对当前像素来说,模板和哈希值的计算是与哈希表构造过程是完全一样的.利用哈希值,模板匹配的方法在哈希表中找到对应的链表.通过分别比较当前像素和链表中模板对应位置的 21 个像素是否相等,计数完全相同的模板中像素点个数,计算两个模板的相似度.

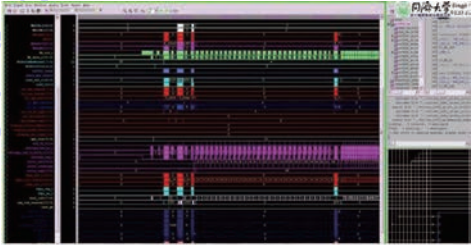
预测的过程要遍历对应链表中的所有节点,从链表中找到与当前待预测像素点对应模板最相似的模板,将该模板对应 X 像素点位置的值做为待预测像素点的预测值,从而完成像素的预测操作.

对屏幕内容的图像来说,有大约 80% 左右的像素点会得到与原始值相同的预测值.这就意味着图像中超过 80% 的像素点预测残差是 0,这为

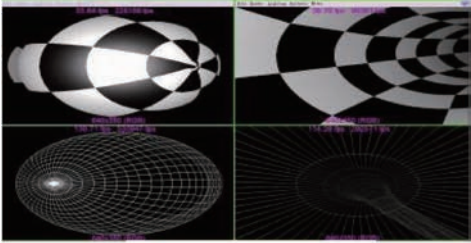
后续的 LZMA 等熵编码打下了非常好的基础.

2 实验

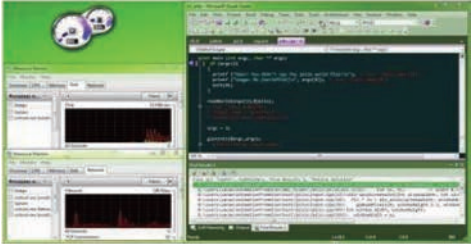
在实验中用到了 5 个屏幕视频的序列,如图 4 所示.这些测试序列是 HEVC 在屏幕编码方面的标准测试序列^[16].这些序列的视频格式都是 RGB 4:4:4,包含 3 个分量红色、黄色和蓝色.作为对比的基准编码器是 HEVC 的屏幕视频编码 HM12-RExt4.1 参考软件,采用的是每帧均做帧内编码的配置.



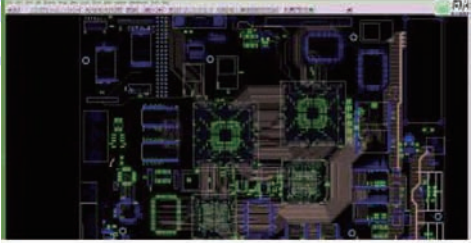
(a) CAD waveform



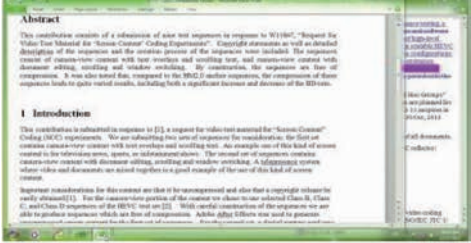
(b) cg twist tunnel



(c) Programming



(d) pcb layout



(e) Word editing

图 4 屏幕内容视频测试序列

Fig.4 Screen content testing video sequences

对屏幕图像的每个像素点进行模板匹配,模板匹配方法就是 1.1 节到 1.3 节中介绍的 21 个像素点组成的模板和 24 比特哈希表,最后的熵编码采用的是 7-zip 软件中的 LZMA 熵编码器.

每个序列的的前 10 帧图像用整帧模板匹配的方法进行无损帧内编码,计算 10 帧图像的平均码率和编码时间,如表 1 所示. 与文献[10]中的帧内运动补偿方向相比,压缩率更高,编码时间更

少. 其中:Seq. 为序列名称;M 为编码器所采用算法,分别为 HEVC 视频编码 HM12-RExt4.1 参考软件所实现的算法和本文提出的 TMM 算法;Bits 为编码后所占的比特数,KB;CR 为压缩率;CR ratio 为 TMM 算法的压缩率与参考软件对应算法压缩率的比值,大于 1 表示 TMM 算法压缩效率更优;Time 为编码时间,s;Time ration 为参考软件对应算法编码时间与 TMM 算法编码时间的比值,大于 1 表示 TMM 算法编码时间更短.

表 1 实验结果
Table 1 Experimental results

Seq.	M	Bits/KB	CR	CR ratio	Time/s	Time ratio
CAD waveform	HM12-RExt4.1	426.1	14.26	2.86	371.9	1.99
	TMM	149.1	40.74		186.3	
cg twist tunnel	HM12-RExt4.1	425.1	6.35	1.91	219.0	1.75
	TMM	222.1	12.2		125.3	
pch layout	HM12-RExt4.1	505.1	12.08	2.1	381.5	1.73
	TMM	239.5	25.37		219.9	
Programming	HM12-RExt4.1	567.8	4.77	1.57	232.8	1.73
	TMM	361	7.48		134.8	
Word editing	HM12-RExt4.1	712	3.79	1.88	213.9	1.75
	TMM	378.1	7.14		121.9	

实验结果表明:整帧无损模板匹配的编码方法相对当前的 HEVC HM12-RExt4.1 编码算法,有 2 倍左右的压缩比提升,同时编码时间也较少,时间只有参考软件的 $\frac{1}{2}$ 左右,且模板匹配方法具有高度的并行性,未来可以考虑使用 GPU (Graphics Processing Unit) 等方式给予并行加速,还可以进一步提高编码速度.

以图 3(a)中的 CAD waveform 序列的第一帧图像的 第一个分量黄色来说,残差图像为 0 的就有 1 959 263 个,绝对值在 [1,5] 有 27 474 个,[6,20]有 2 621 个,大于 100 的有 66 231 个,它们占整个残差图像的比例分别为 94.5%、1.3%、0.1% 和 3.2%. 残差图像不为 0 的点按照行来说,总的趋势是越来越少,最少的只有 5 个点,但不稳定. 对哈希表来说,共有 26 890 项,链表的总长度是 50 322,平均长度为 1.87,链表长度超过 30 的共有 42 个,链表最长为 1 485.

3 结 论

屏幕图像相较自然图像有更多的结构相似性. 模板匹配方法可充分利用这种特性减少数据相关性,从而得到更高的压缩效率. 本文提出了一种针对屏幕视频的整帧无损帧内模板匹配的编码方法,该方法在无损情况下相比当前最新技术水平的 HEVC 扩展软件可以达到约 2 倍的压缩比提升,

压缩算法执行时间只需一半左右. 下一步的研究工作通过改善模板设计和哈希表设计,采取其他的熵编码器,该方法有更大的潜力取得更好的性能.

参考文献 (References)

[1] Vermeir T. Use cases and requirements for lossless and screen content coding[C] // Proceedings of 13th Meeting of Joint Collaborative Team on Video Coding (JCT-VC) of ITU-T SG 16 WP 3 and ISO/IEC JTC 1/SC 29/WG 11, 2013: JCTVC-M0172.

[2] Woo-Jin H, Sullivan G J, Ohm J, et al. Overview of the high efficiency video coding (HEVC) standard[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2012, 22(12): 1649-1668.

[3] Zhou M H, Gao W, Jiang M Q, et al. HEVC lossless coding and improvements[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2012, 22(12): 1839-1843.

[4] Saxena A, Chen H M, Felix F C. Rce3: Nearest-neighbor intra prediction for screen content video coding[C] // Proceedings of 15th Meeting of Joint Collaborative Team on Video Coding (JCT-VC) of ITU-T SG 16 WP 3 and ISO/IEC JTC 1/SC 29/WG 11, 2013: JCTVC-00049.

[5] Lan C L, Shi G M, Wu F. Compress compound images in H.264/MPGE-4AVC by exploiting spatial correlation[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2010, 19(4): 946-957.

[6] Peng X, Xu J, Wu F. Exploiting inter-frame correlations in compound video coding[C] // Proceedings of IEEE Visual Communications and Image Processing (VCIP). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 6115952.

[7] Guo X, Li B, Xu J Z, et al. AHG8: Major-color-based screen con-

- tent coding [C] // Proceedings of 15th Meeting of Joint Collaborative Team on Video Coding (JCT-VC) of ITU-T SG 16 WP 3 and ISO/IEC JTC 1/SC 29/WG 11, 2013; JCTVC-00182.
- [8] Lin T, Zhang P J, Wang S H, et al. Mixed chroma sampling-rate high efficiency video coding for full-chroma screen content [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2013, 23(1): 173-185.
- [9] Pang C, Sole J, Guo L W, et al. Nonrce3: Intra motion compensation with 2-D MVS [C] // Proceedings of 14th Meeting of Joint Collaborative Team on Video Coding (JCT-VC) of ITU-T SG 16 WP 3 and ISO/IEC JTC 1/SC 29/WG 11, 2013; JCTVC-N0256.
- [10] Budagavi M, Kwon D-K. AHG8: Video coding using intra motion compensation [C] // Proceedings of 13th Meeting of Joint Collaborative Team on Video Coding (JCT-VC) of ITU-T SG 16 WP 3 and ISO/IEC JTC 1/SC 29/WG 11, 2013; JCTVC-M0350.
- [11] Tan T K, Boon C S, Suzuki Y. Intra prediction by template matching [C] // Proceedings of International Conference on Image Processing, ICIP. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1693-1696.
- [12] Tan T K, Boon C S, Suzuki Y. Intra prediction by averaged template matching predictors [C] // Proceedings of 4th Annual IEEE Consumer Communications and Networking Conference, CNCC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 405-409.
- [13] Wige E, Yammine G, Amon P, et al. Sample-based weighted prediction with directional template matching for HEVC lossless coding [C] // Proceedings of 2013 Picture Coding Symposium (PCS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 305-308.
- [14] Lan C, Xu J, Wu F, et al. Intra frame coding with template matching prediction and adaptive transform [C] // Proceedings of International Conference on Image Processing, ICIP. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1221-1224.
- [15] Su H, Han J N, Xu Y W. An optimized template matching approach to intra coding in video/image compression [C] // Proceedings of SPIE-IS Electronic Imaging-Visual Information Processing and Communication V. Bellingham WA: SPIE, 2014: 902904.

Lossless intra coding on whole frame for screen content video based on template matching

FENG Lixin, TAO Pin*, WEN Jiangtao, YANG Shiqiang

(National Laboratory for Information Science and Technology, TNList, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The-state-of-art video compression standards, such as H.264 and high efficiency video coding (HEVC) are mainly designed towards the camera-captured video. However, screen content (SC) video is created by the computer without noise, which needs higher efficiency than the camera-captured video. SC picture contains more structural similarity in contrast to camera-captured picture which could be used to improve the intra-picture compression ratio. A template matching method (TMM) was proposed by exploiting this similarity for SC intra lossless picture. The 21 pixel points template and the high efficiency 24-bits hash table were designed in TMM intra frame coding. For every picture, the first step was to use template matching for every pixel, and then speed up the matching processing by hash function, finally encode the residual picture by entropy coding. Experimental results show that TMM can double the lossless compression ratio compared to HEVC range extensions version 4.1 and reduce the compression time by half.

Key words: screen content coding; template matching method (TMM); high efficiency video coding (HEVC); residual picture; entropy coding

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主 任（主 编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委：马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊 1956 年创刊）

第 41 卷 第 7 期 2015 年 7 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.7 July 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主 编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮 编 100191

地 址 北京市海淀区学院路 37 号

印 刷 北京科信印刷有限公司

发 行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100191, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 20.00 元 / 期

ISSN 1001-5965

