



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



2019-03

Vol.45 No.3

目 次

基于改进共生生物搜索算法的空战机动决策 高阳阳, 余敏建, 韩其松, 董肖杰 (429)

动力涡轮转子结构系统力学特性稳健设计方法 洪杰, 沈玉芄, 王永锋, 马艳红 (437)

激光焊接带口盖加筋壁板剪切性能分析 回丽, 陈晓伟, 周松, 杨文军, 王磊 (446)

一种含闭环支链的新型并联机构设计与分析 房海蓉, 王立, 张海强, 杨会 (454)

基于 ℓ^p 的 DTV 图像去噪模型 庞志峰, 张慧丽, 史宝丽 (464)

激发跃迁速率对热力学非平衡氮气紫外辐射的影响
..... 吴杰, 余西龙, 段然, 朱希娟, 李霞, 马静 (472)

循环电载荷下大功率 LED 金引线疲劳断裂寿命预测
..... 樊嘉杰, 李磊, 钱诚, 胡爱华, 樊学军, 张国旗 (478)

基于 GA-SVM 的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法 孙波, 梁勇, 汉牟田, 杨磊, 荆丽丽, 俞永庆 (486)

颈动脉内血流动力学特征受向前加速度影响的数值模拟 刘岩, 孙安强 (493)

阻拦着舰过程中飞行员颈部的损伤分析与预测
..... 包佳仪, 王兴伟, 周前祥, 谌玉红, 李晨明, 刘华蔚 (499)

基于代理模型的制导火箭炮发射诸元计算方法 赵强, 汤祁忠, 韩璐礼, 杨明, 陈志华 (508)

六相永磁容错轮毂电机多物理场综合设计方法 郭嗣, 郭宏, 徐金全 (520)

卫星姿态控制系统执行器微小故障检测方法 李磊, 高永明, 吴止媛, 张学波 (529)

基于切换系统的变体飞行器鲁棒自适应控制 梁小辉, 王青, 董朝阳 (538)

悬停状态下小型无人直升机飞行动力学模型辨识 武梅丽文, 陈铭, 王放 (546)

基于分段常值推力的水滴悬停构型控制策略 白晟州, 王慧疆, 韩潮, 张斯航 (560)

大型机场滑行道航空器交通流特性仿真 薛清文, 陆键, 姜雨 (567)

基于相干度优化的极化顺轨干涉 SAR 慢小目标 CFAR 检测 张鹏, 张嘉峰, 刘涛 (575)

窄线宽半导体激光器的热设计及优化 刘思喆, 全伟, 翟跃阳 (588)

基于近似动态规划的目标追踪控制算法 李惠峰, 易文峰, 程晓明 (597)

结冰条件下的飞行控制律重构设计方法 王良禹, 徐浩军, 李颖晖, 李哲 (606)

带落角约束的新型二阶滑模三维制导律 史绍琨, 赵久奋, 崇阳, 杨奇松, 尤浩 (614)

类 X-51A 飞行器非定常湍流精细模拟 余华峰, 刘宏康, 陈树生, 阎超 (624)

带衬套沉头螺栓复合材料/金属接头拉伸性能
..... 陈坤, 舒茂盛, 胡仁伟, 郭鑫, 程羽佳, 程小全 (633)

CONTENTS

Air combat maneuver decision-making based on improved symbiotic organisms search algorithm
..... GAO Yangyang, YU Minjian, HAN Qisong, DONG Xiaojie (429)

Robust design method for mechanical characteristics of power turbine rotor structural system
..... HONG Jie, SHEN Yupeng, WANG Yongfeng, MA Yanhong (437)

Shear property analysis of laser welding stiffened panel with cover
..... HUI Li, CHEN Xiaowei, ZHOU Song, YANG Wenjun, WANG Lei (446)

Design and analysis of a novel parallel mechanism with closed-loop limbs
..... FANG Hairong, WANG Li, ZHANG Haiqiang, YANG Hui (454)

Image denoising model based on ℓ^p directional total variation
..... PANG Zhifeng, ZHANG Huili, SHI Baoli (464)

Influence of excitation and transition rates on ultraviolet radiation of thermal nonequilibrium nitrogen
..... WU Jie, YU Xilong, DUAN Ran, ZHU Xijuan, LI Xia, MA Jing (472)

Fatigue fracture lifetime prediction for gold bonding wires of high-power LED under cyclically electrical loading
..... FAN Jiajie, LI Lei, QIAN Cheng, HU Aihua, FAN Xuejun, ZHANG Guoqi (478)

GNSS-IR soil moisture inversion method based on GA-SVM
..... SUN Bo, LIANG Yong, HAN Mutian, YANG Lei, JING Lili, YU Yongqing (486)

Influence of forward acceleration on hemodynamic characteristics of carotid arteries: A numerical simulation
..... LIU Yan, SUN Anqiang (493)

Analysis and prediction of neck injury of pilots during carrier aircraft arrest deck-landing
..... BAO Jiayi, WANG Xingwei, ZHOU Qianxiang, SHEN Yuhong, LI Chenming, LIU Huawei (499)

Method for calculating firing data of guided rocket launcher based on surrogate model
..... ZHAO Qiang, TANG Qizhong, HAN Junli, YANG Ming, CHEN Zhihua (508)

Integrated design method of six-phase fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor based on multi-physics fields
..... GUO Si, GUO Hong, XU Jinquan (520)

Small fault detection method for actuator of satellite attitude control system
..... LI Lei, GAO Yongming, WU Zhihuan, ZHANG Xuebo (529)

Robust adaptive control for morphing aircraft based on switching system
..... LIANG Xiaohui, WANG Qing, DONG Chaoyang (538)

Identification of flight dynamics models of a small-scale unmanned helicopter in hover condition
..... WU Meiliwen, CHEN Ming, WANG Fang (546)

Teardrop hovering configuration control strategy based on piecewise constant thrust
..... BAI Shengzhou, WANG Huijiang, HAN Chao, ZHANG Sihang (560)

Aircraft taxiway traffic flow characteristic simulation at large airport
..... XUE Qingwen, LU Jian, JIANG Yu (567)

Slow and small target CFAR detection of polarimetric along-track interferometric SAR using coherence optimization
..... ZHANG Peng, ZHANG Jiafeng, LIU Tao (575)

Thermal design and optimization of narrow linewidth semiconductor lasers
..... LIU Sizhe, QUAN Wei, ZHAI Yueyang (588)

Target tracking control algorithm based on approximate dynamic programming
..... LI Huifeng, YI Wenfeng, CHENG Xiaoming (597)

Reconfigurable design method of flight control law under icing conditions
..... WANG Liangyu, XU Haojun, LI Yinghui, LI Zhe (606)

Novel second-order sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints
..... SHI Shaokun, ZHAO Jiufen, CHONG Yang, YANG Qisong, YOU Hao (614)

High-resolution unsteady turbulence simulation of an X-51A-like aircraft
..... YU Huafeng, LIU Hongkang, CHEN Shusheng, YAN Chao (624)

Tensile performance of countersunk bolted composite/metal joints with sleeve
..... CHEN Kun, SHU Maosheng, HU Renwei, GUO Xin, CHENG Yujia, CHENG Xiaoquan (633)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0395

基于改进共生生物搜索算法的空战机动决策



高阳阳^{1,2}, 余敏建^{3,*}, 韩其松³, 董肖杰¹

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 中国人民解放军 93175 部队, 长春 130000;

3. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051)

摘 要: 针对现代空战机动决策问题, 提出了一种基于改进共生生物搜索(SOS)算法的空战机动决策方法。首先, 分析了传统基本机动动作库存在的不足, 对其进行了改进和扩充, 设计了 11 种常用的基本机动动作; 然后, 综合考虑角度、距离、速度、高度和战机性能优势, 构造了战机机动决策优势函数; 最后, 针对传统共生生物搜索算法在收敛速度、收敛精度以及局部最优上存在的缺陷, 将轮盘赌选择方法、动态变异率和梯度思想引入到传统算法当中, 对算法有效性和算法性能进行了仿真分析。仿真结果表明, 改进的共生生物搜索算法在收敛速度、收敛精度以及跳出局部最优上更具优势, 能够满足空战机动决策需求。

关键词: 机动决策; 共生生物搜索(SOS); 机动动作库; 轮盘赌; 动态变异; 梯度

中图分类号: V271.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0429-08

近年来, 随着高新技术的快速发展, 战机的机动性能得到了提高, 但同时也给飞行员进行实时、高效的机动决策带来了很大困难。如何根据复杂的战场态势, 快速、合理地进行空战机动决策, 充分发挥战机空战作战效能, 已经成为空战决策中最为关键的问题之一。目前, 用于解决空战机动决策问题的智能算法有遗传算法^[1]、贝叶斯网络^[2]、影响图法^[3]、微分对策法^[4]、支持向量机^[5]及其混合优化算法^[6]等。然而这些算法收敛速度较慢, 实时性差, 有时得不到稳定的解, 严重影响飞行员进行空战机动决策。

共生生物搜索(Symbiotic Organisms Search, SOS)算法是由 Cheng 和 Prayogo^[7]在 2014 年提出的一种新的智能算法。该算法在收敛速度和收敛精度上与传统智能算法相比具有较明显的改善, 但是也存在缺陷, 如容易陷入局部最优、收敛速度慢等。共生生物搜索算法从提出至今已有部分学者进行了改进。文献^[8]提出了一种基于子群拉

伸操作的精英共生生物搜索算法, 提高了收敛速度和收敛精度, 但容易出现早熟现象。文献^[9]提出了一种基于旋转学习策略的共生生物搜索算法, 将串行更新方式改为并行更新方式, 用旋转学习策略代替盲目随机搜索, 补充了种群多样性, 提高了算法跳出局部最优的能力, 但是实现起来难度较大。文献^[10]将自适应和精英反向学习策略引入共生生物搜索算法中, 增强了种群多样性, 在一定程度上克服了算法耗时长缺陷, 但是后期收敛速度仍然有所慢。

针对上述分析, 为进一步提高空战机动决策的精准性和时效性, 本文提出了一种基于改进共生生物搜索算法的空战机动决策方法。为使决策结果更加贴近实战, 对传统基本机动动作库进行了改进、扩充, 重新构建了评价函数; 针对传统生物体选择方式随机性大的缺陷, 将轮盘赌选择方法引入传统共生生物搜索算法当中; 针对传统共生生物搜索算法收敛精度低和收敛速度慢的缺

收稿日期: 2018-06-27; 录用日期: 2018-09-19; 网络出版时间: 2018-10-18 11:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181012.1103.003.html

基金项目: 装备科研项目(2017024113B41057)

*通信作者. E-mail: 1090389519@qq.com

引用格式: 高阳阳, 余敏建, 韩其松, 等. 基于改进共生生物搜索算法的空战机动决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 429-436. GAO Y Y, YU M J, HAN Q S, et al. Air combat maneuver decision-making based on improved symbiotic organisms search algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 429-436 (in Chinese).

陷,在寄生操作中采用适应值动态调整的变异率替代固定变异率,同时引入梯度的思想来引导变异方向,使控制量的寻优更具方向性,从而更快地完成空战机动决策解算。

1 空战机动决策建模

1.1 改进传统基本机动动作库

目前常用的机动动作库设计类型有3种:第1种是依据经典空战战术飞行动作设计的典型战术动作库^[11],第2种是依据常用的空战操作方式设计的基本操纵动作库^[12],第3种是根据所需解决问题的实际需求设计的动作库^[13]。由于本文设计的机动动作库是为战机飞行员进行机动决策作支撑,因此采用文献[12]中依据空战操作方式设计的思想进行基本机动动作库设计。文献[12]中共设计了7种基本的机动动作,由这7种基本的机动动作虽然可以组合出很多复杂的机动动作,但还是有很多常用的空战机动动作难以进行仿真实现,并且其中有6种进行了极限操作,与实际空战不符。本文根据文献[12]中基本操纵动作库存在的问题,对机动动作进行细化扩充,细化后的基本机动动作库包括减速前飞、匀速前飞、加速前飞、左侧爬升、爬升、右侧爬升、左转弯、右转弯、左侧俯冲、俯冲、右侧俯冲,如图1所示。

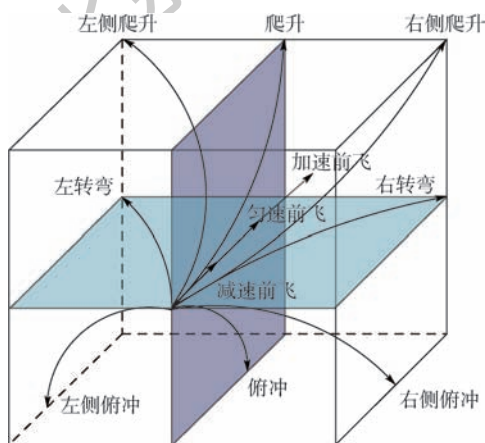


图1 基本机动动作库

Fig. 1 Basic maneuver inventory

1.2 战机运动模型

战机在空中进行机动决策的过程就是进行机动动作选择的过程。在选择机动动作后,需要根据机动动作的控制量求解出战机的运动状态,从而对飞行轨迹进行预测。目前运用于描述飞机本体的常用模型有2种:三自由度模型^[14]和六自由度模型^[15]。本文采用简单实用的三自由度质点运动模型对战机的飞行轨迹和相应姿态控制进行研究。忽略侧滑角的影响,战机三自由度质点运

动模型如下:

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_x - \sin \beta) \\ \dot{\alpha} = -\frac{g}{V \cos \beta} n_y \sin \gamma \\ \dot{\beta} = \frac{g}{V} (n_y \cos \gamma - \cos \beta) \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 、 α 和 β 分别为战机飞行速度、航向角和俯仰角; n_x 和 n_y 分别为战机切向过载和法向过载; γ 为战机坡度; g 为重力加速度,本文取 9.8 m/s^2 。

通过观察式(1)可知,在给定 V 、 α 、 β 初始值的情况下,如果能求得 n_x 、 n_y 、 γ 随时间变化的规律,通过对 \dot{V} 、 $\dot{\beta}$ 、 $\dot{\alpha}$ 积分就可求得战机三维位置坐标 x 、 y 、 z 的变化量,从而对战机运动轨迹进行预测,具体公式如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \beta \cos \alpha \\ \dot{y} = -V \cos \beta \sin \alpha \\ \dot{z} = V \sin \beta \end{cases} \quad (2)$$

1.3 战机机动决策优势函数

传统的综合优势函数主要根据角度优势、距离优势、速度优势和高度优势进行构造,但随着战机性能在空战中发挥的作用越来越明显,传统的综合优势函数已经不适用于求解现代空战中的机动决策问题。因此本文以传统模型为基础,考虑战机性能优势,建立如图2所示的空战优势评价指标体系。

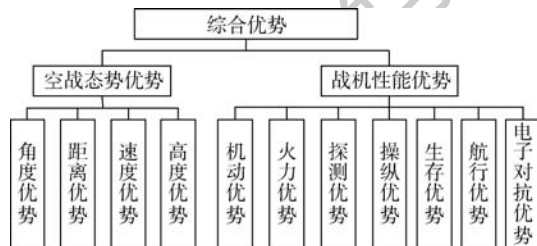


图2 空战优势评价指标体系

Fig. 2 Air combat superiority evaluation index system

1.3.1 角度优势

我机的角度优势应综合考虑敌机是否在我机雷达探测角和导弹离轴发射角范围内。假设敌我机雷达探测角和导弹离轴发射角分别为 120° 、 80° ,将敌我机几何态势进行划分,如图3所示。图中: F 和 T 分别为我方和敌方战机; V_F 和 V_T 分

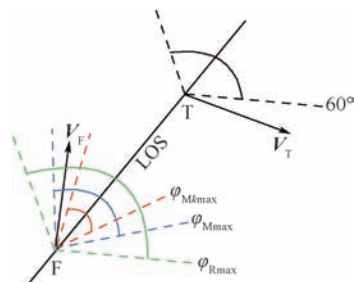


图3 敌我机几何态势划分示意图

Fig. 3 Schematic of geometric situation division of enemy and our fighter

别为我机速度矢量和敌机速度矢量; φ_{Mkmax} 、 φ_{Mmax} 和 φ_{Rmax} 分别为空空导弹最大不可逃逸区最大偏角、空空导弹最大离轴发射角和雷达最大搜索方

位角;LOS为敌机与我机的连线。

根据敌我机几何态势划分情况,定义角度优势函数如下:

$$S_A = \begin{cases} \left(1 - \frac{|\varphi|}{5\varphi_{Mkmax}}\right)^{\frac{3}{4}} \left(e^{-\frac{90^\circ - |q|}{60^\circ}}\right)^{\frac{1}{4}} & 0^\circ \leq |\varphi| < \varphi_{Mkmax}, 0^\circ \leq |q| < 60^\circ \\ \left(1 - \frac{|\varphi|}{5\varphi_{Mkmax}}\right)^{\frac{3}{4}} \left(e^{-\frac{|q| - 180^\circ}{360^\circ}}\right)^{\frac{1}{4}} & 0^\circ \leq |\varphi| < \varphi_{Mkmax}, 60^\circ \leq |q| \leq 180^\circ \\ \left[0.8 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Mkmax}}{2(\varphi_{Mmax} - \varphi_{Mkmax})}\right]^{\frac{2}{3}} \left(e^{-\frac{90^\circ - |q|}{60^\circ}}\right)^{\frac{1}{3}} & \varphi_{Mkmax} \leq |\varphi| < \varphi_{Mmax}, 0^\circ \leq |q| < 60^\circ \\ \left[0.8 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Mkmax}}{2(\varphi_{Mmax} - \varphi_{Mkmax})}\right]^{\frac{2}{3}} \left(e^{-\frac{|q| - 180^\circ}{360^\circ}}\right)^{\frac{1}{3}} & \varphi_{Mkmax} \leq |\varphi| < \varphi_{Mmax}, 60^\circ \leq |q| \leq 180^\circ \\ \left[0.3 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Mmax}}{10(\varphi_{Rmax} - \varphi_{Mmax})}\right]^{\frac{1}{2}} \left(e^{-\frac{90^\circ - |q|}{60^\circ}}\right)^{\frac{1}{2}} & \varphi_{Mmax} \leq |\varphi| < \varphi_{Rmax}, 0^\circ \leq |q| < 60^\circ \\ \left[0.3 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Mmax}}{10(\varphi_{Rmax} - \varphi_{Mmax})}\right]^{\frac{1}{2}} \left(e^{-\frac{|q| - 180^\circ}{360^\circ}}\right)^{\frac{1}{2}} & \varphi_{Mmax} \leq |\varphi| < \varphi_{Rmax}, 60^\circ \leq |q| \leq 180^\circ \\ \left[0.1 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Rmax}}{10(180^\circ - \varphi_{Rmax})}\right]^{\frac{2}{5}} \left(e^{-\frac{90^\circ - |q|}{60^\circ}}\right)^{\frac{3}{5}} & \varphi_{Rmax} \leq |\varphi| \leq 180^\circ, 0^\circ \leq |q| < 60^\circ \\ \left[0.1 - \frac{|\varphi| - \varphi_{Rmax}}{10(180^\circ - \varphi_{Rmax})}\right]^{\frac{2}{5}} \left(e^{-\frac{|q| - 180^\circ}{360^\circ}}\right)^{\frac{3}{5}} & \varphi_{Rmax} \leq |\varphi| \leq 180^\circ, 60^\circ \leq |q| \leq 180^\circ \end{cases} \quad (3)$$

式中: q 为我机进入角。

1.3.2 距离优势

$$S_D = \begin{cases} 0.11e^{-\frac{D - D_{Mmax}}{D_R - D_{Mmax}}} & D \geq D_R \\ 0.5e^{-\frac{D - D_{Mmax}}{D_R - D_{Mmax}}} & D_{Mmax} \leq D < D_R \\ 2^{-\frac{D - D_{Mkmax}}{D_{Mmax} - D_{Mkmax}}} & D_{Mkmax} \leq D < D_{Mmax} \\ 1 & D_{Mkmin} \leq D < D_{Mkmax} \\ 2^{-\frac{D - D_{Mkmin}}{10 - D_{Mkmin}}} & D_{Mmin} \leq D < D_{Mkmin} \end{cases} \quad (4)$$

式中: D 为我机与敌机之间的距离; D_R 为雷达最大搜索距离; D_{Mmax} 、 D_{Mmin} 分别为最大、最小攻击距离; D_{Mkmax} 、 D_{Mkmin} 分别为最大、最小不可逃逸距离。

1.3.3 速度优势

当 $V_{Fbest} > 1.5V_T$ 时,

$$S_V = \begin{cases} e^{-\frac{V_F - V_{Fbest}}{V_{Fbest}}} & V_{Fbest} < V_F \\ 1 & 1.5V_T < V_F \leq V_{Fbest} \\ -0.5 + \frac{V_F}{V_T} & 0.6V_T < V_F \leq 1.5V_T \\ 0.1 & V_F \leq 0.6V_T \end{cases} \quad (5)$$

当 $V_{Fbest} \leq 1.5V_T$ 时,

$$S_V = \begin{cases} e^{-\frac{V_F - V_{Fbest}}{V_{Fbest}}} & V_{Fbest} \leq V_F \\ \frac{2}{5} \left(\frac{V_F}{V_{Fbest}} + \frac{V_F}{V_T}\right) & 0.6V_T < V_F < V_{Fbest} \\ 0.1 & V_F \leq 0.6V_T \end{cases} \quad (6)$$

式中: V_F 和 V_T 分别为我机和敌机飞行速度; V_{Fbest} 为我机最佳飞行速度。

1.3.4 高度优势

$$S_H = \begin{cases} e^{-\frac{H_F - H_{Fbest}}{H_{Fbest}}} & H_{Fbest} \leq H_F \\ e^{\frac{H_F - H_{Fbest}}{H_T}} & H_T < H_F < H_{Fbest} \\ -0.5 + \frac{H_F}{H_T} & H_F \leq H_T \end{cases} \quad (7)$$

式中: H_F 和 H_T 分别为我机和敌机飞行高度; H_{Fbest} 为我机最佳飞行高度。

1.3.5 战机性能优势

近年来,战机性能得到了大幅提高,在空战中发挥的作用越来越重要,空战能力评估指标已成为空战优势评估指标体系中重要的组成部分。目前用于研究空战能力评估指标的方法主要有3类,即需要量评估法、概率分析法和参数计算法。需要量评估法采用计算完成预定任务所需战

机数量的方法对战机性能的优劣进行评价;概率分析法采用完成预定任务概率高低的方法对战机性能的优劣进行评价;参数计算法采用选取相关参数计算战机相对作战能力的方法对战机性能的优劣进行评价。

参数计算法计算起来简单、直观,且已得到航空工业领域的普遍认可,因此,本文选取机动、火力、探测能力、操纵效能、生存力、航程系数和电子对抗能力系数等7个关键的参数,采用参数计算法对空战能力评估指标进行建模,具体公式如下:

$$h = \left[\ln B + \ln \left(\sum A_1 + 1 \right) + \ln \left(\sum A_2 + 1 \right) \right] \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3 \varepsilon_4 \quad (8)$$

式中: B 为机动参数; A_1 为火力参数; A_2 为探测能力参数; ε_1 为操纵效能参数; ε_2 为生存力参数; ε_3 为航程系数; ε_4 为电子对抗能力系数。

1.3.6 综合优势函数

$$S = k_1 S_A + k_2 S_D + k_3 S_V + k_4 S_H + k_5 S_F \quad (9)$$

式中: k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 为指标权重; S_F 为战机性能优势。传统权重值的确定,常常是由人为给出,有很大的主观性和盲目性。为了更加合理地处理客观信息,本文采用熵权法动态确定指标权重。

2 改进的共生生物搜索算法

2.1 生物体选择方式的改进

传统的共生生物搜索算法在进行互利共生、偏利共生、寄生操作时,采用随机方式进行生物体的选取,不符合优生多选、劣者少选的原则,在一定程度上会导致搜索算法收敛缓慢。基于此,本文采用基于适应度比例选择的轮盘赌方式进行生物体的选取,以提高算法收敛速度。假设种群中有 m 个生物体,算法步骤如下:

步骤 1 计算种群中每个生物体的适应值 $f(B_i)$, B_i 为生物体。

步骤 2 计算每个生物体的选择概率,公式为 $p_s(B_i) = f(B_i) / \sum_{i=1}^m f(B_i)$ 。

步骤 3 将生物体按照选择概率的大小从小到大依次排列,并计算每个生物体的累积选择概率,公式为 $p_c(B_k) = \sum_{i=1}^k f(B_i)$ 。

步骤 4 在 0 到 1 之间产生一个随机数 a , 并与 $p_c(B_k)$ 比较,若 $p_c(B_k) < a < p_c(B_{k+1})$, 则选择第 $k+1$ 个个体。

将上述思想用图形表示,如图 4 所示。

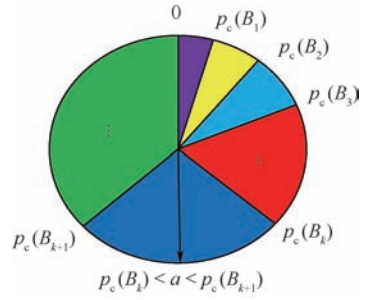


图 4 轮盘赌操作示意图

Fig. 4 Schematic of roulette wheel

2.2 寄生操作的改进

在进行寄生操作时,传统共生生物搜索算法的变异率通常选取固定值,这样很有可能使算法陷入局部最优,降低收敛精度。本文在传统共生生物搜索算法的基础上,采用根据适应值动态调整的变异率替代固定变异率,具体公式如下:

$$p_v = \begin{cases} \frac{f_{\max}(B_i) - f(B_i)}{f_{\max}(B_i) - f_{\text{ave}}(B_i)} d_1 & f(B_i) \geq f_{\text{ave}}(B_i) \\ d_2 & f(B_i) < f_{\text{ave}}(B_i) \end{cases} \quad (10)$$

式中: p_v 为动态变异率; $f_{\text{ave}}(B_i)$ 为生物体平均适应值; $f(B_i)$ 为被选中进行寄生操作的生物体适应值; $f_{\max}(B_i)$ 为种群中最大的适应值; d_1, d_2 为随机数。

采用根据适应值动态调整的变异率进行寄生操作,可使适应值高的生物体变异率更低,适应值低的生物体变异率更高,以便更好地提高优质生物体数量,降低劣质生物体数量,从而提高算法收敛速度和收敛精度。

传统共生生物搜索算法变异位的选取采用无方向、无经验的随机方式进行变异,势必会在一定程度上影响收敛速度和收敛精度。为满足实际空战机动决策需求,进一步提高算法搜索性能,本文利用梯度思想来引导生物体变异的方向,从而提高算法效率。具体步骤如下:

步骤 1 计算种群中每个生物体的适应值 $f(B_i)$, 选取适应值最大的生物体 $B_{\max} = [b_1, b_2, b_3]$ 为基准向量。

步骤 2 按照 2.1 节中方法,选取待变异的生物体 $B_w = [b_{k+1}, b_{k+2}, b_{k+3}]$ 。

步骤 3 将 B_{\max} 、 B_w 向量作差值运算,得 $B_{\max} - B_w = \dot{B} = [b_1 - b_{k+1}, b_2 - b_{k+2}, b_3 - b_{k+3}]$ 。

步骤 4 若差值向量对应分量为正,则 B_w 的相应分量应增加;若差值向量对应分量为负,则 B_w 的相应分量应减小。具体公式如下:

$$B_w^* = B_w + (1 - t/r) \cdot \dot{B} \cdot \text{rand} \quad (11)$$

式中: t 为当前进化代数; r 为进化总代数; rand 为

均匀分布的随机数。

步骤5 若进行寄生操作后,生物体得到改善则代替原生物体,否则舍去。

函数某一点上的梯度指向代表函数增长最快的方向。将梯度思想引入共生生物搜索算法寄生操作中,引导生物体变异方向,能够加快算法的收敛速度,提高算法效率,快速达到全局最优。

2.3 共生生物搜索算法流程的改进

结合以上改进措施,本文提出的改进共生生物搜索算法流程如图5所示。

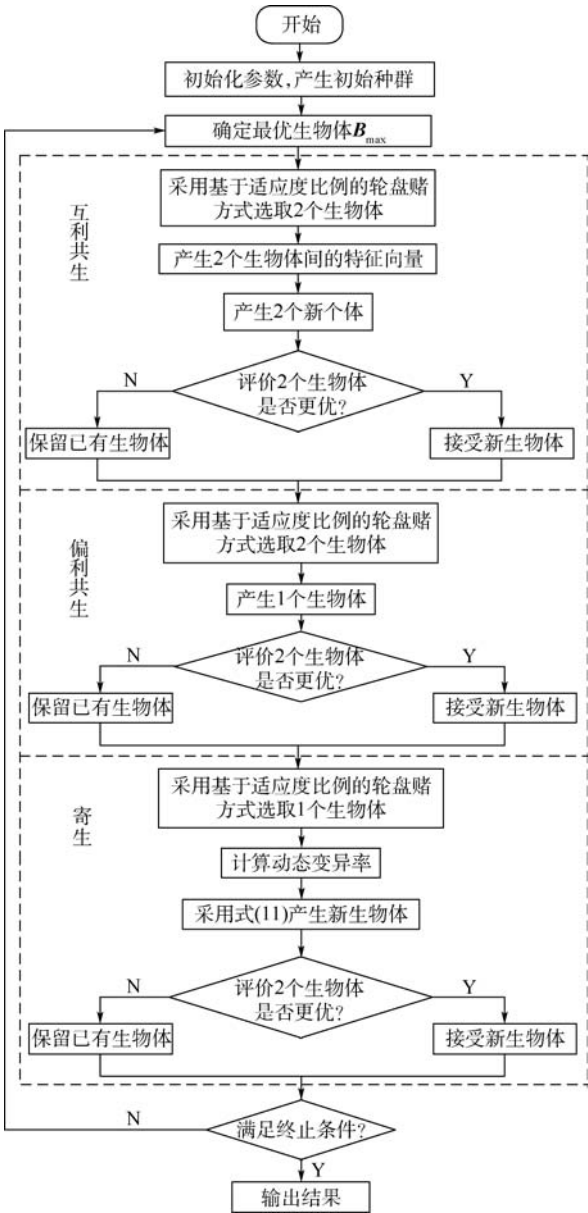


图5 改进共生生物搜索算法流程

Fig. 5 Flowchart of improved SOS algorithm

一空战进行仿真验证。仿真条件:我机初始位置为(0,40,7) km,飞行速度为950 km/h,俯仰角为0°,航向角为180°,战机性能优势为0.6704,最佳飞行高度为8 km,最佳飞行速度为864 km/h,雷达最大搜索方位角为80°,雷达最大搜索距离为120 km,导弹最大离轴发射角为50°,导弹最大攻击距离为60 km,导弹最小攻击距离为1 km,导弹最大不可逃逸区最大偏角为30°,最大不可逃逸距离为30 km,最小不可逃逸距离为5 km;敌机初始位置为(80,30,6) km,飞行速度为800 km/h,俯仰角为0°,航向角为300°,战机空战能力为0.6704,以5 s为仿真步长(空战过程中保持一种操纵状态的大致时间),200 s为仿真时长。初始种群为50,迭代次数为50,红方为我机,蓝方为敌机。仿真结果如图6和图7所示。

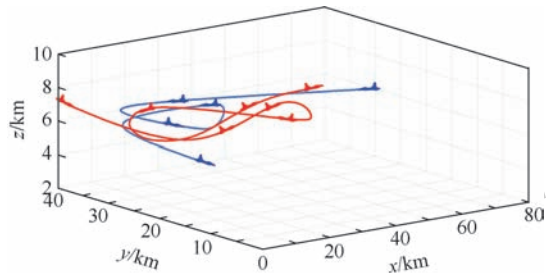


图6 敌我双方空战对抗三维航迹展示

Fig. 6 Three-dimensional track display of both sides in air combat

图6和图7(a)、(b)、(c)描述了敌我双方在空战对抗中的运动轨迹以及敌我双方航向角、飞行高度、飞行速度等参数的变化情况。从图6和图7可以看出,初始阶段我机在飞行高度和飞行速度上与敌机相比较具有一定的优势,在角度上处于劣势,通过左转机动调整航向,扭转我机在角度上的不利局面。在敌我双方保持相对均势的情况下,我机抓住有利时机,通过大角度右转机动,对敌机形成了尾后攻击态势,并通过不断改变飞行速度、飞行高度和航向等参数,继续保持空战优势。为了避免我机空空导弹对敌机的攻击,敌机迅速进行左转机动,试图改变我机对敌机形成的尾后攻击态势,我机迅速进行左转机动,并不断调整各参数,使空战态势向着有利于我方的方向发展,为第二次进行攻击做准备。综上所述,我机能够根据不断改变的空战态势迅速地进行合理的机动决策,从而占据有利的攻击阵位。

图7(d)描述了敌我双方的空战优势变化情况,可以看出,我机在空战初始阶段处于相对劣势地位,通过不断地进行合理的机动决策,由劣势地

3 仿真分析

3.1 算法有效性验证

为验证本文算法的有效性,以敌我双方一对

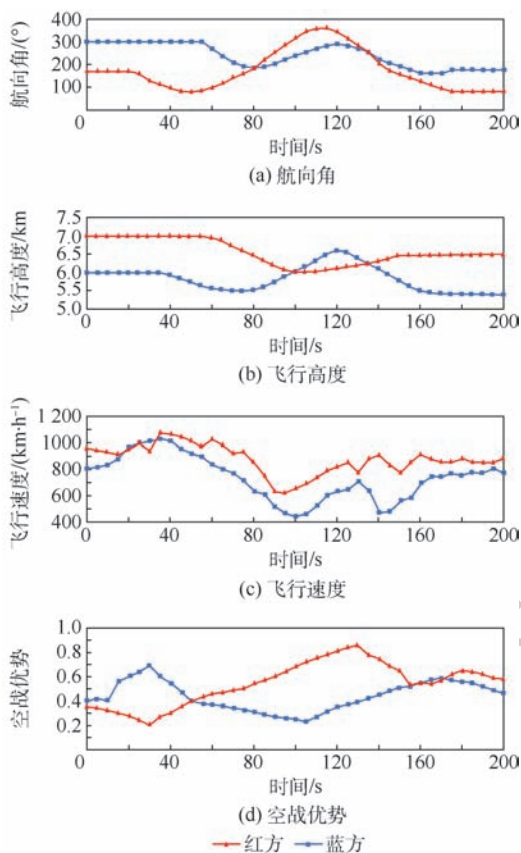


图7 敌我双方航向角、飞行高度、飞行速度和空战优势变化曲线

Fig.7 Heading angle, height, speed and air combat superiority change curves of both sides

位转化为优势地位,并能够在大多数情况下保持相对优势,证明了该机动决策方法是可行和有效的。

3.2 算法性能分析

为了进一步分析本文算法性能,将其与文献[10]中的改进共生生物搜索算法和传统共生生物搜索算法进行比较。设置相同的进化参数,采用2种方法对相同算例进行仿真,在MATLAB平台上分别进行50次仿真。3种算法收敛精度对比如图8所示,算法最优值求解和消耗时间如图9所示。

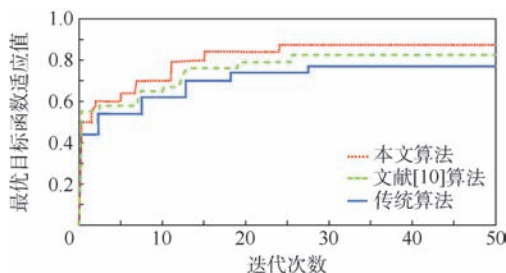


图8 3种算法收敛精度对比

Fig.8 Comparison of convergence accuracy of three algorithms

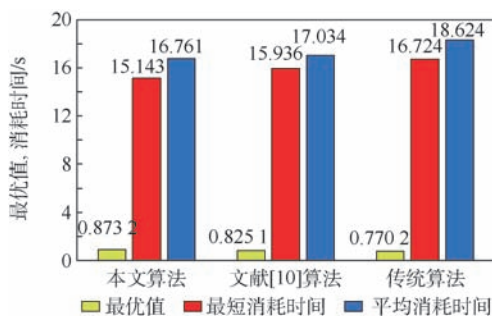


图9 3种算法最优值和消耗时间对比

Fig.9 Comparison of optimal values and time consumption of three algorithms

从图8和图9可以看出,本文改进共生生物搜索算法不论是在最优值求解上还是在时间消耗上都优于文献[10]中改进共生生物搜索算法和传统共生生物搜索算法,解决了算法容易陷入局部最优的问题,能够在相对短的时间内收敛到更高的最优目标函数适应值,验证了本文所提改进共生生物搜索算法更适合解决空战机动决策问题。

4 结论

本文主要研究了空战机动决策问题,对传统共生生物搜索算法进行了改进,以一对一空战为背景,采用改进的共生生物搜索算法分析空战机动决策,得到了我方战机的最优机动决策。

1) 通过对算法有效性进行验证,发现我机虽然在空战之初处于角度上的劣势,但随着时间的推移,我机对敌机构成尾后攻击态势,验证了本文算法的有效性。

2) 通过对算法的性能进行分析,发现本文算法与2种共生生物搜索算法相比,无论在收敛速度还是收敛值上都具有较强的优势,验证了本文算法更能满足实际空战需求。

多机协同空战已经成为空战的主要作战样式,下一步将主要在本文工作的基础上,研究多机协同条件下的空战机动决策问题,从而为多机协同空战条件下的空战机动决策提供理论支撑。

参考文献 (References)

- [1] 张涛,于雷,周中良,等.基于变权重伪并行遗传算法的空战机动决策[J].飞行力学,2012,30(5):470-474.
ZHANG T, YU L, ZHOU Z L, et al. Decision-making for air combat maneuvering based on variable weight pseudo-parallel genetical gorithm[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(5): 470-474 (in Chinese).
- [2] 孟光磊,罗元强,梁宵,等.基于动态贝叶斯网络的空战决策

- 方法[J]. 指挥控制与仿真, 2017, 39(3):49-54.
- MENG G L, LUO Y Q, LIANG X, et al. Air combat decision-making method based on dynamic Bayesian network[J]. Command Control and Simulation, 2017, 39(3):49-54 (in Chinese).
- [3] 周思羽, 吴文海, 孔繁峨, 等. 基于随机决策准则的改进多级影响图机动决策方法[J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(3):296-301.
- ZHOU S Y, WU W H, KONG F E, et al. Improved multistage influence diagram maneuvering decision method based on stochastic decision criterions[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2013, 33(3):296-301 (in Chinese).
- [4] PARK H, LEE B Y, TAHK M J, et al. Differential game based air combat maneuver generation using scoring function matrix[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2016, 17(2):204-213.
- [5] 赖少发, 刘华军. 机动目标跟踪支持向量回归学习新方法[J]. 南京理工大学学报, 2017, 41(2):264-268.
- LAI S F, LIU H J. Novel approach in maneuvering target tracking based on support vector regression[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2017, 41(2):264-268 (in Chinese).
- [6] 张涛, 于雷, 周中良, 等. 基于混合算法的空战机动决策[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(7):1445-1450.
- ZHANG T, YU L, ZHOU Z L, et al. Decision-making for air-combat maneuvering based on hybrid algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(7):1445-1450 (in Chinese).
- [7] CHENG M Y, PRAYOGO D. Symbiotic organisms search: A new metaheuristic optimization algorithm[J]. Computers & Structures, 2014, 139:98-112.
- [8] 王艳娇, 马壮. 基于子种群拉伸操作的精英共生生物搜索算法[J]. 控制与决策, 2018, 18(4):1-11.
- WANG Y J, MA Z. Elite symbiotic organisms search algorithm based on subpopulation stretching operation[J]. Control and Decision, 2018, 18(4):1-11 (in Chinese).
- [9] 王艳娇, 陶欢欢. 基于旋转学习策略的共生生物搜索算法[J]. 计算机应用研究, 2017, 34(9):2614-2617.
- WANG Y J, TAO H H. Symbiotic organisms search algorithm based on rotating learning strategy[J]. Computer Application Research, 2017, 34(9):2614-2617 (in Chinese).
- [10] 周虎, 赵辉, 周欢, 等. 自适应精英反向学习共生生物搜索算法[J]. 计算机工程与应用, 2016, 52(19):161-166.
- ZHOU H, ZHAO H, ZHOU H, et al. Symbiotic organisms search algorithm using adaptive elite opposition based learning[J]. Computer Engineering and Applications, 2016, 52(19):161-166 (in Chinese).
- [11] VIRTANEN K, RAIVIO T, HAMALAINEN R P. Decision theoretical approach to pilot simulation[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(4):632-641.
- [12] AUSTIN F. Automated maneuvering decisions for air-to-air combat: AIAA-87-2393[R]. Reston: AIAA, 1987.
- [13] 卢惠民, 杨蔷薇. 飞行仿真数学建模与实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.
- LU H M, YANG Q W. Flight simulation mathematic modeling and practice[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2007 (in Chinese).
- [14] 何旭, 景小宁, 冯超. 基于蒙特卡洛树搜索方法的空战机动决策[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(5):36-41.
- HE X, JING X N, FENG C. Air combat maneuver decision based on MCTS method[J]. Journal of Airforce Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(5):36-41 (in Chinese).
- [15] 国海峰, 侯满义, 张庆杰, 等. 基于统计学原理的无人作战飞机鲁棒机动决策[J]. 兵工学报, 2017, 38(1):160-167.
- GUO H F, HOU M Y, ZHANG Q J, et al. UCAV robust maneuver decision based on statistics principle[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(1):160-167 (in Chinese).

作者简介:

高阳阳 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 航空兵指挥自动化。

余敏建 男, 硕士, 教授. 主要研究方向: 航空兵指挥自动化。

韩其松 男, 硕士, 讲师. 主要研究方向: 航空兵作战筹划。

董肖杰 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 航空兵作战筹划。

Air combat maneuver decision-making based on improved symbiotic organisms search algorithm

GAO Yangyang^{1,2}, YU Minjian^{3,*}, HAN Qisong³, DONG Xiaojie¹

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. The Chinese People's Liberation Army, Unit 93175, Changchun 130000, China; 3. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the problem of modern air combat maneuver decision-making, an air combat maneuver decision-making method based on improved symbiotic organisms search (SOS) algorithm is proposed. Firstly, the shortcomings of the traditional basic maneuver inventory are analyzed, improved and expanded, and 11 kinds of common basic maneuver are designed. Secondly, considering the angle, distance, speed, altitude and the performance advantages of fighter planes, the decision-making advantage function of fighter planes is constructed. Finally, aimed at the shortcomings of the traditional SOS algorithm in convergence speed, convergence accuracy and local optimality, the roulette wheel selection method, dynamic variation rate and gradient idea are introduced into the traditional algorithm, and the effectiveness and performance of the algorithm are simulated and analyzed. The simulation results show that the improved SOS algorithm has more advantages in convergence speed, convergence accuracy and jump out of local optimum, and can meet the air combat maneuver decision-making requirements.

Keywords: maneuver decision-making; symbiotic organisms search (SOS); maneuver inventory; roulette wheel; dynamic variation; gradient

Received: 2018-06-27; **Accepted:** 2018-09-19; **Published online:** 2018-10-18 11:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181012.1103.003.html

Foundation item: Equipment Research Project (2017024113B41057)

* **Corresponding author.** E-mail: 1090389519@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0406

动力涡轮转子结构系统力学特性稳健设计方法



洪杰^{1,2}, 沈玉芃¹, 王永锋¹, 马艳红^{1,2,*}

北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 航空涡轴/涡桨发动机动力涡轮转子是典型多支点支承、具有连接界面、质量/刚度分布不均匀的高速柔性转子系统,其连接结构力学特性和支承刚度的分散性可导致转子系统动力特性恶化。针对典型动力涡轮转子结构系统,指出不可恢复滑移、疲劳、摩擦等连接界面接触损伤是连接结构力学特性产生分散性的内在原因,提出了接触状态系数、接触应力、不可恢复变形能和接触摩擦功等工程适用的定量评估参数。通过对多支点柔性转子-支承系统临界转速分布及其对各支点支承刚度敏感度的影响规律分析,提出了基于支承刚度低敏感区择优的动力特性稳健设计方法,所提方法提高了转子结构系统的稳健性。

关键词: 稳健设计; 连接界面; 接触损伤; 支承刚度; 转子系统

中图分类号: V235.12⁺³

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0437-09

涡轴/涡桨发动机动力涡轮转子是具有大长径比、多支点支承、质量/刚度分布不均匀的高速转子结构系统,其连接结构力学特性和支承刚度在工作过程中的分散性直接影响转子系统动力特性的稳健性。由于动力涡轮转子工作转速一般位于弯曲振型临界转速之上,故称为高速柔性转子系统^[1]。连接结构力学特性随载荷环境改变,由此引起转子系统动力特性的变化,直接影响发动机整机振动水平。动力涡轮转子转轴自身刚度较弱,对支点支承刚度变化敏感,且不同阶临界转速对各支点支承刚度变化敏感程度不同;受制造、装配和载荷环境的影响,各支点支承刚度也会产生偏差,可能导致转子系统动力特性恶化,甚至产生相对薄弱的构件失效。因此,在具有连接界面的柔性转子系统动力学设计中,除需满足准则中规定的20%的临界转速安全裕度^[2]要求外,还需要实现转子临界转速对关键特征参数低敏感度的稳健设计。

针对连接结构,国内外学者从连接界面损伤特征、仿真分析方法等不同方面开展了相关研究。

在连接界面损伤失效方面,Truman和Booker^[3]研究了配合表面局部小幅相对运动引起微动损伤,得到载荷条件和设计变量对过盈界面失效的影响规律。Wang等^[4]为了避免风车叶轮与轴的配合失效并提高连接可靠性,研究了配合紧度和摩擦系数对于盘-轴连接界面接触应力的影响规律,并且对接触应力进行参数化设计和试验验证。笔者团队^[5]研究了连接界面的稳健优化方法,基于平均接触应力和最大接触应力对连接界面损伤失效进行有效控制。在连接刚度损失及其对转子动力特性的影响方面,尹泽勇等^[6]提出端齿梁元的概念用于端齿轴段刚度与整体轴段刚度的差异,研究表明端齿连接结构的存在对结构的模态振型和共振频率均有较大影响。Wang等^[7]研究了螺栓连接结构弯曲刚度损失的因素,并采用弹性模量修正方法进行复杂航空发动机转子结构建模分析。Qin等^[8]对螺栓松动时连接结构的时变刚度进行有限元法模拟,在考虑螺栓松动及其对转子动力学的影响时,采用非线性角弹簧模拟弯曲

收稿日期: 2018-07-03; 录用日期: 2018-09-03; 网络出版时间: 2018-09-17 15:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180913.1747.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51575022,51475021)

* 通信作者. E-mail: mayanh2002@163.com

引用格式: 洪杰, 沈玉芃, 王永锋, 等. 动力涡轮转子结构系统力学特性稳健设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 437-445. HONG J, SHEN Y P, WANG Y F, et al. Robust design method for mechanical characteristics of power turbine rotor structural system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 437-445 (in Chinese).

刚度非线性特征。

在转子系统动力学的优化设计方面,早期的Shiau和Lin等^[9-11]基于动力学方程,采用修正可行性方向法和序列二次规划法等方法对转子系统质量、临界转速分布等动力特性进行了优化。Stocki等^[12]考虑了转子系统剩余不平衡量和轴承支承刚度的不确定性,以轴的总重量和转轴形状为目标函数,对离心压气机单盘转子系统进行基于响应面法的稳健优化。杨隽等^[13]提出了基于Taguchi方法的容差设计理论,对双转子航空发动机模型初始不平衡量进行了容差设计,以初始不平衡量及相位角差为设计参数,以支承最大振动响应为设计目标。

当前的研究均未考虑由于制造、装配和载荷环境等因素而导致连接结构力学特性和支承刚度的分散性,及其对转子系统动力特性的影响。稳健设计^[14]思想源于20世纪70年代田口玄一的三次设计法,其目的在于使产品性能对设计参数的变差不敏感,现广泛应用于工程设计。本文以提高动力涡轮转子结构系统临界转速特性稳健性为目标,对连接界面接触损伤所导致的连接结构力学特性的分散性,及动力特性对各支点支承刚度变化的敏感度进行分析,对动力涡轮转子结构系统动力特性进行优化和稳健设计。

1 典型动力涡轮转子结构系统与载荷特征

现代高功重比涡轴发动机转子结构系统一般采用涡轮级间共用承力框架支承方案设计,动力涡轮转子为四支点悬臂支承结构,如图1所示。动力涡轮转子轴段轴向跨度较大,因受到燃气发生器转子轴承DN值的限制,其外径尺寸较小,弯曲刚性较差。为控制通过多阶临界转速时的振动响应,多采用四支点支承方案,以加强转子局部刚度。动力涡轮位于转子系统的后端,径向尺寸较大,具有很大的质量和转动惯量,导致动力涡轮转子结构系统几何结构特征变化大,质量/刚度分布极不均匀。

与整体式转子不同,由于连接界面的存在、几何结构特征突变,动力涡轮转子结构系统在一定载荷环境下其力学特性具有非连续性。如图2所示,转子结构的连接界面主要分为轴向端面和定心圆柱面。连接界面因装配载荷相互压紧,工作时其力学特性会随转子工作转速、弯曲载荷(机动飞行时的陀螺力矩和惯性载荷等)、气动扭矩等复杂载荷发生变化。随工作载荷变化,可能会引起连接界面变形不协调,作用在连接界面的接触应力发生变化,出现接触损伤特征,其结果可能

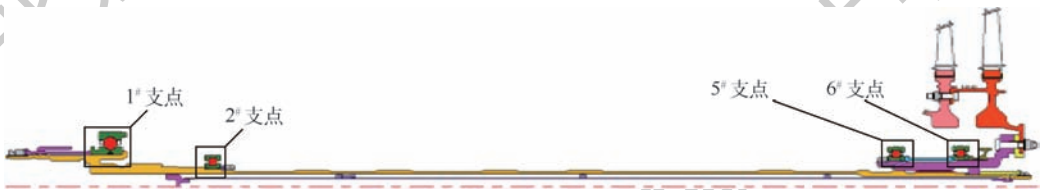


图1 典型高功重比涡轴发动机动力涡轮转子结构系统

Fig.1 Typical power turbine rotor structural system in high power-to-weight ratio turboshaft engine

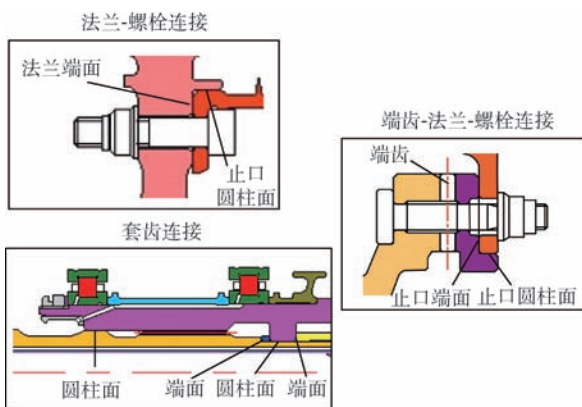


图2 动力涡轮转子结构系统连接结构

Fig.2 Joint structures of power turbine rotor structural system

会使连接结构弯曲刚度发生变化,呈现一定的分布特征,对转子动力特性产生影响。

支承结构和承力框架的制造、装配以及不同工作状态造成结构、材料参数变化,转子系统各支点支承刚度具有一定的分布特征。因此,进行支点支承刚度的设计时,需考虑支承刚度是否落入临界转速的敏感区域内,以免临界转速对于支承刚度的变化敏感。

2 连接结构力学特性分散性产生机理

掌握连接界面接触损伤特性对连接结构力学特性分散性影响的内在规律是转子系统连接结构稳健设计的重要前提。如图3所示,连接结构承受的载荷复杂多变时,其力学特性产生非确定变化。连接界面变形协调性是影响损伤程度的主要原因,由于相互连接的构件变形不协调,在复杂工

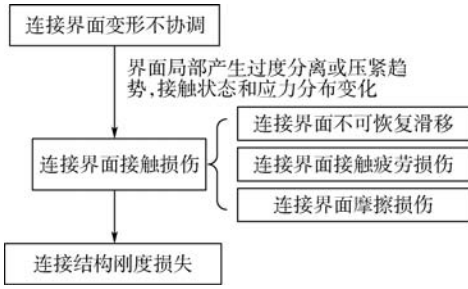


图3 连接结构力学特性非确定变化产生机理
Fig. 3 Generation mechanism of non-deterministic change in mechanical properties of joint structure

作载荷环境下,造成连接界面在局部位置产生过度的相互分离或压紧趋势,使得连接界面接触状态和应力分布发生变化,造成连接界面接触损伤、失效,甚至产生连接结构弯曲刚度损失,其力学特性具有非确定性分布特征。

连接界面接触损伤是连接结构力学特性产生分散性的内在原因,将其机理分为连接界面不可恢复滑移、连接界面接触疲劳损伤和连接界面摩擦损伤3个方面进行分析研究。

2.1 连接界面不可恢复滑移

连接界面不可恢复滑移指连接结构在承受工作载荷时,连接界面切向上产生相对滑移变形,当所承受的工作载荷减小或者进入停车状态时,由于连接界面上摩擦力的存在,连接界面上的一部分滑移变形不可恢复,可能导致转子系统产生附加不平衡量。

针对连接界面不可恢复滑移,提出连接界面接触状态系数 C_{conta} 评估损伤程度。接触界面按照其相互约束的紧密程度分为4种接触状态:黏滞和滑移、准接触、张开。其中,只有界面处于黏滞、滑移状态可以传递载荷,提供刚度。为了保证在工作状态下连接界面功能稳定可靠,要求连接界面一部分区域始终稳定压紧,即连接界面黏滞和滑移面积占有一定的比例,即

$$C_{\text{conta}} = \frac{A_{\text{sticking}} + A_{\text{sliding}}}{A_{\text{total}}} \times 100\% \quad (1)$$

式中: A_{sticking} 和 A_{sliding} 分别为黏滞状态和滑移状态的区域面积; A_{total} 为连接界面的总面积。

2.2 连接界面接触疲劳损伤

连接界面接触疲劳损伤指连接界面在装配状态和工作状态下承受巨大的法向压力或者产生大的法向压力变化,界面上的局部区域进入塑性变形产生裂纹或破坏,其损伤机理主要是连接界面在接触应力作用下产生微动疲劳。装配或停车状态下,连接界面由于压紧变形会产生较大的法向

接触应力。工作状态下,连接结构承受的载荷复杂多变,连接界面接触应力发生变化,如果连接界面上接触应力平均值和变化幅值较大,就容易造成由接触应力导致的连接界面接触疲劳损伤。

针对连接界面接触疲劳损伤,提出连接界面接触应力和不可恢复变形能参数评估其损伤程度。由于连接界面接触应力分布具有不均匀性,同时采用最大接触应力 σ_{max} 和平均接触应力 σ_{aver} 进行评估。最大接触应力 σ_{max} 用于评估连接界面疲劳损伤程度,其值不应超过表面微观屈服强度;平均接触应力 σ_{aver} 用于描述连接界面在各工作状态下的压紧程度,其数值越大连接界面越难以松动,应保证其值处于较高水平。基于连接界面疲劳损伤能量理论,疲劳寿命中,每次应力循环产生的耗散能量效应之和为常数。不可恢复变形能 E 表示每次应力循环损伤能量相对大小,采用数值积分计算接触面的变形能,即

$$E = \sum_{i=1}^n \sigma_{\text{ai}} \Delta \varepsilon_i A_i \quad (2)$$

式中: σ_{ai} 、 $\Delta \varepsilon_i$ 和 A_i 分别为接触单元节点法向应力幅值、接触单元节点法向变形量和接触单元面积。连接界面不可恢复变形能需要满足连接结构在疲劳寿命内的使用要求。

2.3 连接界面摩擦损伤

连接界面摩擦损伤指连接界面在工作状态下承受离心和扭转载荷导致界面产生相对滑移趋势或者存在滑移区域,在接触表面上产生巨大的切向摩擦力,造成连接界面摩擦损伤破坏,其损伤机理主要是连接界面在摩擦力作用下产生微动磨损。连接界面摩擦损伤会使得连接结构配合紧度下降,随着损伤积累导致连接结构产生松动,进而产生连接结构弯曲刚度损失和转子系统附加不平衡激励。

针对连接界面摩擦损伤,提出连接界面接触摩擦功 W 评估其损伤程度。由于接触摩擦功与微动损伤寿命存在反比例关系,采用其作为评估连接界面磨损的参数,反映微动磨损过程对连接界面的损伤程度,采用数值积分计算接触面的摩擦功,即

$$W = \sum_{i=1}^m \mu |\sigma_{\text{ni}}| |\delta_i| A_i \quad (3)$$

式中: μ 、 σ_{ni} 和 δ_i 分别为接触面摩擦系数、接触单元节点法向接触应力和接触单元节点相对滑移量。在有限元模型中,不能直接显示从装配状态到工作状态的接触摩擦功,因此,该过程的接触摩擦功可以用2个状态的摩擦功作差表示,即

$$W = W_2 - W_1 \quad (4)$$

式中: W 为从装配状态到施加工作转速的接触摩擦功; W_1 为加载到装配状态的接触摩擦功; W_2 为加载到工作状态的接触摩擦功。

3 转子结构系统稳健设计

对于以动力涡轮转子为代表的高速柔性转子系统(见图4),其稳健性设计包括2个层面:①连接结构力学特性稳健设计,即在工作转速范围内,控制连接界面损伤,避免连接结构力学特性随载荷环境产生剧烈变化,以减弱其对转子系统动力特征的影响;②转子-支承系统动力特性稳健设计,即通过对各支点支承刚度变化下转子-支承系统动力特性变化敏感度的计算分析,优化选取各支点支承刚度,以实现工作过程中,转子动力特性对支承刚度波动的敏感性最低。

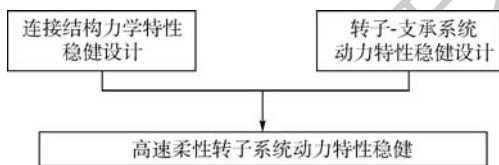


图4 多支点高速柔性转子系统稳健设计思路
Fig. 4 Robust design idea of multi-supported high-speed flexible rotor system

3.1 连接结构力学特性稳健性分析及优化

以典型高功重比涡轴发动机动力涡轮盘-轴端齿-法兰-螺栓连接结构为例,对工作转速下连接界面接触特征进行仿真计算、稳健性评估及优化设计。如图5所示,过渡轴与转接盘间为圆弧端齿连接,以实现自动定心与传递扭矩;转接盘与涡轮盘法兰边为端面-止口配合,由短螺栓提供预紧力、止口圆柱面过盈配合,实现界面压紧。

动力涡轮盘-轴连接结构主要接触面包括端齿齿面、止口端面、止口圆柱面等,各接触面配合特点及载荷特征不同,主要损伤失效形式亦具有差异。对于端齿齿面、止口端面等接触配合面,沿转子径向具有滑动自由度,在转子离心载荷等作用下,当构件变形存在非协调特征时,易出现连接界面滑移,因而需主要关注其连接界面不可恢复滑移、摩擦损伤等引起的力学特性分散性。而对于止口圆柱面,初始紧配合可产生较大接触应力,而工作过程中,离心载荷作用下配合紧度产生变化,引起应力较大幅度波动,更易造成疲劳损伤,而导致连接结构力学特性的分散性。

采用有限元法,建立带有接触界面的连接结

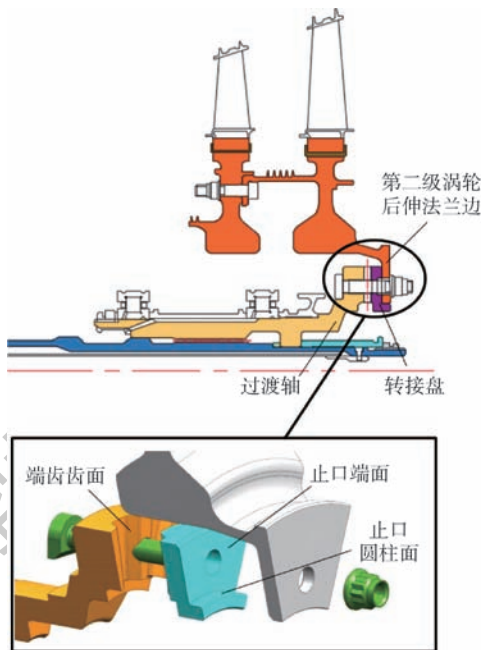


图5 典型端齿-法兰-螺栓连接结构

Fig. 5 Typical end tooth-flange-bolt joint structure

构有限元模型,分别对装配载荷、工作转速下连接界面接触特征进行非线性求解。由于结构和载荷的周期对称性,对于装配载荷、施加工作转速的计算中使用施加周向约束的1/10扇区模型。在支点位置施加相应的位移约束,模拟轴承对于动力涡轮转子的约束作用。只保留端齿-法兰-螺栓连接结构的细节,在端齿齿面、止口端面/圆柱面与螺栓端面之间建立接触单元,模拟连接结构配合面间的接触作用。结构简化适当,并兼顾网格质量,进行网格无关性验证。

在装配状态下,端齿-法兰-螺栓连接结构所受载荷为螺栓的初始轴向预紧力和止口定心圆柱面的配合紧度。采用接触面初始偏移的方式提供螺栓轴向预紧力。在工作转速下,连接结构除了承受上述装配载荷,还要承受离心载荷的影响,对模型施加最大设计转速。计算时采用增广拉格朗日法,选取合理的收敛性判断标准。

对连接结构仅施加装配载荷,端齿齿面和止口端面的接触状态和应力分布如图6和表1所示。在螺栓初始预紧力作用下,端齿齿面的大部分面积处于黏滞和滑移状态,端齿结构稳定压紧。止口端面上螺栓孔约2倍孔径的区域范围内处于滑移状态,可以传递轴向载荷。在螺栓轴向预紧力的作用下,刚度较弱的法兰边会产生一定程度的弯曲变形,使得端齿齿面和止口端面上最大接触应力位于半径最小的位置。

对涡轮盘轴组件施加工作转速离心载荷,端齿齿面和止口端面的接触状态和应力分布如图7

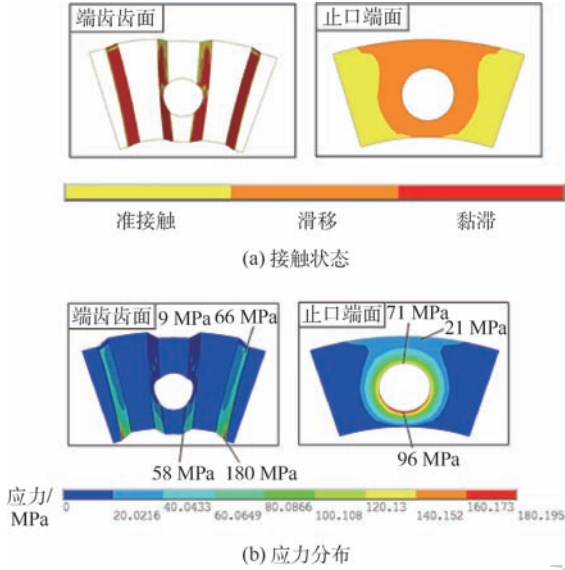


图 6 装配状态下端齿和止口端面接触状态和应力分布
Fig. 6 Contact state and stress distribution of end tooth and end face of rabbet in assembly condition

表 1 装配状态下端齿和止口端面接触状态系数和应力分布统计

Table 1 Statistical analysis of contact state coefficient and stress distribution of end tooth and end face of rabbet in assembly condition

连接界面	接触状态系数/%			最大接触应力/MPa	平均接触应力/MPa
	黏滞	滑移	准接触		
端齿齿面 (靠近螺栓孔)	58.0	29.7	12.3	58	43
端齿齿面 (远离螺栓孔)	78.5	21.5	—	180	90
止口端面	—	53.6	46.4	96	47

和表 2 所示。端齿结构受到了止口法兰边局部弯曲变形的影响,接触状态发生变化,靠近螺栓孔的端齿齿面约 64.8% 处于黏滞状态,而远离螺栓孔的齿面上只有半径较小的区域约占 10.8% 处于黏滞状态,大部分区域发生分离,界面承载能力下降且容易造成接触损伤。止口端面在离心载荷下产生相对滑移变形,容易导致连接界面摩擦损伤。端齿齿面最大接触应力位于半径最小的位置,止口端面上接触应力分布相对均匀。

分别提取装配载荷和工作转速下止口端面的接触参数分布情况,如图 8 和图 9 所示。装配状态和工作状态止口端面接触状态系数分别为 53.6% 和 56.9%;从装配载荷到施加工作转速的过程中,止口端面上产生的连接界面接触摩擦功为 4.59×10^{-2} J。分别提取装配载荷和工作转速状态下止口圆柱面的接触参数分布情况,如图 10

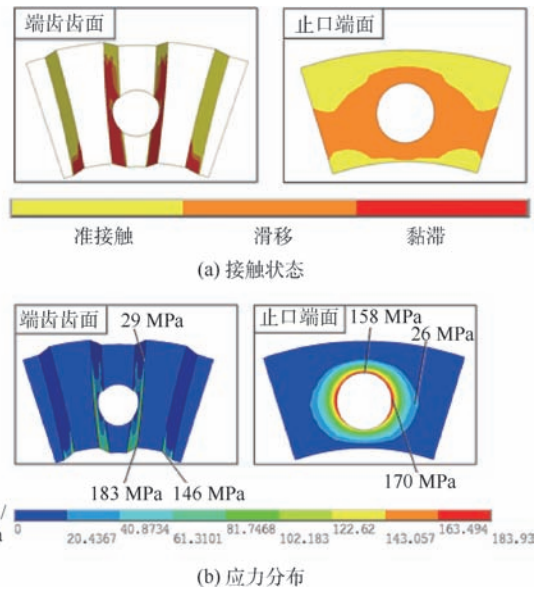


图 7 工作转速下端齿和止口端面接触状态和应力分布
Fig. 7 Contact state and stress distribution of end tooth and end face of rabbet at working speed

表 2 工作转速下端齿和止口端面接触状态系数和应力分布统计

Table 2 Statistical analysis of contact state coefficient and stress distribution of end tooth and end face of rabbet at working speed

连接界面	接触状态系数/%			最大接触应力/MPa	平均接触应力/MPa
	黏滞	滑移	准接触		
端齿齿面 (靠近螺栓孔)	64.8	24.0	11.2	183	42
端齿齿面 (远离螺栓孔)	10.8	3.9	85.3	146	35.8
止口端面	—	56.9	43.1	170	39

和图 11 所示。从装配载荷到施加工作转速的过程中,止口圆柱面最大接触应力的变化范围很小,为 431 ~ 441 MPa,产生的不可恢复变形能为 3.47×10^{-3} J。

通过对典型盘-轴端齿-法兰-螺栓连接结构界面力学特性分析,可知在工作转速状态下,端齿齿面接触状态差;由于受到变形不协调的影响,连接界面易产生损伤。可初步通过结构改进的方式提高连接结构的稳健性,如图 12 所示。改变第 2 级涡轮后轴颈倾斜角度,将第 2 级涡轮后的锥壳轴颈替换为一段鼓筒,以减弱径向变形的耦合。在涡轮法兰边后增加一个实心压紧盘,形成环腔结构,提高连接结构抗变形能力,改善连接界面接触状态,控制连接界面损伤。

对于本文所提出的接触状态系数、接触应力、

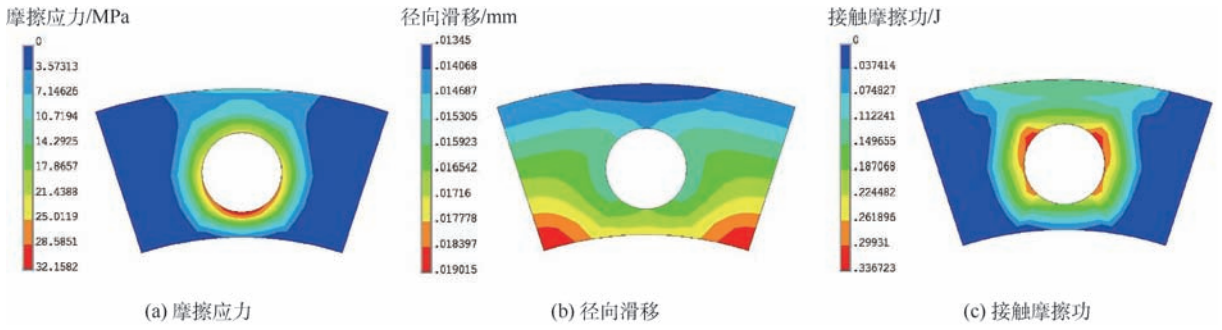


图8 装配状态下止口端面的接触参数分布

Fig. 8 Distribution of contact parameters of end face of rabbet in assembly condition

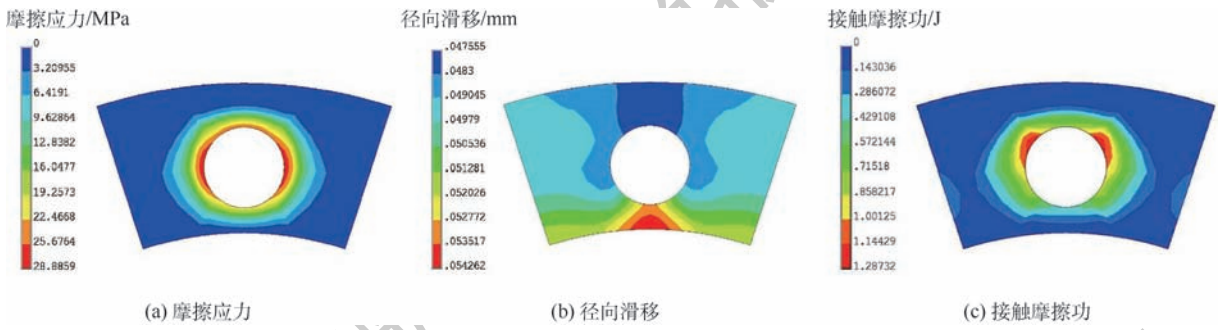


图9 工作转速下止口端面的接触参数分布

Fig. 9 Distribution of contact parameters of end face of rabbet at working speed

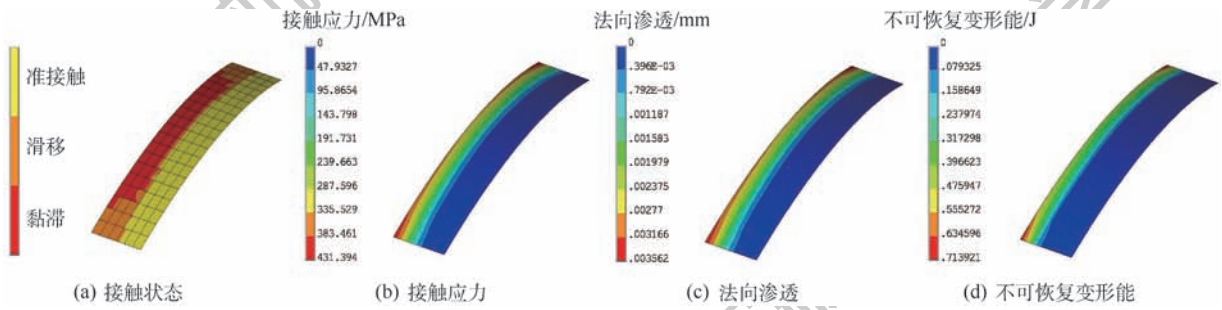


图10 装配状态下止口圆柱面的接触参数分布

Fig. 10 Distribution of contact parameters of cylindrical surface of rabbet in assembly condition

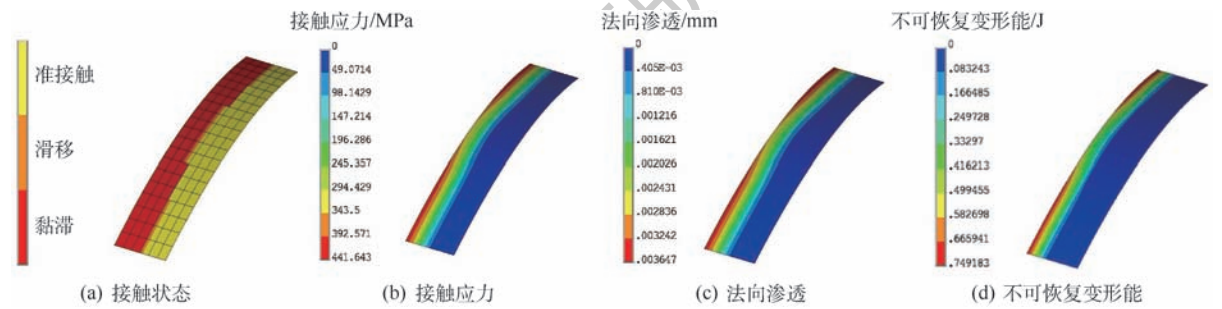


图11 工作转速下止口圆柱面的接触参数分布

Fig. 11 Distribution of contact parameters of cylindrical surface of rabbet at working speed

不可恢复变形能和接触摩擦功等工程适用的定量评估参数,尚未建立稳健性评判通用标准,只能根据工程经验粗略判断连接结构设计方案的稳健程度。在有限元计算时,只考虑了装配载荷、工作转

速下连接界面接触参数分布,未考虑发动机实际工作过程中由于转速变化等动态载荷而造成的连接界面损伤积累对连接界面力学特性稳健性的影响。开展相关试验验证工作,试验器设计成本较

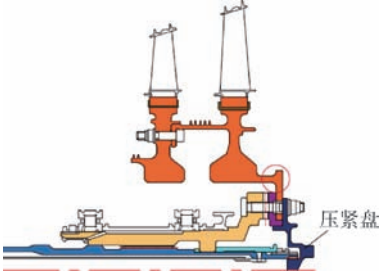


图 12 结构改进示意图

Fig. 12 Schematic of structural improvement

高,且很难保证改进前后试验条件完全一致。对比不同结构形式的有限元计算结果,可大致评估不同结构形式下其连接结构力学特性的稳健程度,为结构构型改进提供方向。

3.2 转子-支承系统动力特性稳健设计

如图 1 所示,动力涡轮转子采用四支点支承,1[#]、2[#]支点位于转子前部,支承功率输出端;5[#]、6[#]支点位于转子后部,支承动力涡轮端。为考虑各支点支承刚度变化对转子-支承系统动力特性的影响,建立转子结构整体有限元模型,采用有限元法计算转子-支承系统各阶临界转速对各支点支承刚度变化的敏感度,结果如图 13 所示。综合考虑支承刚度和支点对应转子轴段截面的等效刚度,定义当量刚度系数 $k_r^{[15]}$ 对支承刚度进行无

量纲化处理:

$$k_r = \frac{k_n}{k_d} \quad (5)$$

式中: k_n 为支承刚度; k_d 为支点位置处转子截面的等效刚度。

临界转速随支点当量刚度变化曲线的斜率反映出转子-支承系统动力特性对支承刚度系数的敏感度。由计算结果可以看出:1[#]支点当量刚度系数为0.1~0.2时,前3阶临界转速对于其支承刚度变化敏感度较高。2[#]支点当量刚度系数为5~30时,第2阶临界转速对于其支承刚度变化敏感度较高。前3阶临界转速对5[#]支点当量刚度系数变化的敏感度较小。前两阶临界转速对6[#]支点支承刚度变化较为敏感。6[#]支点当量刚度系数在4附近时,前两阶振型会发生变化。轴段一弯、轴段二弯振型对应的临界转速对6[#]支点当量刚度系数的变化不敏感。

通过对各个支点支承刚度变化对临界转速的影响的分析,可知现有的支承刚度设计是否处于临界转速高敏感区,并因此提出支承刚度初步优化方案。在1[#]支点支承刚度设计值附近,各阶临界转速对其支承刚度变化敏感度相对较低,但其距高敏感区较近,在支承结构具有较大刚度损

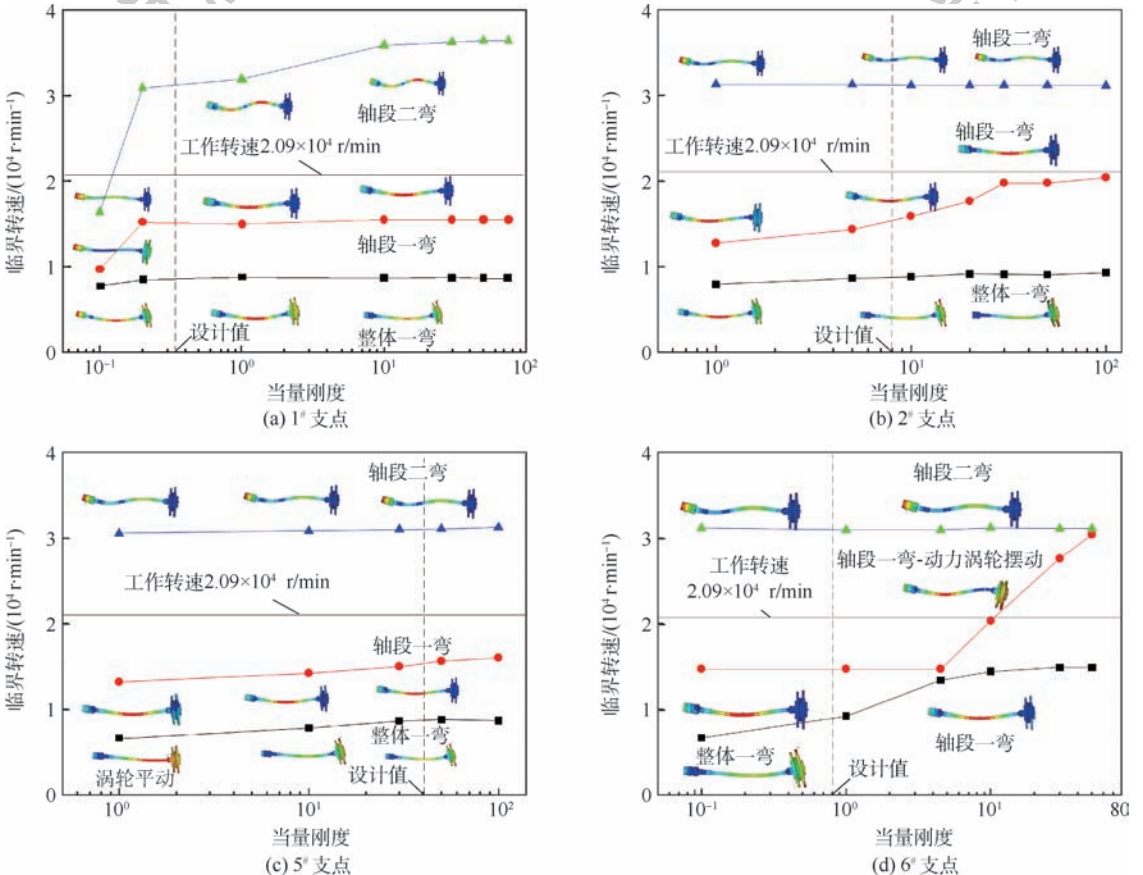


图 13 各支点支承刚度变化对各阶临界转速的影响

Fig. 13 Influence of bearing stiffness of various supporting points on critical speeds of various orders

失时,可能使支承刚度落入高敏感区,可适当提高1[#]支点支承刚度。2[#]支点支承刚度设计值处于第二阶临界转速高敏感度区间。在满足结构加工装配及基本强度要求的前提下,可尽量降低2[#]支点支承刚度。5[#]支点是转子后支承的主支点,转子各阶临界转速对其刚度变化的敏感度均较小,只要具有足够的安全裕度即可。在6[#]支点支承刚度设计值附近,各阶临界转速具有很低的敏感度,只要控制支点刚度不过大,即可保证不落入弯曲振型临界转速的敏感区域。

此外,对于多支点转子系统在装配和使用中会出现支承同心度及其振动控制问题,为了有效抑制高速柔性转子系统振动响应过大,可以在2[#]支点处采用无定心油膜阻尼结构设计,以提供必要的阻尼抑制转子振动。

4 结 论

本文以动力涡轮转子结构系统为研究对象,根据转子结构系统具有多连接界面、几何结构突变所产生的结构非连续性特点,从控制连接结构界面损伤和降低临界转速对多支点支承刚度变化的敏感度两方面,对连接结构力学特性、转子系统动力特性进行降低载荷环境敏感度的优化设计。以保证连接结构力学特性在复杂载荷条件下变差较小,转子系统动力特性在连接结构力学特性、支承刚度发生变差的情况下仍保持稳定,提高转子结构系统稳健性。主要结论如下:

1) 连接界面接触损伤是产生力学特性分散性的内在原因,其产生机理分为连接界面不可恢复滑移、连接界面接触疲劳损伤和连接界面摩擦损伤3个方面。针对典型涡轮盘-轴连接结构定量评估连接界面损伤程度,并通过调整结构构形和关键几何尺寸有效控制连接界面损伤,提高连接结构稳健性。

2) 对于多支点、高转速、工作转速在弯曲振型临界转速以上的柔性转子-支承系统,各阶临界转速对不同位置的支点支承刚度变化的敏感度不同。在转子系统动力学设计中,可以在满足避开共振安全裕度的基础上,降低临界转速对支点刚度的敏感度,以提高转子-支承系统动力特性的稳健性。

参考文献 (References)

[1] 洪杰,马艳红,张大义. 航空燃气轮机总体结构设计与动力学分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2014:436.
HONG J, MA Y H, ZHANG D Y. Structure design and dynamic

analysis of aero gas turbine engines[M]. Beijing:Beihang University Press,2014:436 (in Chinese).

- [2] 付才高,郑大平,欧园霞. 航空发动机设计手册第19册:转子动力学及整机振动[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
FU C G, ZHENG D P, OU Y X. Aero engine design manual 19th: Rotordynamics and whole engine vibration[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2000 (in Chinese).
- [3] TRUMAN C E, BOOKER J D. Analysis of a shrink-fit failure on a gear hub/shaft assembly[J]. Engineering Failure Analysis, 2007, 14(4): 557-572.
- [4] WANG J, KANG J, TANG L. Theoretical and experimental studies for wind turbine's shrink disk[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2014, 229(2): 325-334.
- [5] 洪杰,徐筱李,梁天宇,等. 转子结构系统界面失效分析及稳健设计方法[J]. 航空动力学报,2018,33(3):649-656.
HONG J, XU X L, LIANG T Y, et al. Interface failure analysis and robust design methodology in rotor structural system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 649-656 (in Chinese).
- [6] 尹泽勇,欧园霞,李彦,等. 端齿轴段刚度及其对转子动力特性的影响[J]. 振动工程学报,1993,6(1):63-67.
YIN Z Y, OU Y X, LI Y, et al. Stiffness of a shaft section with end tooth and its effect on dynamic characteristic of a rotor[J]. Journal of Vibration Engineering, 1993, 6(1): 63-67 (in Chinese).
- [7] WANG C, ZHANG D, ZHU X, et al. Study on the stiffness loss and the dynamic influence on rotor system of the bolted flange joint[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2014: V07AT31A020.
- [8] QIN Z, HAN Q, CHU F. Bolt loosening at rotating joint interface and its influence on rotor dynamics[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 59: 456-466.
- [9] SHIAU T N, HWANG J L. Minimum weight design of a rotor bearing system with multiple frequency constraints[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1988, 110(4): 592-599.
- [10] LIN Y H, LIN S C. Optimal weight design of rotor systems with oil-film bearings subjected to frequency constraints[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2001, 37(10): 777-798.
- [11] SHIAU T N, CHANG J R. Multiobjective optimization of rotor-bearing system with critical speeds constraints[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 2(2): 246-255.
- [12] STOCKI R, SZOLC T, TAUZOWSKI P, et al. Robust design optimization of the vibrating rotor-shaft system subjected to selected dynamic constraints[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 29: 34-44.
- [13] 杨隽,臧朝平,刘永泉,等. 基于 Taguchi 方法的转子系统动力学容差设计[J]. 航空动力学报,2014,29(7):1583-1590.
YANG J, ZANG C P, LIU Y Q, et al. Taguchi method based tolerance design for rotor system dynamics[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1583-1590 (in Chinese).
- [14] 陈立周. 稳健设计[M]. 北京:机械工业出版社,2000.
CHEN L Z. Robust design[M]. Beijing: China Machine Press,

2000(in Chinese).

- [15] 于欢,马艳红,肖森,等. 高速柔性转子支承松动力学特征及动力特性[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(8):1677-1683.

YU H, MA Y H, XIAO S, et al. Mechanical and dynamic characteristics of bearing with looseness on high-speed flexible rotor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8):1677-1683 (in Chinese).

作者简介:

洪杰 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空发动机转子动力学、航空发动机整机动力学、旋转机械振动控制、智能结构与新型阻尼材料等。

马艳红 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空发动机整机动力学、旋转机械振动控制、智能结构与新型阻尼材料等。

Robust design method for mechanical characteristics of power turbine rotor structural system

HONG Jie^{1,2}, SHEN Yupeng¹, WANG Yongfeng¹, MA Yanhong^{1,2,*}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: The power turbine rotor of aero turbojet engine and turboprop engine is a typical high-speed flexible rotor structural system with multi-support, connecting interface and uneven mass/stiffness distribution. The dispersity of mechanical characteristics of joint structure and bearing stiffness can cause the dynamic characteristics of the rotor structural system to deteriorate. According to the typical power turbine rotor structural system, it is pointed out that the interface contact damage, such as non-recoverable slip, fatigue and friction, is the intrinsic reason for the dispersity of the mechanical properties of the connecting structure, and the quantitative evaluation parameters including contact state coefficient, contact stress, non-recoverable deformation energy and contact friction work are put forward. Based on the analysis of the critical speed distribution of multi-support flexible rotor-bearing system and its influence on the stiffness sensitivity of each support, a robust design method of dynamic characteristics based on the selection of the low-sensitivity region of support stiffness is proposed, which improves the robustness of the rotor structure system.

Keywords: robust design; connecting interface; contact damage; bearing stiffness; rotor system

Received: 2018-07-03; Accepted: 2018-09-03; Published online: 2018-09-17 15:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180913.1747.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51575022,51475021)

* Corresponding author. E-mail: mayanh2002@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0414

激光焊接带口盖加筋壁板剪切性能分析



回丽^{1,2}, 陈晓伟¹, 周松^{1,2,*}, 杨文军^{1,2}, 王磊^{1,2}

(1. 沈阳航空航天大学 机电工程学院, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 针对双光束激光焊接带口盖加筋壁板开展了剪切稳定性试验, 分析了带口盖加筋壁板在受剪状态下的屈曲载荷、屈曲形式、后屈曲承载能力及破坏形式。建立了壁板与剪切夹具的有限元模型, 对壁板的剪切失稳形式及后屈曲承载能力进行仿真计算, 并探究了口盖对加筋壁板的承载能力、应力变化及面外变形的影响。结果表明: 带口盖加筋壁板在剪切状态下, 当屈曲比达到 1.95 时, 加筋壁板进入后屈曲, 最终破坏载荷约为屈曲载荷的 2.98 倍。仿真与试验得到的载荷-位移曲线较为吻合, 有限元法得到的屈曲载荷和破坏载荷与试验平均值误差分别为 8.7%、1.02%。开口壁板的承载能力及刚度均下降, 螺栓紧固口盖对加筋壁板的应力与面外变形影响较大。

关键词: 加筋壁板; 口盖; 剪切载荷; 有限元; 屈曲性能

中图分类号: V223+.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0446-08

钛合金加筋壁板结构是飞机机身部位应用较多的一种承载结构, 当其受面内弯曲、压缩、剪切等载荷作用时, 常见的静强度失效模式为屈曲失稳^[1-3]。加筋壁板在发生屈曲后并不会立刻失稳, 其仍具有很强的后屈曲承载能力, 因此为了预计结构的承载能力, 需要研究其后屈曲性能, 以便在实际应用过程中控制结构的失效^[2-3]。为了满足飞机日常维护的需求, 常常在飞机机身部位设置多种设备检查口盖, 在机身加筋壁板上的开口破坏了原来结构受力的连续性与完整性, 导致加筋壁板的刚度与强度大幅度下降^[4]。

国内外研究学者对开口平板结构性能进行了一定的理论与试验研究。Ankur 等^[5]通过对运输机的机身窗口壁板研究发现, 在波动载荷的作用下, 疲劳裂纹从窗口角落开始产生并扩展。Kusugal 等^[6]对舱门开口壁板进行分析, 发现切口周围

区域铆钉位置的应力集中较大且加强筋具有止裂作用。Saad-Eldeen 等^[7]研究了不同开口形状、开口尺寸以及不同初始缺陷对大开口加筋钢板的承载能力的影响。吴存利等^[8]对开口腹板结构提出了一种当量厚度建模方式, 对多种开口形式的腹板进行当量计算, 并采用有限元的方法进行验证, 进一步验证此种方法的有效性。郭瑜超等^[9]研究了机翼负载作用下开口盒段的后屈曲行为, 同时通过有限元法与试验结果对比分析, 发现采用有限元 Riks 弧长法可以较准确地模拟此类结构的后屈曲承载路径。程超^[10]研究了开孔大小、形状、位置对薄壁梁结构的承载稳定性能的影响, 并获得了这些参数与承载能力之间的规律。郭俊等^[11-12]详细研究了开口复合材料壁板在剪切载荷下的应力分布及屈曲行为, 并分析了圆形口盖对壁板力学性能的影响。袁伟^[13-14]运用有限元

收稿日期: 2018-07-09; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-11-19 15:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1157.002.html

基金项目: 辽宁省教育厅高等学校科学研究项目 (L201633); 沈阳航空航天大学航空制造工艺数字化国防重点学科实验室开放基金 (SHSYS2017006); 沈阳航空航天大学青年博士科研启动基金 (18YB05)

* 通信作者. E-mail: zhou song23@163.com

引用格式: 回丽, 陈晓伟, 周松, 等. 激光焊接带口盖加筋壁板剪切性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 446-453.
HUI L, CHEN X W, ZHOU S, et al. Shear property analysis of laser welding stiffened panel with cover[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 446-453 (in Chinese).

软件,分析了多种开口形状与尺寸对受剪载荷下层合板的稳定性的影响,发现开口圆角可以改善应力集中,临界屈曲失稳载荷会随着开口圆角尺寸的增加而增加。

尽管许多学者针对开口壁板做了大量的研究,但对剪切载荷下钛合金整体加筋壁板的性能研究较少,特别是口盖对开口壁板剪切性能影响的研究。因此本文首先针对螺栓紧固口盖钛合金加筋壁板开展了剪切稳定性试验,分析了载荷-应变数据及结构的屈曲特性;然后,应用仿真软件模拟分析剪切屈曲过程,进一步分析了壁板结构的后屈曲承载能力;最后,探究了螺栓紧固口盖对加筋壁板的承载能力、应力变化及面外变形的影响。

1 试验件构型

本文所用试验件为双光束激光焊接带口盖加筋壁板,其结构设计参照了在役某机型的机身口盖壁板,材料均为 TC4,试验件由蒙皮、加强口框、4根短Γ型筋条、2根长Γ型筋条、2根L型补强筋、2根Γ型隔框和8个连接角片组成。由于开口的存在,会导致中断的筋条末端位置蒙皮应力集中严重,因此需对筋条中断处进行30°斜削^[15]。本试验件试验区域为正方形,试验件四边夹持区通过电阻点焊焊接厚度为2mm的加强边框进行加厚以保证与剪切夹具相连有足够的剪切强度,焊点直径为6.5mm,口盖与加强口框通过26个M6螺栓连接,补强筋通过点焊与口盖连接。加筋壁板的基本尺寸如下:试验件边长为550mm,夹持区宽度为50mm,夹持区厚度为4mm,蒙皮厚度为2mm,加强口框厚度为1.5mm,口盖厚度为2mm,筋条间距为110mm,隔框间距为330mm,筋条与隔框的长度均为450mm,厚度为1.5mm。试验件结构示意图如图1所示,部分

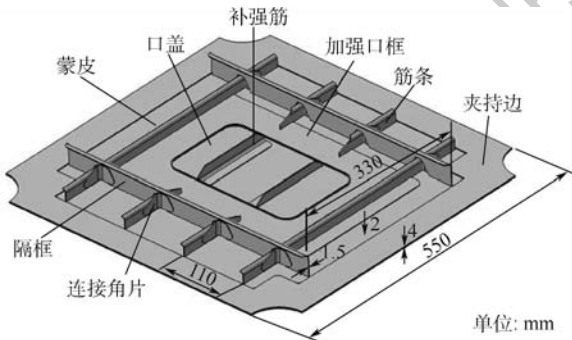


图1 带口盖钛合金加筋壁板示意图
Fig.1 Schematic diagram of titanium alloy stiffened panel with cover

尺寸如图2所示。

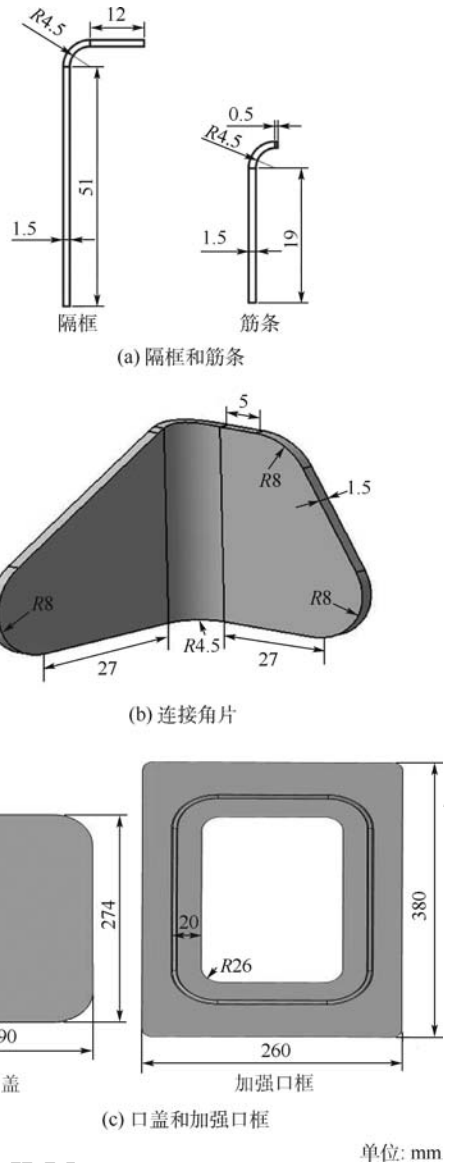


图2 隔框、筋条、连接角片、口盖和加强口框尺寸
Fig.2 Size of frame, stiffener, connector gusset, cover and reinforced opening frame

2 壁板开口剪流分布

参考文献[4]中对加筋壁板的矩形开口位置剪流的估算,采用一种较保守的方法,假设:①开口位置的上下筋条的剪流相同;②开口位置左右两侧的剪流也相同。

假定无开口的加筋壁板剪流 q 分布如图3(a)所示,开口加筋壁板如图3(b)所示(阴影部分为开口区域),首先设定在开口位置施加一剪流 q ,与无开口加筋壁板此处的剪流大小相等,方向相反,这样就组成一载荷自平衡系统,根据静力平衡方程知: $q_H = \frac{q}{2}, q_L = \frac{q}{2}, q_{HL} = \frac{q}{4}$ 。

将这2种载荷系统叠加可得到壁板开口位置

的剪流分布,如图3(c)所示。从图中可以看出,开口区域的上下左右位置剪流变大,开口四角位置剪流变小。

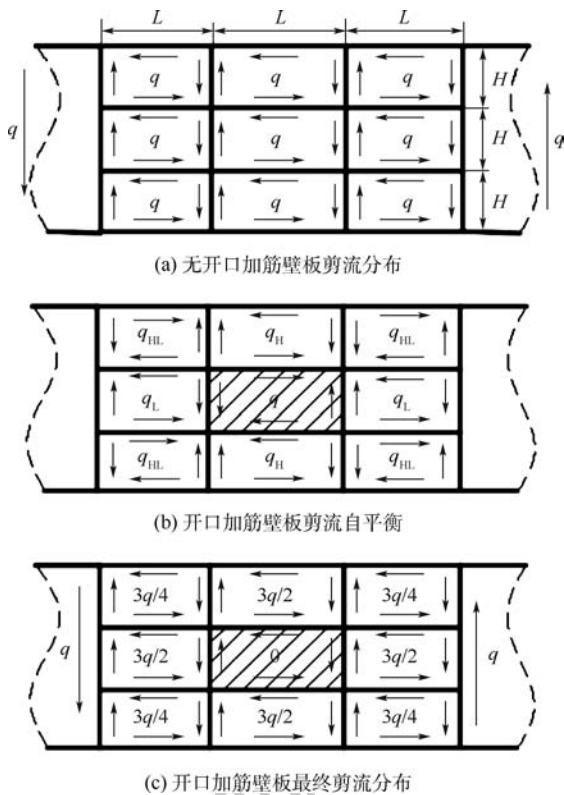


图3 剪流分布

Fig. 3 Distribution of shearing flow

3 加筋壁板剪切稳定性试验

3.1 试验方法

剪切稳定性试验在 WAW-2000A 微机控制电液伺服万能试验机平台上进行,试验件共 2 件,编号为1#、2#。试验采用常用的四连杆对角拉伸试验装置,如图4所示。加筋壁板四周夹持边通

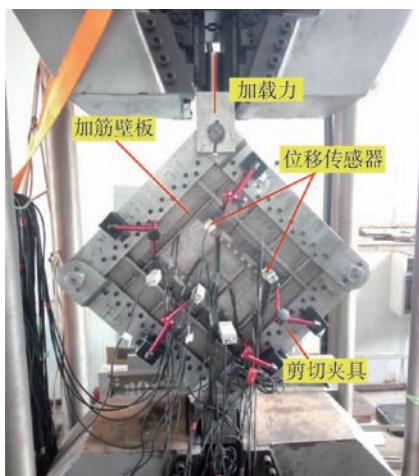


图4 试验系统

Fig. 4 Test system

过双排螺栓与夹具相连,施加的对角拉伸载荷转换为试验所需的剪切载荷。为采集试验过程中试验件应变数据,在1#试验件正反面粘贴应变片,应变片编号及贴附位置如图5所示。筋条、隔框结构贴应变单片,格间处(指两筋条间的蒙皮)贴应变花片。在格间处选取5个位移测量点,利用位移传感器采集蒙皮的离面位移。2#试验件筋条一侧采取与1#试验件相同的贴片方式,另一侧采用光学云纹法来观测试验件的表面面板变形。试验过程中采用恒速率加载控制,加载速率为1 kN/s,应变片和位移数据采集频率不得小于1次/s。为了使试验件受力均匀,试验开始加载估算剪切屈服载荷的20%,根据预加载应变值适当调整试验件的安装位置。

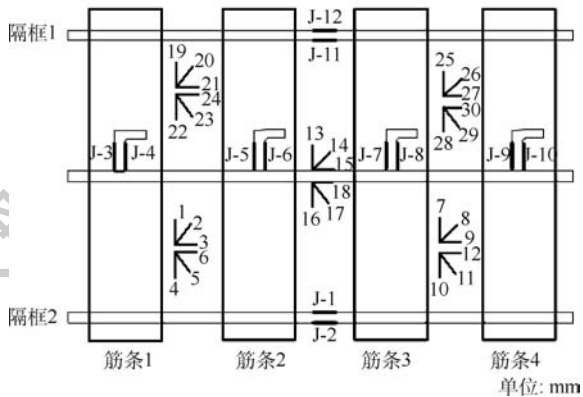
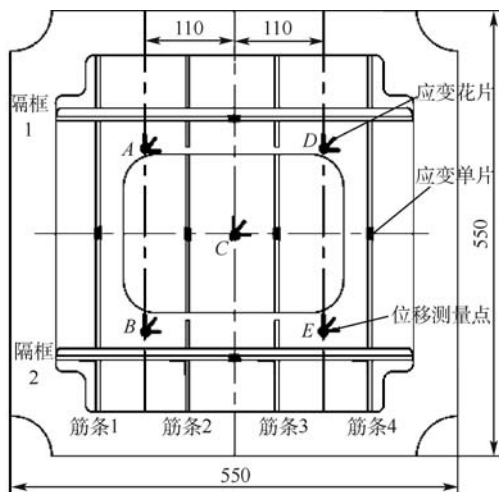


图5 应变片粘贴位置与编号

Fig. 5 Pasting position and number of strain gauge

3.2 试验结果分析

带口盖加筋壁板的剪切试验过程中,因2件试验件的试验现象较为相似,故以1#试验件为例结合2#试验件云纹图进行详细分析。当加载力在240 kN以下时,试验件无明显现象;加载至240 kN后,伴随着轻微的响声,试验件矩形口盖四

角发生变形,产生面外位移,此时壁板发生屈曲失稳;加载至 451 kN 后,试验件发生连续响声,筋条发生扭曲,壁板发生后屈曲失稳;加载至 660 kN 时,试验件发生巨大响声,口框与口盖连接处出现裂缝,随后整体失稳,试验停止。

观察破坏试验件可知(见图 6 和图 7),双光束激光焊接处没有发生断裂;沿力加载对角线正面凸起,背面凹陷;筋条、隔框扭曲;螺栓连接处蒙皮发生撕裂并有少量螺栓被破坏,口盖整体发生扭曲变形。

在整个剪切过程中,可将加筋壁板的承载能力分为 3 个阶段:①加筋壁板的屈曲失稳,口盖与口框四角连接位置发生变形,产生面外位移;②筋条起到隔波作用,随着加载力的增加,两边长筋条开始发生扭曲且变形较明显,加筋壁板的屈曲

模态发生改变,发生后屈曲失稳;③隔框结构发生变形,口盖圆角处蒙皮撕裂,试验件整体失稳。2 件试验件的屈曲载荷、后屈曲载荷和破坏载荷如表 1 所示。屈曲比(后屈曲失稳载荷与屈曲载荷之比)为 1.95,破坏载荷为屈曲载荷的 2.98 倍,说明此类带口盖加筋壁板具有较好的承载后屈曲能力。试件典型云纹图如图 8 所示。

表 1 带口盖钛合金加筋壁板剪切试验结果

Table 1 Test results of titanium alloy stiffened panel with cover under shear loading kN

试件编号	屈曲载荷	后屈曲载荷	破坏载荷
1#	240	451	687
2#	220	447	685
平均值	230	449	686

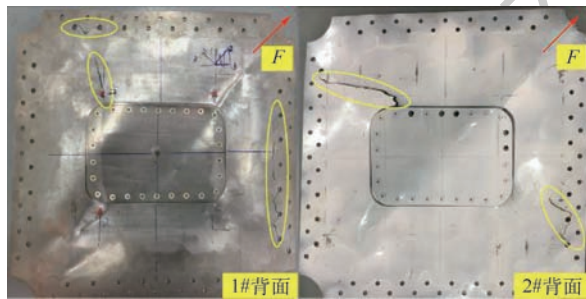


图 6 两件试验件破坏形式

Fig. 6 Failure modes of two specimens

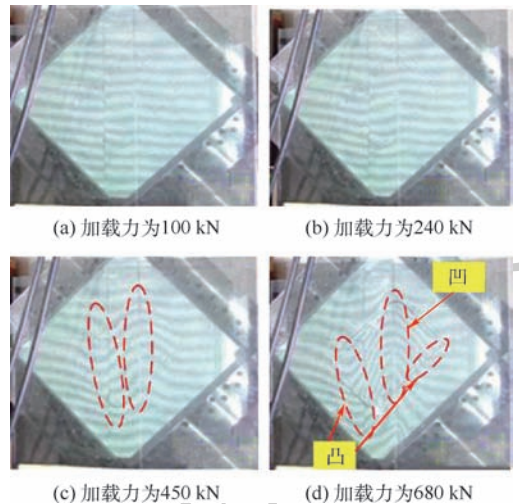


图 8 2#试验件典型云纹图

Fig. 8 Typical moiré pattern of 2# specimen

1#试验件的载荷-应变曲线如图 9 所示,从图中可以看出,当加载力约小于 240 kN 时,所有的曲线均呈现直线变化趋势;当加载至约 240 kN 时,45°方向(如 2、5 号)的曲线率先发生改变且相同位置正反两面应变片有着良好的对称性,说明加筋壁板开始发生屈曲。当加筋板发生屈曲失稳后如图 9(a)所示,同一位置的正面与背面的应变朝相反方向变化,压应变为负,拉应变为正,这样就表现为一侧受压,一侧受拉,此处蒙皮会向受拉侧凸起,产生面外位移。

由图 9(c)所知:口盖中心位置的应变变化较口框位置小,这是因为口盖的 2 个补强筋条起到隔波作用,使得沿力加载对角线处蒙皮因屈曲产生的半波延伸到此处发生了改变,导致口盖中心位置的变形较小。

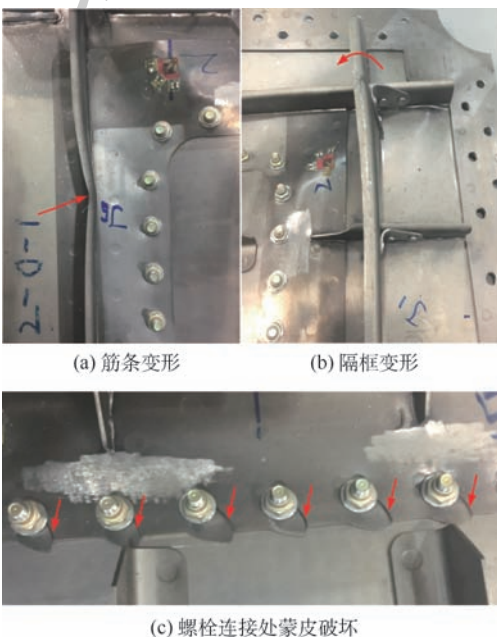


图 7 试验件局部破坏形式

Fig. 7 Local failure modes of specimens

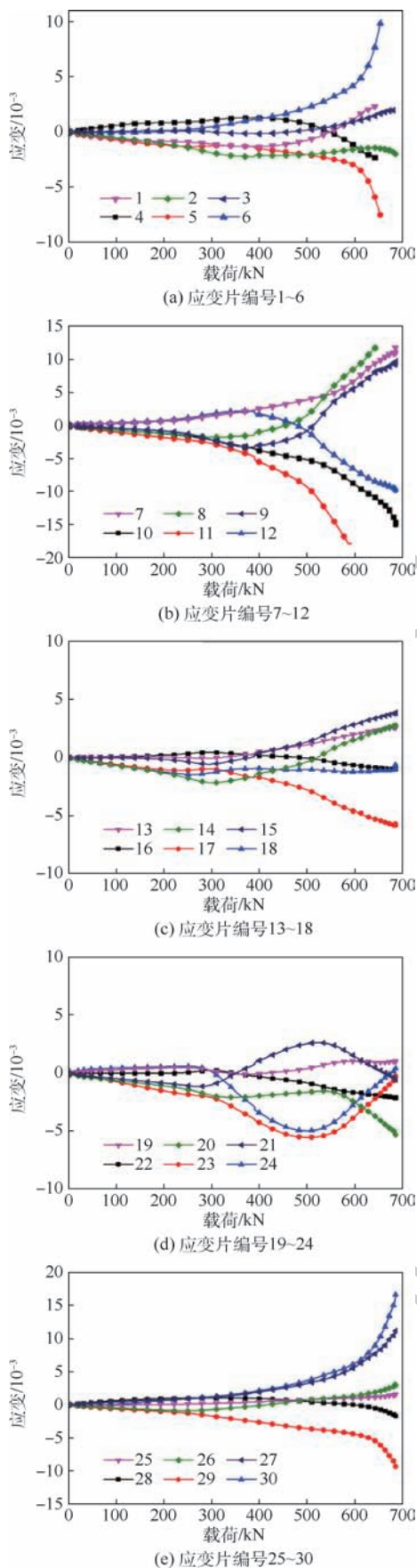


图9 加强口框和口盖载荷-应变曲线
Fig.9 Load-strain curves of reinforced opening frame and cover

4 有限元分析

4.1 有限元模型

带口盖加筋壁板有限元模型在 ABAQUS 软件中进行分析,本模型暂不考虑激光焊接引起的残余应力及几何变形。筋条和隔框与壁板蒙皮的焊接部分通过共用节点方式构建近似的面与面约束关系,即保证焊接部分在试验过程中不发生脱落。有限元模型按照实际尺寸选择实体单元进行划分,建模过程中定义剪切夹具为刚性结构,剪切夹具与试验件通过 Tie 连接约束;螺栓连接进行简化处理;夹具的铰接定义应用 Connector 中 Hinge 命令;加载端建立一个参考点,将参考点与加载端位移绑定;约束固定端参考点 6 个自由度,限制夹具的法向位移,如图 10 所示。

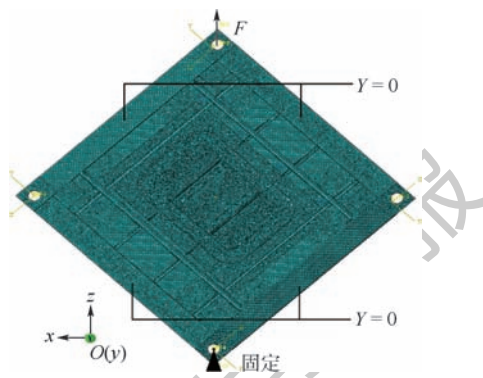


图 10 加筋壁板有限元模型

Fig.10 Finite element model of stiffened panel

4.2 有限元法结果分析

提取有限元中加载端参考点的载荷-位移曲线,结合图 11 与表 2 可得:有限元法得到的载荷-位移曲线与试验结果较为吻合,有限元法得到的屈曲载荷与试验值相对误差为 8.7%,后屈曲载荷相对误差为 9.1%,由于有限元模型为理想模

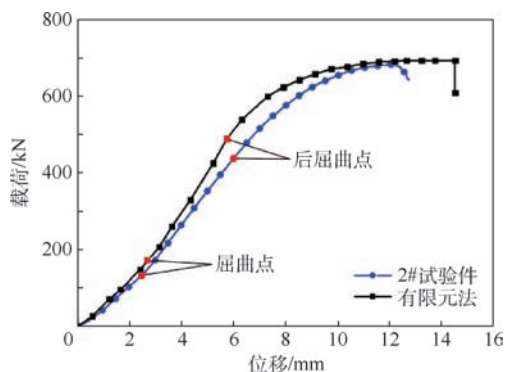


图 11 有限元法与试验载荷-位移曲线
Fig.11 Load-displacement curves by finite element method and test

表2 试验平均值与有限元法计算值比较

Table 2 Comparison of test average values and calculated values by finite element method

方法	屈服载荷/kN	后屈服载荷/kN	破坏载荷/kN
试验	230	449	686
有限元法	250	490	693
相对误差/%	8.7	9.1	1.02

型,试验件中难免会存在焊接引起的缺陷,使得有限元模型刚度较实际模型偏大;另外考虑到夹具的装夹、螺栓连接间隙以及上下夹具的滑动等一些因素的影响导致加载端位移有一定差别。有限元法得到的破坏载荷与试验值较为接近,相对误差仅为1.02%,表明通过有限元法可以有效地模拟加筋壁板的后屈服承载能力。在此模型基础上可以进一步探讨带口盖加筋壁板剪切性能的力学行为。

4.3 口盖对其力学性能的影响

为了进一步探究口盖对此类加筋壁板力学性能的影响,去掉上述有限元模型中的口盖,其余条件保持不变,然后对开口加筋壁板进行仿真分析。图12为有限元法计算得到的带口盖与开口加筋壁板的载荷-位移曲线,结合表3可以看出,口盖对开口加筋壁板的力学性能影响较大,去掉口盖后,其屈服载荷、后屈服载荷、破坏载荷分别下降了12%、30.6%、27.1%,并且其刚度也大幅度降低。

图13显示了加载载荷占极限载荷的百分比。通过图13(a)应力云图可知,带口盖加筋壁板的最大应力出现在未加强蒙皮处,86%加载时四周蒙皮已达到最大应力1026 MPa,同时与口框相连

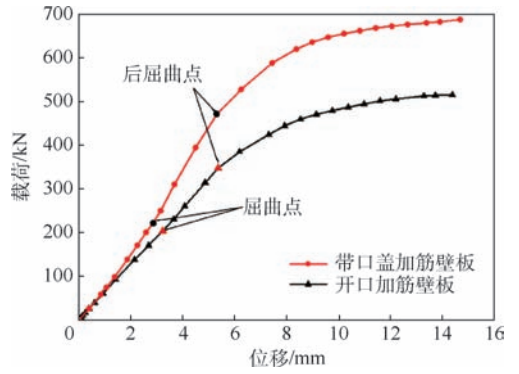


图12 有限元法载荷-位移曲线

Fig. 12 Load-displacement curves by finite element method

表3 带口盖加筋壁板与开口加筋壁板对比

Table 3 Comparison of stiffened panel with cover and cutout stiffened panel

壁板	屈服载荷/kN	后屈服载荷/kN	破坏载荷/kN
带口盖加筋壁板	250	490	693
开口加筋壁板	220	340	505
下降比/%	12	30.6	27.1

的口盖边缘应力也达最大;继续加载时蒙皮应力传递到加强口框,可以发现加载时口盖4个圆角处的应力呈圆弧状向外扩展,口盖四边应力向内部扩展。从整个应力变化云图中可以发现加强口框四边中心位置的应力逐渐变小,其余位置应力逐渐增大。从图13(b)可知,开口处的应力逐渐向外扩展,在同一阶段,加强口框四角位置应力较小,整个过程中开口四边中心位置的应力始终保持最小,开口四边处应力以C形状向外扩展变化。从图14可知,开口加筋壁板的面外变形量大约是带口盖加筋壁板的两倍,变形模式有所差别。

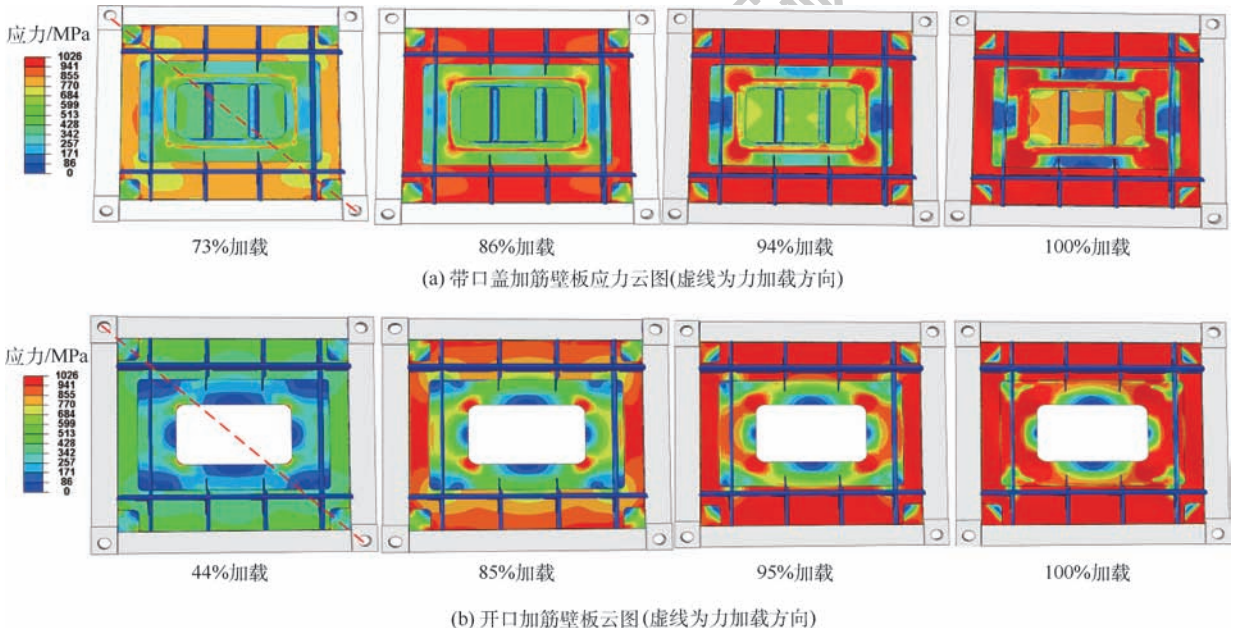


图13 有限元仿真结果

Fig. 13 Finite element simulation results

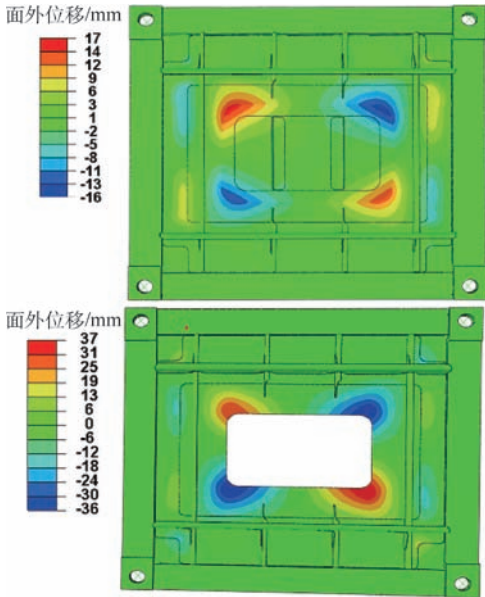


图 14 面外位移云图

Fig. 14 Out-of-panel displacement contour

5 结论

通过对双光束激光焊接带口盖加筋壁板进行剪切稳定性试验与有限元模拟分析,得出以下结论:

1) 剪切试验中 2 件试验件的试验结果分散性较小,平均剪切屈曲载荷、后屈曲载荷和剪切破坏载荷分别为 230、449 和 686 kN,破坏载荷是屈曲载荷的 2.98 倍,说明此种加筋壁板具有较强的后屈曲承载能力,失稳形式主要表现为:沿力加载对角线正面凸起,背面凹陷;加筋条、隔框扭曲;螺栓连接处蒙皮发生剪切撕裂并有少量螺栓被破坏,口盖整体发生扭曲变形。

2) 通过仿真得到的加筋壁板的剪切屈曲载荷和破坏载荷与试验误差分别为 8.7%、1.02%,通过有限元法计算得到的载荷-位移曲线与试验曲线较为吻合。口盖对开口加筋壁板剪切力学性能影响较大,去掉口盖后,屈曲载荷和破坏载荷分别下降了 12%、27.1%。带口盖加筋壁板的加强口框四边中心位置的应力逐渐变小,其余位置应力逐渐增大。开口壁板的加强口框四角位置应力较小,开口四边中心位置的应力始终保持最小。开口加筋壁板在开口处失稳面外变形量是带口盖加筋壁板的两倍。

参考文献 (References)

- [1] JUN S M, HONG C S. Buckling behavior of laminated composite cylindrical panels under axial compression [J]. *Computers & Structures*, 1988, 29(3): 479-490.
- [2] 王平安. 复合材料加筋板在剪切荷载下的屈曲与后屈曲研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007: 3-4.
WANG P A. Buckling and post-buckling of composite stiffened plates under shear load [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 3-4 (in Chinese).
- [3] 刘从玉. 复合材料加筋板的屈曲后屈曲分析及承载能力研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 1-3.
LIU C Y. Post-buckling buckling analysis and bearing capacity of composite stiffened plates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 1-3 (in Chinese).
- [4] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 205-210.
NIU C Y. Airframe structural design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 205-210 (in Chinese).
- [5] ANKUR J, LAKSHMI P, GIRISH K E. Damage tolerance evaluation of a stiffened panel with a passenger window cutout of a transport airframe fuselage structure [J]. *International Journal of Engineering Development and Research*, 2014, 2(2): 1598-1609.
- [6] KUSUGAL S, KADADEVARMATH R S, MALLAPUR D G. Stress and damage tolerance analysis of stiffened panel with passenger door cutout in airframe structure using FEA [J]. *Materials Today Proceedings*, 2017, 4(10): 10696-10703.
- [7] SAAD-ELDEEN S, GARBATOV Y, SOARES C G. Experimental compressive strength analyses of high tensile steel thin-walled stiffened panels with a large lightning opening [J]. *Thin-Walled Structures*, 2017, 113: 61-68.
- [8] 吴存利, 段世慧, 孙侠生, 等. 一种简易实用的开口剪切腹板有限元建模方法 [J]. *机械强度*, 2011, 33(4): 613-617.
WU C L, DUAN S H, SUN X S, et al. New concise finite element modeling method of shearing plate with cutout [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2011, 33(4): 613-617 (in Chinese).
- [9] 郭瑜超, 聂小华, 吴存利, 等. 机翼典型开口加筋壁板承载能力研究 [J]. *强度与环境*, 2016, 43(3): 9-16.
GUO Y C, NIE X H, WU C L, et al. Study on carrying capacity of wing stiffened panel with typical opening [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2016, 43(3): 9-16 (in Chinese).
- [10] 程超. 弯剪荷载下薄壁梁屈曲与后屈曲的结构参数化研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015: 22-30.
CHENG C. Research of structural parameters on buckling and post-buckling for thin-walled beams under bending and shearing load [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015: 22-30 (in Chinese).
- [11] 郭俊, 关志东, 黎增山, 等. 带口盖加筋复合材料壁板剪切性能 [J]. *复合材料学报*, 2016, 33(2): 399-407.
GUO J, GUAN Z D, LI Z S, et al. Shear properties of composite stiffened panel with cover [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(2): 399-407 (in Chinese).
- [12] GUO J, GUAN Z D, QIU C. Buckling response of reinforce composite stiffened panel with cover in shear load [C] // 2015 International Conference on Material Engineering and Mechanical Engineering. Singapore: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., 2016: 682-696.
- [13] 袁伟, 王志瑾. 受剪复合材料层合板开口应力应变分析研究 [J]. *飞机设计*, 2010, 30(3): 11-17.

- YUAN W, WANG Z J. Study of stress and strain for composite laminated plates with cutout subjected to shear load [J]. *Aircraft Design*, 2010, 30(3): 11-17 (in Chinese).
- [14] 袁伟. 开口对受剪复合材料层合板受力特性影响的研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 22-49.
- YUAN W. Research on mechanical characteristics for composite laminated plates with cutouts subjected to shear load [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 22-49 (in Chinese).
- [15] 柳醉. 民用飞机机身中等开口结构的设计与研究 [J]. 民用

飞机设计与研究, 2014(2): 62-65.

- LIU Z. The design and research of the middle-size cutout fuselage structure for civil aircraft [J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2014(2): 62-65 (in Chinese).

作者简介:

回丽 女, 博士, 教授。主要研究方向: 航空材料与结构强度。

周松 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空材料与结构强度。

Shear property analysis of laser welding stiffened panel with cover

HUI Li^{1,2}, CHEN Xiaowei¹, ZHOU Song^{1,2,*}, YANG Wenjun^{1,2}, WANG Lei^{1,2}

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

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defence of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Shear stability test was carried out on the dual beam laser welding stiffened panel with cover.

The buckling load, buckling form, post-buckling carrying capacity and failure modes of the stiffened panel with cover under shear loading were analyzed. A finite element method was utilized to model the stiffened panel and shear fixture. Simulation calculation of shear instability modes and post-buckling carrying capacity of stiffened panel. Meanwhile, the effects of cover on the carrying capacity, stress distribution and deformation of cutout stiffened panels were investigated. The results show that, in the sheared state of the stiffened panel with cover, when the buckling ratio reaches 1.95, the stiffened panel enters into post-buckling and the final failure load is approximately 2.98 times the buckling load. The load-displacement curves obtained from simulation and test are in good agreement, and the errors for the buckling loads and failure loads obtained from the numerical calculations compared with the test average value are 8.7% and 1.02%, respectively. The rigidity and load-carrying capacity of open stiffened panel reduce, and the bolt fastening cover has a great influence on the stress and out-of-plane deformation.

Keywords: stiffened panel; cover; shear loading; finite elements; buckling property

Received: 2018-07-09; **Accepted:** 2018-11-08; **Published online:** 2018-11-19 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1157.002.html

Foundation items: Education Department of College Scientific Research Project of Liaoning Province (L201633); Key Laboratory of Fundamental Science for National Defence of Aeronautical Digital Manufacturing Process Open Fund of Shenyang Aerospace University (SHSYS2017006); Shenyang Aerospace University Young Doctoral Research Fund (18YB05)

* **Corresponding author.** E-mail: zhousong23@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0411

一种含闭环支链的新型并联机构设计与分析



房海蓉*, 王立, 张海强, 杨会

(北京交通大学 机械与电子控制工程学院 机器人研究中心, 北京 100044)

摘 要: 为满足航天飞行器壳体套装过程中位姿调整机构刚度大、精度高的要求,对传统的支链结构进行有针对性的改进,设计了一种支链为闭环结构的新型 5-U(RRP)S/(8U)PU 并联机构,并进行了分析研究。应用螺旋理论计算机构的自由度;建立封闭矢量方程,进行运动学正反解;应用螺旋理论求解机构的全雅可比矩阵;利用杆长约束条件绘制机构的定姿态工作空间;通过求解静刚度矩阵分析机构的刚度随位姿的变化情况;利用软件进行仿真,并与一般机构进行对比。通过分析,验证了该机构的可行性和实际应用价值,为实现航天飞行器壳体套装的自动化奠定基础。

关键词: 并联机构; 闭环结构; 大刚度; 高精度; 运动学分析

中图分类号: TH112

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0454-10

目前,航天飞行器壳体多为复合材料加工而成的大直径薄壁筒状结构,因此在与环状金属端框的套装对接的过程中常常发生变形和翘曲,进而产生对接阻力大、工件易损坏、装配精度差等一系列问题^[1-2]。目前,很多大型飞行器的套装方式为手动施力于螺旋装置进行推进,常导致工件变形、位姿调整困难、装配效率低,已经难以满足现阶段的装配要求,因此需要针对飞行器壳体套装特点设计一种新型的五自由度位姿调整和推进结构^[3]。

航天飞行器壳体的套装过程要求装置调整位姿精确,抗阻能力强,因此要求推进机构必须具有刚度大和精度高这 2 个特点,同时位姿调整的范围不大,而并联机构具有刚度大、精度高、响应快的优点^[4],在位姿调整、部件对接等领域应用较多。

针对少自由度并联机构构型的设计,国内外学者通过螺旋理论^[5]、群论^[6]、机构拓扑学^[7]等

方法对 3T2R 机构进行了构型综合,如唐卫星^[8]、李秦川^[9]等,但通过该类方法得出的构型往往支链杆件数目过多,结构十分繁杂,难以应用于实际生产应用中。针对上述问题,学者们采用了新的设计方法,可归纳为以下 2 种:①串并混联形式,如 Song^[10]、Dong^[11]等在三自由度并联机构末端串联两自由度转头,Xu 等^[12]为三自由度机构增加两自由度的操作转台,该方法有效解决了结构复杂和控制难的问题,但串联部分结构强度较弱;②在六自由度机构中添加被动支链的形式,如刘建坤^[13]用 CPU 支链取代一条六自由度支链作为主动支链,Sun^[14]、杨会^[15]等直接在机构中间添加约束支链作为被动支链,Xie 等^[16]添加被动支链并对支链结构进行了改进,该方法利用被动支链限制了动平台的自由度,发挥了五自由度机构的优势,但动平台的约束力或力偶完全由一条支链承担,需要该支链有较高的强度。

本文就如何提高飞行器套装位姿调整机构的

收稿日期: 2018-07-09; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-11-20 10:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1321.003.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(2018JBZ007)

* 通信作者。E-mail: hrfang@bjtu.edu.cn

引用格式: 房海蓉, 王立, 张海强, 等. 一种含闭环支链的新型并联机构设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 454-463. FANG H R, WANG L, ZHANG H Q, et al. Design and analysis of a novel parallel mechanism with closed-loop limbs [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 454-463 (in Chinese).

刚度和精度提出了一种新型的 5-U (RRP) S/ (8U)PU 并联机构,并开展了相关研究。

1 机构结构配置

由于机构对刚度有较高的要求,故以 5 条六自由度支链作为主动支链,添加 1 条五自由度约束支链作为被动支链,以此作为机构的基本配置方式。

对于主动支链,机构设计流程如图 1 所示。为提高刚度,在传统的 UPS 支链上附加一条 UPS 支链并简化运动副。该方法构造的闭环结构本质是一个五杆机构,因此需要同时添加 2 个驱动才能保证机构运动的唯一性,这就使得整个机构为冗余驱动并联机构,增加了质量,也增加了控制难度,违背了支链构型的初衷。在该机构的基础上,将一条支链上的移动(P)副舍去,则闭环结构为四杆机构,拥有 1 个自由度,结合球(S)副及底部的转动(R)副共拥有 5 个自由度,因此整个支链的自由度数减少为 5。为满足六自由度,在底部 R 副处再增加一个 R 副构成虎克铰(U)。该闭环三角形支链与 UPS 支链相比,极大地提高了机构的稳定性和强度。

被动支链结构如图 2 所示,底部采用平行六面体结构(以下简称 8U 结构)^[17],顶部为 U 副和 P 副,该结构用 R 副代替 P 副,使得结构更加紧凑,有效提高了支链的强度,同时避免过多的 P 副产生自锁。

图 3 为新型 5-U (RRP) S/ (8U) PU 并联机构的三维结构。该机构由动平台、静平台、5 条主动支链和 1 条被动支链组成。主动支链依次由虎克铰(U)、2 个 R 副、P 副和复合 S 副组成,其中 U 副与静平台相连,每个 P 副为驱动副,复合 S 副与动平台相连;被动支链依次由 8U 结构、P 副、U 副组成,其中 8U 结构与静平台相连,U 副与动平台相连。静平台为等边五边形,动平台为对称五边形,该设计可以保证选择主动支链的 P 副作为驱动副时各主动支链的等效运动具有线性无关性。

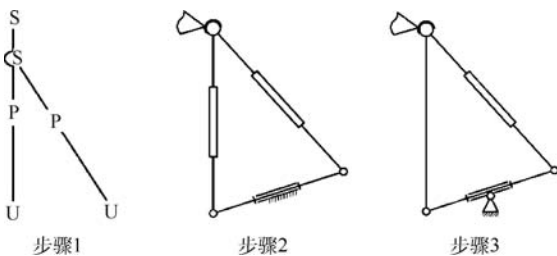


图 1 主动支链结构设计流程

Fig. 1 Design flow of active limb structure

图 4 为新型 5-U (RRP) S/ (8U) PU 并联机构的结构简图。动平台的形状可由参数 a, b, c 表示,静平台的顶点到中心的距离为 r ;主动支链的复合 S 副为点 C_i , 2 个 R 副分别为点 A_i 和点 B_i , U 副为点 D_i , D_i 为 $A_i B_i$ 的中点, P 副位于杆 $B_i C_i$; 被动支链的 U 副为点 P (与动平台 $C_2 C_5$ 的中点重合), 8U 结构的等效中心为点 O (与静平台的中心重合)。

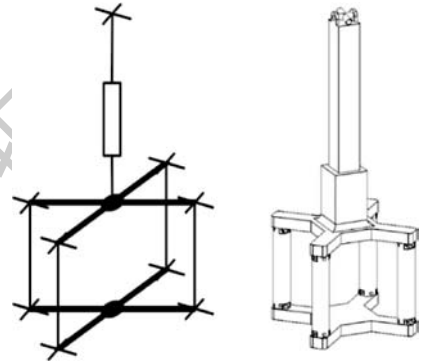


图 2 被动支链结构示意图

Fig. 2 Schematic of passive limb structure

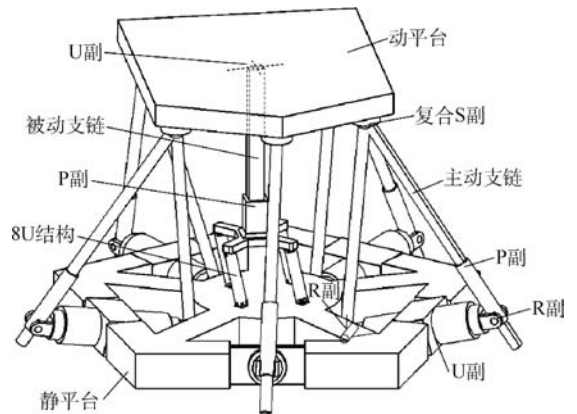


图 3 新型 5-U (RRP) S/ (8U) PU 并联机构结构示意图

Fig. 3 Schematic of a new type of

5-U (RRP) S/ (8U) PU parallel mechanism

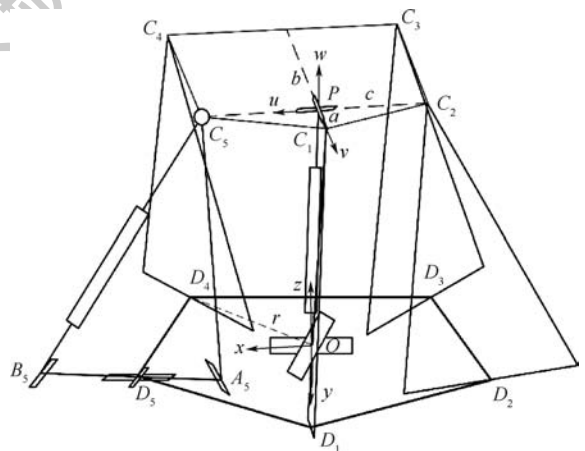


图 4 新型 5-U (RRP) S/ (8U) PU 并联机构结构简图

Fig. 4 Structure diagram of a new type of

5-U (RRP) S/ (8U) PU parallel mechanism

心重合);初始安装时,点 P 与点 O 位于同一铅垂线,点 C_1 与点 D_1 位于同一铅垂面,动平台与静平台平行且距离为 z_0 。以此建立如图 4 所示的坐标系: $Puvw$ 为动系,固结于动平台点 P ,其中坐标轴 v 为 $\overrightarrow{PC_1}$ 方向,坐标轴 w 为 \overrightarrow{OP} 方向; $Oxyz$ 为定系,固结于动平台点 O ,其中坐标轴 y 为 $\overrightarrow{OD_1}$ 方向,坐标轴 z 为 \overrightarrow{OP} 方向。

2 自由度计算

新型 5-U(RRP)S/(8U)PU 并联机构的主动支链和被动支链的结构形式不同,因此自由度计算需要分别考虑 2 种支链。

对于被动支链(8U)PU, U 副的轴线分别沿 x 和 y 方向;8U 结构的自由度数目的为 2,具体为沿 x 和 y 方向的移动,但这 2 个移动耦合了沿 z 方向的移动。因此,当 8U 机构和轴线沿 z 方向的 P 副连接时,可等效看作空间内沿 x 、 y 和 z 方向的 3 个 P 副,那么原(8U)PU 支链在运动学上可等效为 UPPP 支链。对于该支链,易得到其自由度数目的为 5,分别为沿 x 、 y 、 z 方向的移动和绕 x 、 y 方向的转动。

对于主动支链 U(RRP)S,由于 5 条支链结构相同,故取支链 1 进行分析。图 5 为支链 1 的结构简图。支链 1 在初始位姿时位于定系 yOz 平面内,现以点 D 为原点建立坐标系 $Dxyz$,并对各运动副进行如图 5 所示的编号。设支链 1 中各个参数如下: $AD = DB = l_1/2$, $AC = l_2$, $BC = l_3$,杆 AB 初始仰角为 γ ;在一般位置时,虎克铰 D 转过的角度分别为 θ_1 和 θ_2 ,杆 AB 与杆 BC 夹角为 θ_3 。利用螺旋理论^[18]可以分别求得各运动副的运动螺旋如下:

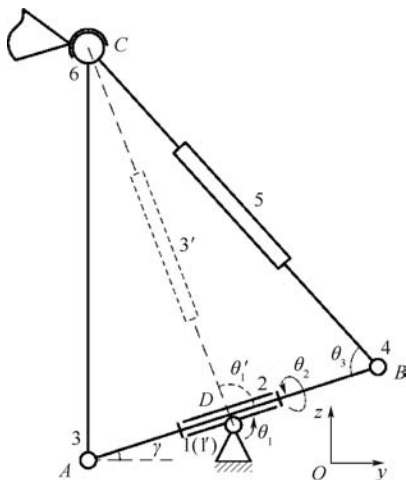


图 5 支链 1 结构简图

Fig. 5 Structure diagram of limb 1

$$\begin{cases} \mathcal{S}_1 = [1 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0]^T \\ \mathcal{S}_2 = [s_2; 0 \ 0 \ 0]^T \\ \mathcal{S}_3 = [s_3; \mathbf{r}_3 \times \mathbf{s}_3]^T \\ \mathcal{S}_4 = [s_3; -\mathbf{r}_3 \times \mathbf{s}_3]^T \\ \mathcal{S}_5 = [0 \ 0 \ 0; s_5]^T \\ \mathcal{S}_{6x} = [1 \ 0 \ 0; 0 \ z_c \ -y_c]^T \\ \mathcal{S}_{6y} = [0 \ 1 \ 0; -z_c \ 0 \ x_c]^T \\ \mathcal{S}_{6z} = [0 \ 0 \ 1; y_c \ -x_c \ 0]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中:

$$s_2 = [0 \ \cos(\theta_1 + \gamma) \ \sin(\theta_1 + \gamma)]$$

$$s_3 = [\cos \theta_2 \ \sin(\theta_1 + \gamma) \sin \theta_2 \ -\cos(\theta_1 + \gamma) \sin \theta_2]$$

$$\mathbf{r}_3 \times \mathbf{s}_3 =$$

$$\begin{bmatrix} -\frac{l_1}{2} \cos^2(\theta_1 + \gamma) \sin \theta_2 - \frac{l_1}{2} \sin^2(\theta_1 + \gamma) \sin \theta_2 \\ \frac{l_1}{2} \sin(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_2 \\ -\frac{l_1}{2} \cos(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_2 \end{bmatrix}^T$$

$$s_5 = \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{\sin(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_2}{\sin \theta_2} - \cos(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_3 \\ -\frac{\cos(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_2}{\sin \theta_2} - \sin(\theta_1 + \gamma) \cos \theta_3 \end{bmatrix}^T$$

$$x_c = l_3 \cos \theta_3 \sin \theta_2$$

$$y_c = \left(\frac{l_1}{2} - l_3 \cos \theta_3 \right) \cos(\theta_1 + \gamma) - l_3 \cos \theta_3 \cos \theta_2 \sin(\theta_1 + \gamma)$$

$$z_c = \left(\frac{l_1}{2} - l_3 \cos \theta_3 \right) \sin(\theta_1 + \gamma) + l_3 \cos \theta_3 \cos \theta_2 \cos(\theta_1 + \gamma)$$

将式(1)组合后即可得到支链 1 的运动螺旋系为

$$\mathcal{S}_0 = (\mathcal{S}_1 \ \mathcal{S}_2 \ \mathcal{S}_3 \ \mathcal{S}_4 \ \mathcal{S}_5 \ \mathcal{S}_{6x} \ \mathcal{S}_{6y} \ \mathcal{S}_{6z}) \quad (2)$$

求解后可得该运动螺旋系的反螺旋 $\mathcal{S}'_0 = \mathbf{0}$, 即该支链不存在约束,其自由度为 6。

综上所述,由于每条主动支链的自由度为 6,对动平台不提供约束,所以动平台和中间被动支链具有相同的自由度数,即沿 x 、 y 、 z 方向的移动和绕 x 、 y 方向的转动。

3 运动学分析

3.1 位置反解

已知动平台的位姿,以初始位姿为基准,可给

出动平台在某一时刻的位姿参数如下: (x, y, z) 为动系原点 P 沿 x, y, z 轴移动的距离; α 为动平台绕 u 轴转过的角度; β 为动平台绕 v 轴转过的角度。现求解驱动 P 副的位置即求解杆 $B_i C_i$ 的长度。

由图4可建立第 $i (i=1, 2, \dots, 5)$ 条支链的封闭矢量方程为

$$\begin{cases} \overrightarrow{OC_i} = \overrightarrow{OD_i} + \overrightarrow{D_i A_i} + \overrightarrow{A_i C_i} \\ \overrightarrow{OC_i} = \overrightarrow{OD_i} + \overrightarrow{D_i B_i} + \overrightarrow{B_i C_i} \end{cases} \quad (3)$$

因为 D_i 为 $A_i B_i$ 的中点, 所以 $\overrightarrow{D_i B_i} = -\overrightarrow{D_i A_i}$ 。

对式(3)整理后可得

$$\begin{cases} \overrightarrow{OC_i} - \overrightarrow{OD_i} + \overrightarrow{D_i B_i} = \overrightarrow{A_i C_i} \\ \overrightarrow{OC_i} - \overrightarrow{OD_i} - \overrightarrow{D_i B_i} = \overrightarrow{B_i C_i} \end{cases} \quad (4)$$

首先, 利用坐标变换可得 C_i 在定系的坐标为

$$C_i = T(x, y, z)R(u, \alpha)R(v, \beta)C'_i \quad (5)$$

式中: C'_i 为 C_i 在动系中的坐标。

然后, 求出 D_i 在定系的坐标为

$$D_i = R\left(z, \frac{2(i-1)\pi}{5}\right) \begin{bmatrix} 0 & r & 0 \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

最后, 求得向量 $\overrightarrow{D_i B_i}$ 为

$$\begin{cases} \overrightarrow{D_i B_i} = R\left(z, \frac{2(i-1)\pi}{5}\right) \overrightarrow{D_{ii} B_{ii}} \\ \overrightarrow{D_{ii} B_{ii}} = \begin{bmatrix} \frac{l_1}{2} \cos(\theta_{1,i} + \gamma) & 0 & \frac{l_1}{2} \sin(\theta_{1,i} + \gamma) \end{bmatrix}^T \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\theta_{1,i}$ 为未知量, 表征第 i 条支链绕 U 副一条转动轴线的转角。

将式(5)~式(7)代入式(4), 由于 $A_i C_i$ 为固定杆长 l_2 , $B_i C_i$ 为所需求的位置 $l_{3,i}$, 利用杆长条件可得方程组, 未知量为 $\theta_{1,i}, l_{3,i}$, 即可解得 $l_{3,i}$ 。

3.2 位置正解

已知各驱动 P 副的位置, 即杆 $B_i C_i$ 的长度 $l_{3,i}$, 现求解出动平台的位姿参数 (x, y, z, α, β) 。

当杆 $B_i C_i$ 的长度已知时, 三角形 $A_i B_i C_i$ 各边长确定, 为固定桁架结构, 可等效看作固定杆 $C_i D_i$, 利用三角形中线定理可求得

$$\begin{aligned} \overline{C_i D_i}^2 &= \frac{1}{2}(\overline{A_i C_i}^2 + \overline{B_i C_i}^2) - \frac{1}{4}\overline{A_i B_i}^2 = \\ &= \frac{1}{2}(l_2^2 + l_{3,i}^2) - \frac{1}{4}l_1^2 \end{aligned} \quad (8)$$

写成坐标点的形式为

$$(C_i - D_i)^T (C_i - D_i) = \frac{1}{2}(l_2^2 + l_{3,i}^2) - \frac{1}{4}l_1^2 \quad (9)$$

将式(5)和式(6)代入式(9)中, 其中未知量为 (x, y, z, α, β) , 共可得到5个方程, 则可唯一求解出动平台的位姿。

3.3 求解雅可比矩阵

采用螺旋理论进行雅可比矩阵的求解^[19]。共分为2个部分: 约束雅可比矩阵和运动雅可比矩阵。各运动副的运动螺旋表示如图6所示, 图中 $s_{j,i}$ 表示第 i 支链的第 j 个运动副的轴线方向。

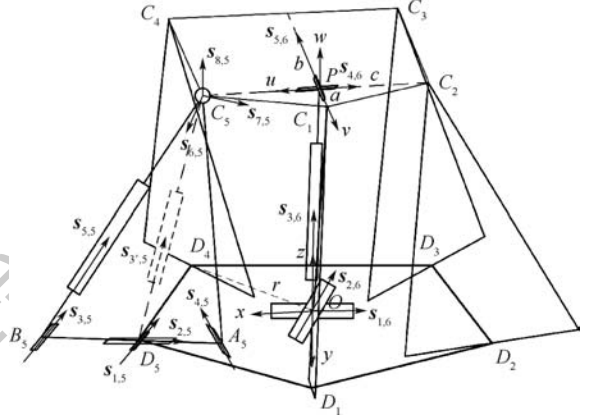


图6 各运动副的运动螺旋

Fig.6 Twist of each kinematic pair

首先, 求解约束雅可比矩阵。由于主动支链对动平台不提供约束, 因此仅考虑被动支链。由第2节可知, (8U)PU 支链可等效为 UPPP 支链, 易得到其自由度分别为沿 x, y, z 方向的移动和绕 x, y 方向的转动。动平台的瞬时速度 \mathcal{S}_p 可表示为

$$\mathcal{S}_p = \begin{bmatrix} w^T & v^T \end{bmatrix}^T = d_{1,6} \mathcal{S}_{1,6} + d_{2,6} \mathcal{S}_{2,6} + d_{3,6} \mathcal{S}_{3,6} + \theta_{4,6} \mathcal{S}_{4,6} + \theta_{5,6} \mathcal{S}_{5,6} \quad (10)$$

式中: $d_{1,6}, d_{2,6}, d_{3,6}$ 为被动支链等效 P 副的线速度; $\theta_{4,6}, \theta_{5,6}$ 为被动支链 U 副的角速度。

$$\mathcal{S}_{1,6} = \begin{bmatrix} 0 \\ s_{1,6} \end{bmatrix}$$

$$\mathcal{S}_{2,6} = \begin{bmatrix} 0 \\ s_{2,6} \end{bmatrix}$$

$$\mathcal{S}_{3,6} = \begin{bmatrix} 0 \\ s_{3,6} \end{bmatrix}$$

$$\mathcal{S}_{4,6} = \begin{bmatrix} s_{4,6} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathcal{S}_{5,6} = \begin{bmatrix} s_{5,6} \\ 0 \end{bmatrix}$$

求得其反螺旋为

$$(\mathcal{S}_{1,6}^r)^T = \begin{bmatrix} 0 \\ n_6 \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: n_6 为 $s_{4,6}$ 和 $s_{5,6}$ 公垂线方向。

将式(10)与式(11)做互易积并整理得

$$J_c \mathcal{S}_p = 0 \quad (12)$$

式中: J_c 为该机构的约束雅可比矩阵, 即

$$J_C = [n_6^T \ 0] \quad (13)$$

其次,求解运动雅可比矩阵。由于被动支链不存在驱动副,因此仅考虑主动支链。对于主动支链,支链本身为闭环结构,需等效为开环结构才可用螺旋理论进行求解雅可比矩阵。根据第2节的自由度计算和支链的运动形式不难发现,闭环四杆机构 $A_i B_i C_i$ 的运动可等效成如图5所示的P副 $3'$ 、R副 $1'$,其中 $1'$ 与U副的转动轴线1共轴。

将式(8)对时间 t 求导得

$$\dot{d}_{3',i} = \frac{l_{3,i}}{\sqrt{2l_2^2 - l_1^2 + 2l_{3,i}^2}} \dot{d}_{5,i} \quad i = 1, 2, \dots, 5 \quad (14)$$

式中: $\dot{d}_{3',i}$ 为等效P副的线速度; $\dot{d}_{5,i}$ 为实际驱动P副的线速度。

设等效R副 $1'$ 的速度为 $\theta_{1',i}$, 则动平台的瞬时速度 $\$P$ 可以表示为

$$\begin{aligned} \$P = & (\theta_{1,i} + \theta_{1',i}) \$_{1,i} + \theta_{2,i} \$_{2,i} + \dot{d}_{3',i} \$_{3',i} + \\ & \theta_{6,i} \$_{6,i} + \theta_{7,i} \$_{7,i} + \theta_{8,i} \$_{8,i} \quad i = 1, 2, \dots, 5 \end{aligned} \quad (15)$$

将驱动P副刚化,驱动支链为US结构,因此该支链会产生一个额外的反螺旋为

$$(\$_{2,i}^r)^T = \begin{bmatrix} s_{3',i} \\ r_i \times s_{3',i} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: r_i 为方向矢量 $\overrightarrow{PC_i}$ 。

将式(15)与式(16)做互易积得

$$(\$_{2,i}^r)^T \cdot \$P = \dot{d}_{3',i} \quad (17)$$

将式(14)代入式(17)整理,将5条支链叠加后得

$$J_X \$P = J_a \dot{q} \quad (18)$$

式中:

$$J_X = \begin{bmatrix} (r_1 \times s_{3',1})^T & s_{3',1}^T \\ (r_2 \times s_{3',2})^T & s_{3',2}^T \\ \vdots & \vdots \\ (r_5 \times s_{3',5})^T & s_{3',5}^T \end{bmatrix}$$

$$J_a = \text{diag} \left(\frac{l_{3,1}}{\sqrt{2l_2^2 - l_1^2 + 2l_{3,1}^2}}, \frac{l_{3,2}}{\sqrt{2l_2^2 - l_1^2 + 2l_{3,2}^2}}, \dots, \frac{l_{3,5}}{\sqrt{2l_2^2 - l_1^2 + 2l_{3,5}^2}} \right)$$

$$\dot{q} = [\dot{d}_{3',1} \ \dot{d}_{3',2} \ \dot{d}_{3',3} \ \dot{d}_{3',4} \ \dot{d}_{3',5}]^T$$

综上所述,将式(13)与式(18)叠加即可得机构的完整雅可比矩阵为

$$J = \begin{bmatrix} J_C \\ J_a^{-1} J_X \end{bmatrix} \quad (19)$$

4 工作性能分析

4.1 定姿态工作空间

4.1.1 理论分析

在实际工程应用中,对于新型5-U(RRP)S/(8U)PU并联机构动平台的调姿转角要求很小,因此仅分析该机构的定姿态工作空间。

该机构的主动支链和被动支链的运动具有解耦特性,整个机构的工作空间可看作是主动支链和被动支链独立工作空间的公共重合区域,因此需分别计算2个独立定姿态工作空间。

对于被动支链,影响工作空间的主要因素有P副的移动距离和8U结构中U副的转角限制。

设每个U副转角为 θ_6 , 其约束条件可表示为 $-\theta_{6m} \leq \theta_6 \leq \theta_{6m}$ (20)

设P副的移动距离为 l_6 , 其约束条件可表示为

$$l_{6min} \leq l_6 \leq l_{6max} \quad (21)$$

如图7所示,8U结构点 O' 处的工作空间是以 O 为原点、 d 为半径的球冠面。

对于主动支链,影响工作空间的主要因素有P副的移动距离及复合S副处杆 $A_i C_i$ 和杆 $B_i C_i$ 的相对转角限制。

设P副的移动距离为 $l_{3,i}$, 其约束条件可表示为

$$l_{3,imin} \leq l_{3,i} \leq l_{3,imax} \quad (22)$$

设杆 $A_i C_i$ 和杆 $B_i C_i$ 的相对转角为 θ_i , 其约束条件可表示为

$$\theta_{imin} \leq \theta_i \leq \theta_{imax} \quad (23)$$

式中: $\theta_i = \arccos\left(\frac{l_2^2 + l_{3,i}^2 - l_1^2}{2l_2 l_{3,i}}\right)$ 。

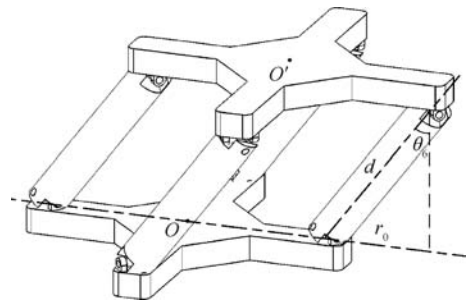


图7 8U结构工作空间示意图

Fig.7 Schematic diagram of workspace of 8U structure

4.1.2 计算实例

对该机构的尺寸参数及约束范围进行赋值后整理如表1所示。

设初始位置时 $z = 300 \text{ mm}$, 在不考虑杆件干涉的情况下, 根据表 1 可分别绘制出 $z \geq 0$ 时主动支链和被动支链的定姿态工作空间, 如图 8 和图 9 所示, 将 2 个工作空间取交集后得到机构的工作空间如图 10 所示。

由此可见, 在尺寸约束等条件下, 该机构的定姿态工作空间由 8U 结构的转角范围 (即被动支链工作空间的粗细) 和三角形结构的最大、最小伸缩量 (即主动支链工作空间类球壳体的厚度) 决定。

表 1 并联机构尺寸参数

Table 1 Dimension parameters of parallel mechanism

参数	数值
a/mm	200
b/mm	160
c/mm	160
d/mm	100
r/mm	215
l_1/mm	220
l_2/mm	340
$\theta_{6m}/(^{\circ})$	60
$l_{6\text{min}}/\text{mm}$	100
$l_{6\text{max}}/\text{mm}$	800
$l_{3,\text{imin}}/\text{mm}$	150
$l_{3,\text{imax}}/\text{mm}$	550
$\theta_{\text{imin}}/^{\circ}$	15
$\theta_{\text{imax}}/^{\circ}$	45

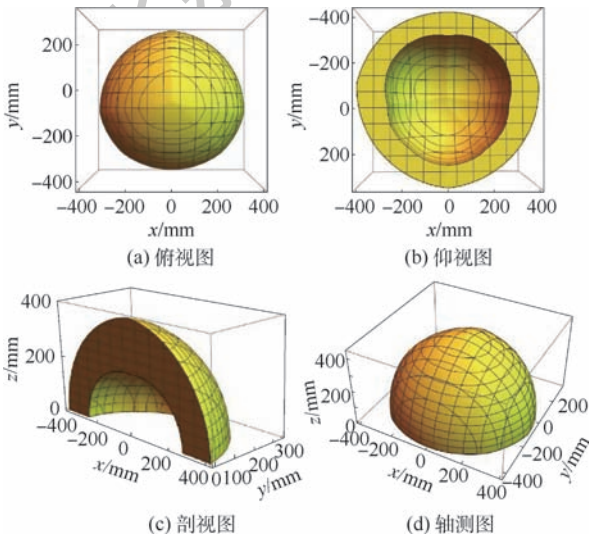


图 8 主动支链工作空间
Fig. 8 Workspace of active limb

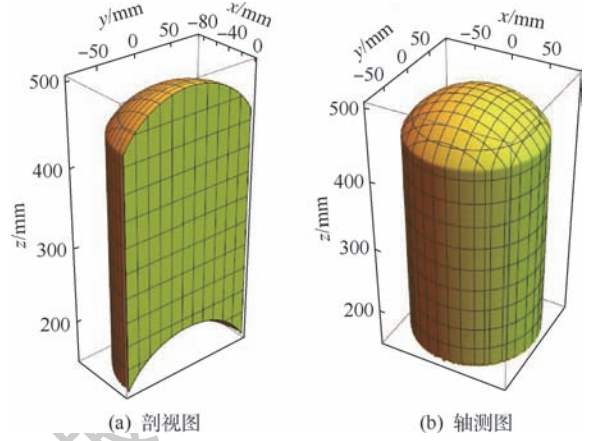


图 9 被动支链工作空间
Fig. 9 Workspace of passive limb

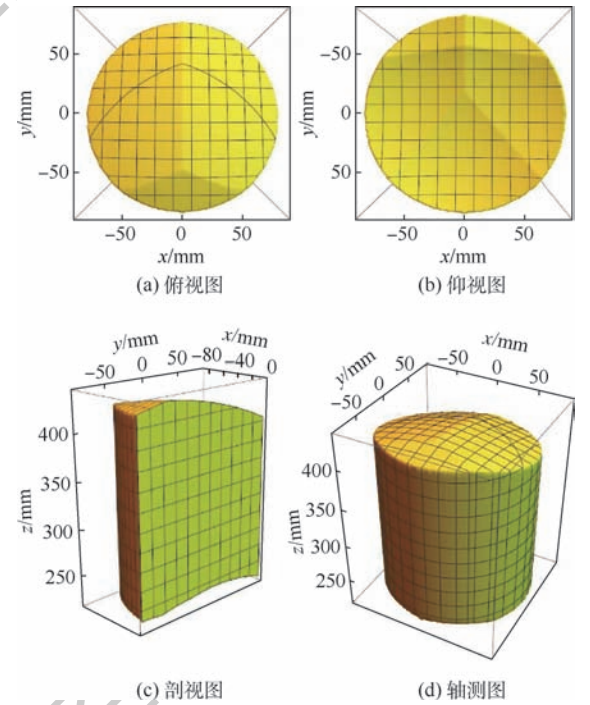


图 10 整体机构工作空间
Fig. 10 Workspace of whole mechanism

4.2 静刚度分析

机构在运动过程中刚度随位姿参数的变化而产生的变化趋势是衡量该机构是否具有高刚度的一个重要指标。

根据文献[20], 静刚度矩阵为

$$\mathbf{K} = k\mathbf{J}^T\mathbf{J} \quad (24)$$

式中: k 为各关节的等效弹簧系数; \mathbf{J} 为机构的雅可比矩阵。

动平台的等效力螺旋 \mathbf{F} 与其微小变形量 $\Delta\mathbf{x}$ 的关系为

$$\mathbf{F} = \mathbf{K}\Delta\mathbf{x} \quad (25)$$

现选用将静刚度矩阵 \mathbf{K} 的最小特征值 λ_{min} 作为评价静刚度性能的指标。

当机构动平台位置固定, 即 $x = 0, y = 0, z = 300 \text{ mm}$ 时, 动平台的刚度随其转角 α, β 的分布如图 11 所示。

当机构动平台姿态固定, 即 $\alpha = 0, \beta = 0$ 时, 动平台的刚度随其位移 x, y, z 的分布如图 12 所示。

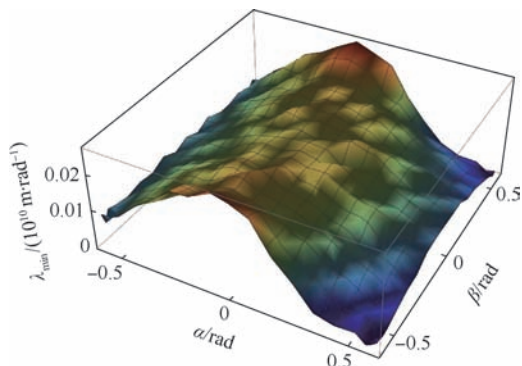
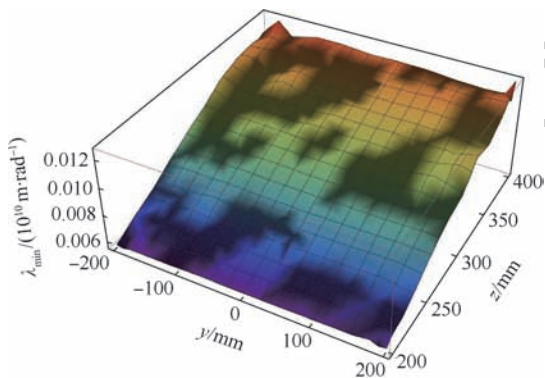
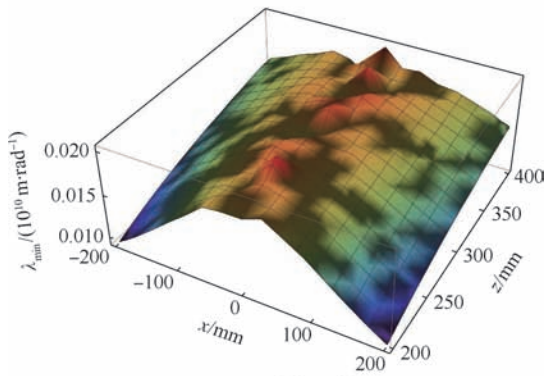


图 11 定位置下刚度随转角分布

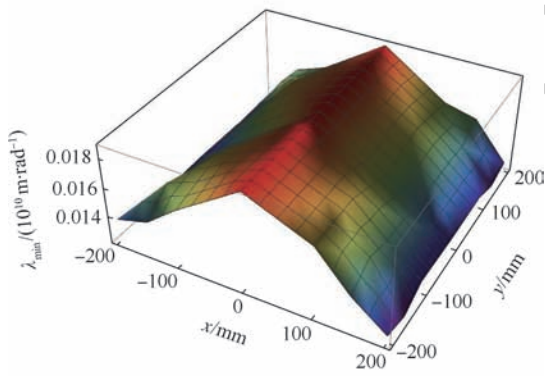
Fig. 11 Distribution of stiffness with rotation angle under fixed position



(a) $x=0$



(b) $y=0$



(c) $z=300\text{ mm}$

图 12 定姿态下刚度随位移分布

Fig. 12 Distribution of stiffness with displacement under fixed posture

从图 11 中可以看出,当 α 一定时,刚度随 β 绝对值的增大或增或减,但变化不明显;当 β 一定时,刚度随 α 绝对值的增大而减小。

从图 12 中可以看出,刚度随 x 绝对值的增大而减少,随 y 绝对值的增大变化不明显,随 z 的增大而增大。

5 对比与仿真

为验证新型 5-U (RRP) S/(8U) PU 并联机构的可行性以及其主动支链的结构形式相对于一般机构是否具有优势,现选择与之相似的 5-UPS/(8U) PU 机构(见图 13)与之进行对比。

5-UPS/(8U) PU 机构由 5 条主动支链和 1 条被动支链构成,其主动支链为常见的 UPS 结构,被动支链则选择与新机构相同的 (8U) PU 结构,以减少其他因素对结果的影响。赵永生等^[21]对 5-UPS/PRPU 机构进行了运动学分析等研究,该机构与 5-UPS/(8U) PU 机构类似,由于被动支链上不含有驱动副,对机构的运动学特性影响较小,因此其运动学分析方法可用于 5-UPS/(8U) PU 机构,此处不再赘述,并最终得出 5-UPS/(8U) PU 机构可控性好的特点。

对于新型 5-U (RRP) S/(8U) PU 机构,从图 6 中不难看出,式 (8) 中的等效杆 $C_i D_i$ 即为 5-UPS/(8U) PU 机构的主动支链,因此 $C_i D_i$ 的长度可看作 5-UPS/(8U) PU 机构中移动驱动副的变化量,设新机构的驱动副的变化量为 L ,对比机构的驱动副的变化量为 L_c ,由式 (8) 可得两者关系为

$$2L_c^2 - L^2 = K \tag{26}$$

式中: K 为常数。

由此可见, L 与 L_c 满足双曲线函数关系,当两者都大于 0 时, L 随 L_c 单调递增。结合式 (14), 新

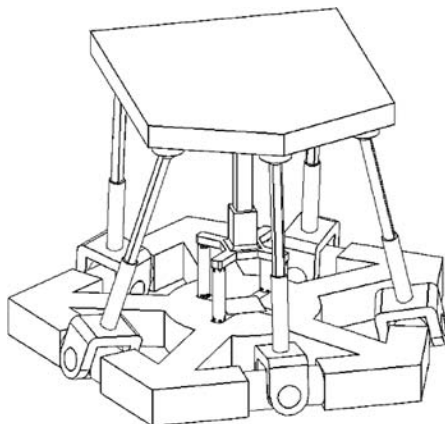


图 13 5-UPS/(8U) PU 并联机构结构示意图
Fig. 13 Schematic of 5-UPS/(8U) PU parallel mechanism

机构中驱动副速度与对比机构中驱动副速度呈线性关系。

因此,当5-UPS/(8U)PU机构具有良好的可控性时,新型5-U(RRP)S/(8U)PU机构也具有较好的可控性。

接下来验证新型5-U(RRP)S/(8U)PU机构是否具有更高的精度和刚度。利用ADMAS软件对该机构和对比机构进行仿真。

用于对比的机构结构除了主动支链采用UPS

结构外,机构的尺寸参数、结构布局和初始位姿等都与本文机构相同,以此减少除构型以外的因素产生的误差。

首先验证本文机构的精度。将2种机构的动平台运动进行轨迹规划,为保证对比的准确性,动平台的运动应尽可能简单,现规划2种机构的动平台运动为从初始位姿沿z轴方向移动100mm,通过仿真后得到的2种机构各驱动P副的位移数据如表2所示,整理后如图14所示。

表2 各支链驱动副位移量

Table 2 Displacement of driving joint on each limb

动平台沿z方向的坐标值/mm	P1 位移量/mm		P2/P5 位移量/mm		P3/P4 位移量/mm	
	本文	对比	本文	对比	本文	对比
300	0	0	0	0	0	0
310	18.03	10.04	18.03	10.01	16.85	9.74
320	36.07	20.03	36.06	19.96	33.63	19.32
330	54.15	30.18	54.12	30.11	50.55	29.07
340	72.26	40.14	72.19	40.08	67.32	38.66
350	90.48	50.18	90.37	50.06	84.26	48.31
360	108.65	60.16	108.56	60.11	101.05	58.15
370	126.88	70.11	126.74	70.09	117.76	67.63
380	144.81	80.18	144.73	80.12	134.54	77.24
390	162.93	90.01	162.75	89.95	151.38	96.99
400	180.11	100.04	179.94	100.00	168.01	96.51

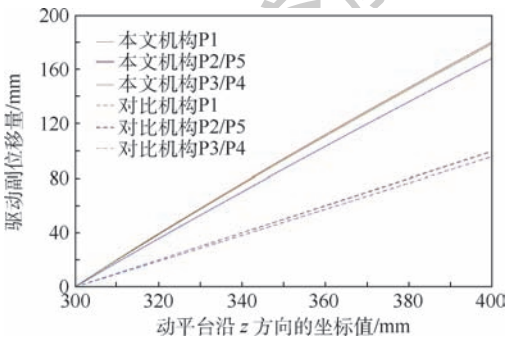


图14 驱动副位移量变化曲线

Fig. 14 Changing curves of driving joints' displacement

从图14中可以看出,当动平台进行相同运动时,本文机构驱动副的位移量相比于一般机构要增加近100%。因此,本文机构通过增加驱动副的变化量使得驱动电机对动平台的控制精度提高了近1倍。

其次,验证本文机构的刚度。当动平台受到

外界的阻力时,各驱动副所承受力的大小可以作为评价机构刚度的标准。现设定2种机构各个驱动副的运动速度相同,具体数值如表3所示。

给2种机构的动平台施加相同的外界压力,大小为800N,方向始终沿重力方向。在保持上述速度下2种机构的驱动电机同时运行5s,通过仿真后得到2种机构各驱动P副的受力大小,如表4所示,整理后如图15所示。

表3 各支链驱动副电机运行速度

Table 3 Motor operation speed of driving joint on each limb

支链驱动副编号	速度/(mm · s ⁻¹)
P1	-2
P2	2
P3	4
P4	4
P5	2

表4 各支链驱动副受力

Table 4 Force of driving joint on each limb

电机工作时间/s	P1 受力/N		P2/P5 受力/N		P3/P4 受力/N	
	本文	对比	本文	对比	本文	对比
0	-323.29	-610.14	38.46	72.19	158.15	-291.08
0.5	-338.51	-673.73	49.51	113.77	159.93	-298.71
1.0	-354.46	-737.49	61.43	155.43	161.85	-306.40
1.5	-365.83	-801.16	72.59	197.16	163.71	-314.15
2.0	-385.18	-864.83	84.16	238.86	165.65	-321.84
2.5	-400.57	-1928.53	95.54	280.52	167.58	-329.53
3.0	-416.16	-992.24	107.37	322.24	169.41	-337.27
3.5	-431.19	-1055.96	118.51	363.93	171.35	-344.91
4.0	-447.74	-1119.67	130.74	405.66	173.25	-352.62
4.5	-462.57	-1183.34	141.53	447.31	175.17	-360.30
5.0	-478.15	-1247.18	153.44	489.25	177.06	-368.43

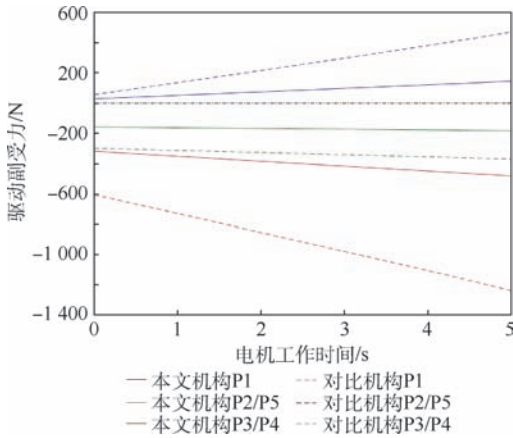


图 15 驱动副受力变化曲线

Fig. 15 Changing curves of driving joints under force

从图 15 中可以看出,当动平台受力相同且驱动副运动相同时,本文机构驱动副的受力约为一般机构的 1/3。因此,本文机构使得驱动副的结构刚度提高了近 2 倍。

6 结论

为解决导弹壳体的自动套装要求,本文提出了一种用于位姿调整的新型 5-U(RRP)S/(8U)PU 并联机构。采用被动支链进行约束,同时主动支链采用三角形闭环结构,以提高机构的精度、刚度和稳定性。

1) 进行了自由度计算及运动学分析,利用位置关系分别绘制了主动支链与被动支链的工作空间并综合,利用全雅可比矩阵建立了刚度模型。

2) 选取主动支链为 UPS 支链的机构作为对比机构,利用 ADAMS 软件同时对 2 种机构进行仿真,一方面验证了机构运动的可行性,另一方面通过软件仿真初步得出本文机构相比于对比机构的精度提高了近 1 倍,刚度提高了近 2 倍。

参考文献 (References)

[1] 谷良贤,龚春林. 航天飞行器设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2016:37-40.
GU L X, GONG C L. Design of aerospace vehicle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2016: 37-40 (in Chinese).

[2] 刘鹏程,杜毅民. 导弹总体测试工程化的几个问题[J]. 航空兵器,2006(4):50-53.
LIU P C, DU Y M. Problems of engineering design for missile system test[J]. Aero Weaponry, 2006(4): 50-53 (in Chinese).

[3] 马政伟,李卫东,万敏,等. 飞机侧壁部件装配调姿机构的设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(2):280-284.
MA Z W, LI W D, WAN M, et al. Design and analysis of flexi-

ble fixture for aircraft side panels[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(2): 280-284 (in Chinese).

[4] 文福安,杨光. 并联机器人机构概述[J]. 机械科学与技术, 2000, 19(1): 69-72.
WEN F A, YANG G. Summary of parallel robot mechanism[J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(1): 69-72 (in Chinese).

[5] KONG X. Type synthesis of 5-DOF parallel manipulators based on screw theory[M]. New York: John Wiley & Sons, 2005.

[6] LI Q C, HUANG Z, HERV J M. Displacement manifold method for type synthesis of lower-mobility parallel mechanisms[J]. Science in China, 2004, 47(6): 641-650.

[7] 杨廷力. 机器人机构拓扑结构学[M]. 北京:机械工业出版社,2004:12-16.
YANG T L. Topology structure design of robot mechanisms[M]. Beijing: China Machine Press, 2004: 12-16 (in Chinese).

[8] 唐卫星,马履中,石奇端,等. 3T-2R 五自由度并联机构的型综合[J]. 中国机械工程,2007,18(20):2460-2463.
TANG W X, MA L Z, SHI Q D, et al. Type synthesis of 3T-2R parallel mechanism[J]. China Mechanical Engineering, 2007, 18(20): 2460-2463 (in Chinese).

[9] 李秦川. 对称少自由度并联机器人型综合理论及新机型综合[D]. 秦皇岛:燕山大学,2003:57-68.
LI Q C. Type synthesis theory of lower-mobility parallel mechanisms and synthesis of new architectures[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2003: 57-68 (in Chinese).

[10] SONG Y M, LIAN B B, SUN T, et al. A novel five-degree-of-freedom parallel manipulator and its kinematic optimization[J]. Journal of Mechanisms and Robotics, 2014, 6(4): 041008.

[11] DONG C, LIU H, YUE W, et al. Stiffness modeling and analysis of a novel 5-DOF hybrid robot[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 125: 80-93.

[12] XU P, CHEUNG C F, LI B, et al. Kinematics analysis of a hybrid manipulator for computer controlled ultra-precision free-form polishing[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2017, 44: 44-56.

[13] 刘建坤. 基于五自由度并联机构的隔振平台研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013:7-19.
LIU J K. Research of a vibration isolation platform based on 5-DOF parallel mechanism[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 7-19 (in Chinese).

[14] SUN T, SONG Y M, DONG G, et al. Optimal design of a parallel mechanism with three rotational degrees of freedom[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2012, 28: 500-508.

[15] 杨会,房海蓉,李典,等. 一种新型并联灌注机器人运动学分析和多目标优化[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(3):568-575.
YANG H, FANG H R, LI D, et al. Kinematics analysis and multi-objective optimization of a novel parallel perfusion robot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 568-575 (in Chinese).

[16] XIE F, LIU X J, WANG J, et al. Kinematic optimization of a five

- degrees-of-freedom spatial parallel mechanism with large orientational workspace [J]. *Journal of Mechanisms and Robotics*, 2017, 9(5):051005.
- [17] LIU C H, LI R M, YAO Y A. An omnidirectional rolling 8U parallel mechanism [J]. *Journal of Mechanisms and Robotics*, 2012, 4(3):034501.
- [18] KONG X, GOSSELIN C M. Type synthesis of parallel mechanisms [M]. Berlin: Springer, 2007.
- [19] JOSHI S A, TSAI L W. Jacobian analysis of limited-DOF parallel manipulators [J]. *Journal of Mechanical Design*, 2002, 124(2):254-258.
- [20] TSAI L W. Robot analysis and design: The mechanics of serial and parallel manipulators [M]. New York: John Wiley & Sons, 1999.
- [21] 赵永生, 郑魁敬, 李秦川, 等. 5-UPS/PRPU 5 自由度并联机床运动学分析 [J]. *机械工程学报*, 2004, 40(2):12-16.
- ZHAO Y S, ZHENG K J, LI Q C, et al. Kinematic analysis of 5-UPS/PRPU 5-DOF parallel machine tool [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2004, 40(2):12-16 (in Chinese).
- 作者简介:**
房海蓉 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 并联机器人机构学、数字化制造技术与装备、机电装备系统设计。
王立 男, 硕士研究生。主要研究方向: 并联机器人机构学。
张海强 男, 博士研究生。主要研究方向: 并联机器人机构学。
杨会 女, 博士研究生。主要研究方向: 并联机器人机构学。

Design and analysis of a novel parallel mechanism with closed-loop limbs

FANG Hairong*, WANG Li, ZHANG Haiqiang, YANG Hui

(Robotics Research Center, School of Mechanical, Electronic and Control Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: In order to meet the requirements of high stiffness and accuracy of the position and posture adjusting mechanism in the assembly process of spacecraft shell, a novel 5-U(RRP)S/(8U)PU parallel mechanism with closed-loop limbs, which are improved from conventional limb structure, is proposed and analyzed. The degree of freedom of the mechanism is calculated by screw theory. The positional positive and negative solutions are figured out through establishing the seal vector constraints equation. The complete Jacobian matrix is calculated by screw theory. The fixed posture workspace is drawn by the restrained link length. The changes of mechanism stiffness with the position and posture are analyzed by solving the static stiffness matrix. The software is used to simulate and compare with the general mechanism. Through the above analysis, the feasibility and practical application value are verified, which lays the foundation for the automatic assembly process of spacecraft shell.

Keywords: parallel mechanism; closed-loop structure; high stiffness; high accuracy; kinematics analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0329

基于 ℓ^p 的DTV图像去噪模型



庞志峰*, 张慧丽, 史宝丽

(河南大学 数学与统计学院, 开封 475004)

摘 要: 针对纹理图像的去噪问题, 通过分析全变分(TV)去噪模型与方向全变分(DTV)去噪模型, 提出了一种具有鲁棒性的基于 ℓ^p 的DTV去噪模型。为了刻画图像中的不同结构特征, 该模型中DTV正则项的指数 p 由图像的结构来确定在(0,2)中自适应地选取。由于该模型是含有可分性算子的非光滑优化问题, 可用交替方向乘子法(ADMM)求解, 并能保证算法的收敛性。数值实验结果表明: 与其他经典模型相比, 提出的模型取得了更高的峰值信噪比和结构相似度, 在去除噪声的同时能有效保持图像的细节信息。

关键词: 交替方向乘子法(ADMM); 方向全变分(DTV)模型; 图像去噪; ℓ^p (拟)范数图像去噪; ROF模型

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0464-08

图像在形成和传输过程中由于受到噪声的干扰导致质量下降, 扰乱人类感知事物的能力, 从而对图像的后期处理(如边缘检测、特征提取等)造成影响, 因此对退化图像进行有效的去噪具有重要的研究价值。图像去噪实质就是提取有用信息, 抑制无用的噪声信息。在去噪过程中, 噪声与边缘均呈现高频性质, 因此如何有效地保护图像的边缘轮廓等重要几何特征已成为图像去噪领域内的重要研究课题。

在众多的去噪模型中, 基于能量泛函的模型由于具有有效刻画图像结构特征的数学性质, 在近十年来成为国内外研究的热点^[1]。其中, Rudin等^[2]于1992年提出的全变分(TV)去噪模型(ROF模型)具有开创性, 其是以梯度信息作为图像平滑性的度量来实现图像去噪与修复。由于该模型中的正则项所在的函数空间在广义若当测度意义下, 并不要求函数具有连续性, 因此能有效地保持图像中不具有连续性的边缘结构特征,

从而在图像复原领域内得到了广泛的应用^[3], 并推动了基于能量泛函的图像复原模型的发展。然而, ROF模型所依赖的梯度范数在模型中惩罚较小的跃迁信息时, 经常导致图像的光滑渐变区域出现阶梯现象。为此, 近年来基于ROF模型提出了众多的改进模型, 如高阶全变分去噪模型^[4]、广义全变分去噪模型^[5]、加权全变分去噪模型^[6]、方向全变分(DTV)去噪模型^[7]、边缘自适应DTV去噪模型^[8]、分数阶全变分去噪模型^[9-10]、零化多项式去噪模型^[11]等。上述模型虽然在一定程度上能反映图像的结构特征, 但是由于模型的固有属性导致在数值计算过程中存在下述问题: ① x 与 y 方向的微分算子权重是对等的, 并没有考虑图像中结构特征的差异性; ②对于具有方向性的图像, 在数值计算时仅仅利用水平和垂直方向的差分并不能有效刻画图像的方向特征。

为了有效克服上述缺陷, 文献[7]通过耦合

收稿日期: 2018-06-04; 录用日期: 2018-09-03; 网络出版时间: 2018-09-11 16:18

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180910.0914.002.html

基金项目: 国家“973”计划(2015CB856003); 国家自然科学基金(11401170, U1304610); 工程数学建模与分析湖南省重点实验室开放基金(长沙理工大学); 河南大学优青培育项目(yqpy20170062)

* 通信作者. E-mail: zhifengpang@163.com

引用格式: 庞志峰, 张慧丽, 史宝丽. 基于 ℓ^p 的DTV图像去噪模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 464-471.

PANG Z F, ZHANG H L, SHI B L. Image denoising model based on ℓ^p directional total variation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 464-471 (in Chinese).

旋转算子、各向异性加权算子与差分算子等3类算子提出了DTV去噪模型。随后,文献[8]提出了具有边缘自适应性的DTV去噪模型。上述2类模型在微分格式上具有方向性和加权性,因此在去噪过程中能很好地保持图像的方向特征。但是,这些模型并未考虑图像中的结构性特征,而这些结构性特征在梯度意义下表现为稀疏性或者跃迁性,因此对全变分算子进行有效的约束至关重要。为此,本文提出了一种具有鲁棒性的基于 ℓ^p 的DTV去噪模型。在该模型中,为了刻画图像中的不同结构特征,正则项的指数 p 由图像的结构来确定在 $(0, 2)$ 中自适应选取。同时,根据图像中局部纹理的方向信息,构造旋转算子和各向异性加权算子从而使得模型刻画图像的结构更具有鲁棒性。由于本文模型是具有可分性的非光滑优化问题,提出了用交替方向乘子法(Alternating Direction Method of Multipliers, ADMM)^[12-13]有效求解,可以保证算法的收敛性。通过对比实验发现,相比于ROF模型与DTV去噪模型,本文模型在有效去除噪声的同时能更好地保留图像的细节信息,并能处理具有多个主方向的纹理图片。

1 图像去噪模型

令 u 为初始清晰图像, f 为被噪声污染的图像, n 为干扰噪声, 则退化图像模型可以表示为 $f = u + n$

图像去噪问题的目的是从退化图像 f 中有效地复原初始图像 u 。然而,在此过程中由于部分先验信息缺失,直接求解将导致经典的病态问题。有效克服该问题的方法是正则化方法,下面介绍几类与本文有关的全变分正则化模型。

1.1 ROF 模型

为了克服早期模型不能有效保持图像边缘的问题, Rudin 等^[2]于1992年提出了基于全变分的正则化去噪模型ROF。

$$u^* = \arg \min_u \frac{\lambda}{2} \int_{\Omega} |u - f|^2 dx + \int_{\Omega} |Du| \quad (1)$$

式中: u^* 为原始图像的估计值; λ 为拟合项参数; Ω 为图像的积分区域; D 为梯度算子。该模型的第一项称为数据拟合项,确保去噪后的图像能够尽可能逼近原始图像;第二项称为正则项,用来刻画图像中的先验信息,可以促使去噪图像具有一定的平滑性。由于模型中的 $\int_{\Omega} |Du|$ 在若当测度意义下可表示为

$$\int_{\Omega} |Du| = \sup \left\{ \int_{\Omega} -u \operatorname{div} \xi dx; \xi \in C_0^1(\Omega \times \Omega; \mathbf{R}^n), \|\xi\|_{\infty} \leq 1, \forall x \in \Omega \right\}$$

式中: $\xi = (\xi^1, \xi^2)^T$ 。显然,定义中不要求 u 具有连续性,因此在去噪过程中能有效保持图像边缘。事实上,该模型的最优性条件^[14]含有曲率项,该项本质上对应求解各向异性扩散方程,扩散过程主要是沿着切线方向,因此可以保持图像中大的跃迁结构。然而,在求解过程中,该模型的差分格式仅仅考虑水平和竖直2个方向,并不能有效刻画图像中具有方向特征和像素值振荡的情况。

1.2 DTV 去噪模型

为了克服ROF模型不能有效描述图像中带有方向性结构特征的缺陷,文献[7]提出了DTV去噪模型。

$$u^* = \arg \min_u \frac{\lambda}{2} \int_{\Omega} |u - f|^2 dx + \int_{\Omega} |\mathbf{A}_{\alpha} \mathbf{R}_{-\theta} \nabla u| dx \quad (2)$$

式中: \mathbf{R}_{θ} 为旋转矩阵,用来刻画图像中特征结构方向性, θ 为噪声图像 f 的旋转角度; \mathbf{A}_{α} 为尺度矩阵,用来耦合图像在坐标方向的权重。

$$\mathbf{R}_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_{\alpha} = \begin{bmatrix} \alpha & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

经过简单计算,不难得到 $\mathbf{R}_{\theta}^T = \mathbf{R}_{-\theta}$ 和 $\mathbf{A}_{\alpha}^T = \mathbf{A}_{\alpha}$, $\alpha > 1$ 为尺度参数。

1.3 改进的图像去噪模型

由于图像中含有大量的冗余信息,在一定的算子变换意义下表现为稀疏性,因此近年来基于 ℓ^p 拟模 $(0 < p < 1)$ 的压缩感知理论在图像复原领域内得到了广泛关注。本文基于图像在近似分块常数区域梯度意义下表现为稀疏性,结合DTV去噪模型提出了基于 ℓ^p 的DTV(DTVP)去噪模型。

$$\min_u \frac{\lambda}{2} \int_{\Omega} |u - f|^2 dx + \int_{\Omega} |\mathbf{A}_{\alpha} \mathbf{R}_{-\theta} \nabla u|^p dx \quad (3)$$

式中: $p \in (0, 2)$ 。当 $0 < p < 1$ 时,正则项为拟模,模型式(3)为非凸优化问题;当 $1 \leq p < 2$ 时,正则项为范数,模型式(3)为凸优化问题。

2 数值方法

本节考虑模型式(3)的求解方法,其对应的离散形式为

$$\min_u \frac{\lambda}{2} \|u - f\|_2^2 + \|\mathbf{A}_{\alpha} \mathbf{R}_{-\theta} \nabla u\|^p \quad (4)$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 表示离散意义下的 ℓ^2 模; $\|\cdot\|^p =$

$$\sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N |\cdot|^p, M \times N \text{ 表示图像的尺度。}$$

针对式(4)中的梯度算子 ∇u , 采用向前差分格式:

$$\begin{aligned} (\nabla_x^+ q^1)_{i,j} &= \begin{cases} q_{i+1,j}^1 - q_{i,j}^1 & 1 \leq i \leq M \\ q_{1,j}^1 - q_{M,j}^1 & i = 1 \end{cases} \\ (\nabla_y^+ q^2)_{i,j} &= \begin{cases} q_{i,j+1}^2 - q_{i,j}^2 & 1 \leq j \leq N \\ q_{i,1}^2 - q_{i,N}^2 & j = 1 \end{cases} \end{aligned}$$

其中: $\mathbf{q} = (q^1, q^2)$ 。

利用散度定理 $(\text{div } \mathbf{q}, u) = -(\nabla u, \mathbf{q})$, 可知向后差分格式描述为

$$\begin{aligned} (\nabla_x^- q^1)_{i,j} &= \begin{cases} q_{i-1,j}^1 - q_{i,j}^1 & 2 \leq i \leq M \\ q_{M,j}^1 - q_{1,j}^1 & i = 1 \end{cases} \\ (\nabla_y^- q^2)_{i,j} &= \begin{cases} q_{i,j-1}^2 - q_{i,j}^2 & 2 \leq j \leq N \\ q_{i,N}^2 - q_{i,1}^2 & j = 1 \end{cases} \end{aligned}$$

上述差分格式可表示为如下五点差分格式, 如图1所示。

由图1可以看出, 梯度算子仅仅考虑水平方向和垂直方向的差分, 这不能有效描述具有其他方向的差分信息, 因此在具有方向性结构的图像中, 需对 ∇u 做旋转变换, 即 $\mathbf{R}_{-\theta} \nabla u$, 如图2(b)、(c)所示。另外, 为了更有效反映图像差分的权重, 需要对差分格式做一定的惩罚, 即 $\Lambda_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \nabla u$, 如图3所示。

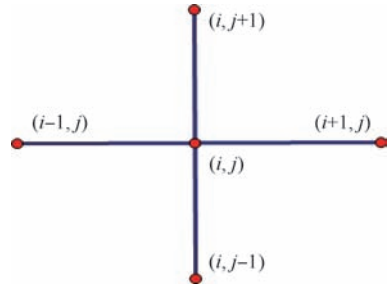


图1 五点差分格式

Fig. 1 Five-point difference format

在式(4)中, 算子 $\Lambda_\alpha \mathbf{R}_{-\theta}$ 与 ∇ 的耦合给数值求解带来巨大的挑战, 求解该问题的有效方法是算子分裂型方法, 如 ADMM^[12-13]、本原对偶方法^[15]、不动点方法^[16]及 Douglas-Rachford 分裂方法^[17]等。这些方法的本质是通过引入辅助变量将初始问题转化为几个易于求解的子问题, 因此近年来在图像处理和机器学习等领域得到了广泛的应用。

下面考虑用 ADMM 求解问题式(4)。令 $\mathbf{v} = \nabla u$, $\mathbf{w} = \Lambda_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}$, 则其可转化为如下约束优化问题:

$$\begin{aligned} \min_{u, \mathbf{w}} \quad & \frac{\lambda}{2} \|u - f\|_2^2 + \|\mathbf{w}\|^p \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} \mathbf{v} = \nabla u \\ \mathbf{w} = \Lambda_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v} \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

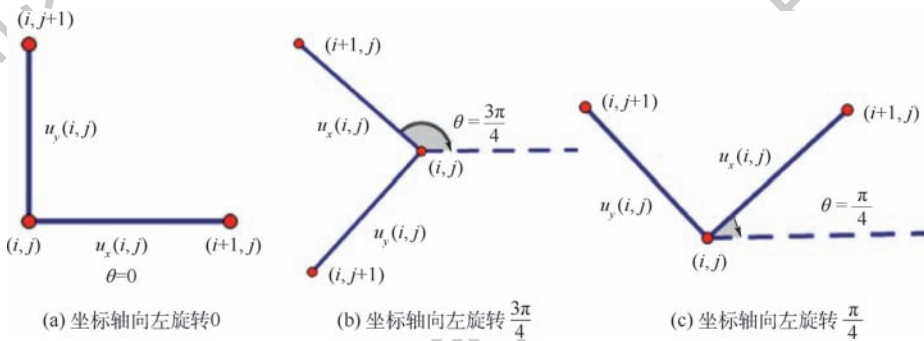


图2 两个差分方向取相同权重时的旋转变换

Fig. 2 Rotation transformation when two differential directions take the same weight

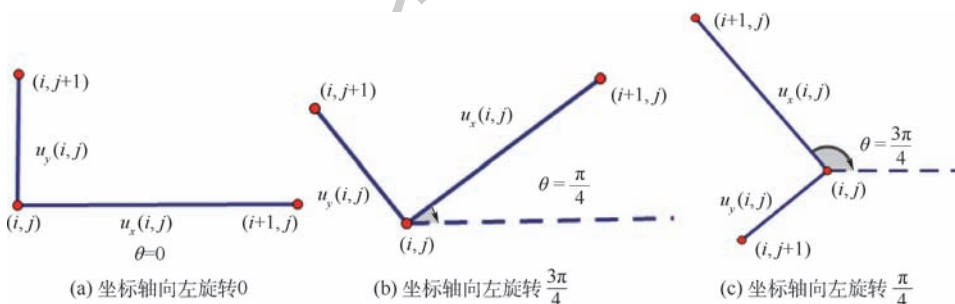


图3 两个差分方向取不同权重时的旋转变换

Fig. 3 Rotational transformation when two differential directions take different weights

利用增广拉格朗日方法,问题式(5)可转化为极大极小值问题。

$$\min_{\mathbf{w}, \mathbf{v}, u} \max_{\boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\delta}} (\mathbf{w}, \mathbf{v}, u, \boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\delta}) = \frac{\lambda}{2} \|u - f\|_2^2 + \|\mathbf{w}\|^p + \langle \boldsymbol{\beta}, \mathbf{v} - \nabla u \rangle + \frac{\gamma_1}{2} \|\mathbf{v} - \nabla u\|_2^2 + \langle \boldsymbol{\delta}, \mathbf{w} - \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v} \rangle + \frac{\gamma_2}{2} \|\mathbf{w} - \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}\|_2^2 \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\beta} = (\beta_1, \beta_2)^\top$, $\boldsymbol{\delta} = (\delta_1, \delta_2)^\top$, $\mathbf{w} = (w_1, w_2)^\top$, $\boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\delta}$ 为拉格朗日乘子; $\gamma_1, \gamma_2 > 0$ 为惩罚参数。显然,鞍点问题式(6)为多变量优化问题,因此可以利用 ADMM 求解:

$$\mathbf{w}^{k+1} = \arg \min_{\mathbf{w}} \|\mathbf{w}\|^p + \frac{\gamma_2}{2} \left\| \mathbf{w} - \left(\mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}^k - \frac{\boldsymbol{\delta}^k}{\gamma_2} \right) \right\|_2^2 \quad (7a)$$

$$\mathbf{v}^{k+1} = \arg \min_{\mathbf{v}} \langle \boldsymbol{\beta}^k, \mathbf{v} \rangle + \frac{\gamma_1}{2} \|\mathbf{v} - \nabla u^k\|_2^2 - \langle \boldsymbol{\delta}^k, \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v} \rangle + \frac{\gamma_2}{2} \|\mathbf{w}^{k+1} - \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}\|_2^2 \quad (7b)$$

$$u^{k+1} = \arg \min_u \frac{\lambda}{2} \|u - f\|_2^2 - \langle \boldsymbol{\beta}^k, \nabla u \rangle + \frac{\gamma_1}{2} \|\mathbf{v}^{k+1} - \nabla u\|_2^2 \quad (7c)$$

$$\boldsymbol{\beta}^{k+1} = \boldsymbol{\beta}^k + \gamma_1 (\mathbf{v}^{k+1} - \nabla u^{k+1}) \quad (7d)$$

$$\boldsymbol{\delta}^{k+1} = \boldsymbol{\delta}^k + \gamma_2 (\mathbf{w}^{k+1} - \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}^{k+1}) \quad (7e)$$

下面考虑式(7)中各个子问题的具体求解过程。

1) 求解子问题式(7a)

子问题式(7a)为经典的 ℓ^2 - ℓ^p 优化问题,近年来多采用迭代加权阈值方法求解^[18]。本文先将其转化为一个光滑化问题,然后利用半二次方法求解。下述引理将在数值方法中引用^[19]。

引理 1 若对于任何 $p \in (0, 1)$ 和 $\mathbf{w} \in Y \setminus \{(0, 0)^\top\}$, 则 $\|\mathbf{w}\|^p = \min_{\mathbf{w} > 0} \left\{ m \|\mathbf{w}\|^2 + \frac{1}{\eta m^\gamma} \right\}$ 。

$$\gamma = \frac{p}{2-p}, \eta = \frac{2^{\frac{p}{2-p}}}{(2-p)p^{\frac{p}{2-p}}}。其中,最小值点在$$

$$m^* = \frac{p}{2} \|\mathbf{w}\|^{p-2} \text{处达到。}$$

基于引理 1,子问题式(7a)可转化为

$$\min_{\mathbf{w}} \underbrace{\sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N (\sqrt{\|\mathbf{w}_{i,j}\|^2 + \varepsilon})^p}_{:= \|\mathbf{w}\|_\varepsilon^p} + \frac{\gamma_2}{2} \left\| \mathbf{w} - \left(\mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}^k - \frac{\boldsymbol{\delta}^k}{\gamma_2} \right) \right\|_2^2 \quad (8)$$

进一步便有

$$\min_{\mathbf{w}, m > 0} m \|\mathbf{w}\|_\varepsilon^2 + \frac{1}{\eta m^\gamma} + \frac{\gamma_2}{2} \left\| \mathbf{w} - \left(\mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v}^k - \frac{\boldsymbol{\delta}^k}{\gamma_2} \right) \right\|_2^2 := G(m, \varepsilon, \mathbf{w})$$

式中: γ 和 η 如引理 1 所述。显然该问题为光滑优化问题,故可交替求解。

算法 1 ADM 求解 \mathbf{w} 子问题。

初始化: $\gamma_2 > 0$, 选择 \mathbf{w}^0 和 ε^0 初始值。

步骤 1 执行下述循环:

$$\begin{cases} m^{k+1} := \arg \min_{m > 0} G(m, \varepsilon^k, \mathbf{w}^k) \\ \varepsilon^{k+1} := \rho \varepsilon^k \\ \mathbf{w}^{k+1} := \arg \min_{\mathbf{w}} G(m^{k+1}, \varepsilon^{k+1}, \mathbf{w}) \end{cases}$$

式中: $\rho \in (0, 1)$ 为约束常数。

步骤 2 直到满足终止条件,输出 $\mathbf{w} := \mathbf{w}^{k+1}$ 。

2) 求解子问题式(7b)

子问题式(7b)为光滑凸优化问题,其最优化条件满足:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\beta}^k + \gamma_1 (\mathbf{v} - \nabla u^{k+1}) - \mathbf{R}_\theta \mathbf{A}_\alpha \boldsymbol{\delta}^k + \\ \gamma_2 \mathbf{R}_\theta \mathbf{A}_\alpha (\mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta} \mathbf{v} - \mathbf{w}^{k+1}) = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

显然,该问题对应二元线性方程组,其解可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{v}^{k+1} &= (\gamma_1 \mathbf{I} + \gamma_2 \mathbf{R}_\theta \mathbf{A}_\alpha \mathbf{A}_\alpha \mathbf{R}_{-\theta})^{-1} \cdot \\ &(\gamma_1 \nabla u^k + \mathbf{R}_\theta \mathbf{A}_\alpha \boldsymbol{\delta}^k + \gamma_2 \mathbf{R}_\theta \mathbf{A}_\alpha \mathbf{w}^{k+1} - \boldsymbol{\beta}^k) \end{aligned} \quad (10)$$

式中: \mathbf{I} 为单位矩阵。

3) 求解子问题式(7c)

子问题式(7c)依旧为光滑凸优化问题,其对应的最优性条件为

$$\lambda (u^{k+1} - f) + \operatorname{div} \boldsymbol{\beta}^k - \gamma_1 \operatorname{div} (\nabla u^{k+1} - \mathbf{v}^{k+1}) = 0 \quad (11)$$

由于本文假设的差分离散格式是循环边界条件,故用快速傅里叶变换求解:

$$u^{k+1} = F^{-1} \left(\frac{\lambda F(f - \operatorname{div} \boldsymbol{\beta}^k - \gamma_1 \operatorname{div} \mathbf{v}^{k+1})}{\lambda F(\mathbf{I}) - F \gamma_1 \Delta} \right) \quad (12)$$

式中: F 与 F^{-1} 分别表示傅里叶变换与傅里叶逆变换; Δ 为拉普拉斯算子。

综上,求解问题式(4)的数值算法如下。

算法 2 求解问题式(4)。

输入: 初始变量 $\mathbf{v}^0, \boldsymbol{\beta}^0, \boldsymbol{\delta}^0$ 和参数 $\lambda, \alpha, \theta, \gamma_1, \gamma_2$, 以及最大迭代步数 Maxiter 和相对误差 Rerr。

步骤 1 利用算法 1 及式(10)、式(12)、式(7d)、式(7e)求解 $(\mathbf{w}^{k+1}, \mathbf{v}^{k+1}, u^{k+1}, \boldsymbol{\beta}^{k+1}, \boldsymbol{\delta}^{k+1})$ 。

步骤 2 若满足终止条件,算法终止,输出复原图像 $u := u^{k+1}$, 否则令 $k = k + 1$, 返回步骤 1。

3 数值实验

由于本文主要考虑方向性图像,故选取图4所示4幅图像作为测试图像,其中图4(a)、(b)具有单一的方向特征,图4(c)、(d)具有多结构的方向特征。

实验中基于 MATLAB2017(b)进行仿真实验,并采用信噪比 SNR 与结构相似度 SSIM 来衡量图像去噪的有效性。另外,若最大迭代次数达到 500 次或相对误差满足下述条件:

$$\frac{\|u^{k+1} - u^k\|_2}{\|u^k\|_2} \leq 10^{-5}$$

则算法终止。

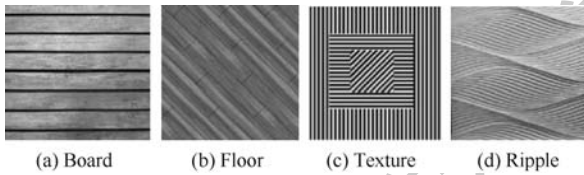
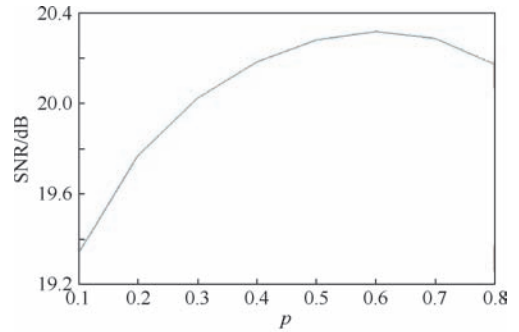


图4 仿真实验的原始图像

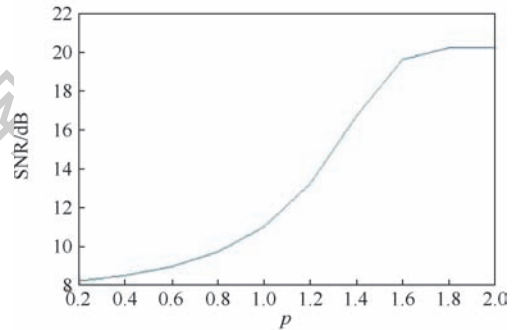
Fig.4 Original image of simulation experiment

3.1 参数选取

模型式(4)和算法2中主要存在尺度参数 α 、旋转角度参数 θ 、正则化参数 λ 、指数参数 p 与罚参数 γ_1, γ_2 。在这些参数中, λ 为主参数,其取值严重影响数值结果,若太小,则图像过度平滑导致边缘模糊;若太大,则复原图像趋向于噪声图像,达不到去噪的目的。有效选取该参数的方法有 L 曲线方法或广义交叉方法等。然而,由于本文主要考虑模型的有效性,因此主要采用经验选取的方法,即在较大的范围 $[a, b]$ 中选取一个小区间 $[c, d]$ 使得图像在区间中取得较好的复原结果。然后令 $\lambda = (c + d)/2$ 为最优参数值。针对方向参数 θ 与尺度参数 α ,根据图像特征经验性选取。模型中指数参数 p 的取值在影响模型凸性的同时也能判断是否惩罚图像结构特征的稀疏性,若 $p \geq 1$,则模型为凸性,算法2可收敛到初始问题式(4)的全局最优解,尤其是若 p 接近2,则有效保持图像的光滑区域,若 p 接近1,则有效保持图像的边界区域,反之,若 $p \in [0, 1)$,则此时模型是非凸的,由于其中的梯度算子为差分形式,因此利用压缩感知理论,可知此时保持图像的近似常数区域。实验中主要利用图像的结构特征对 p 进行试探性选取。若去噪图像具有较高的SNR时,选取 p 值为最优值。如图5所示,在复原图像4(a)和(b)时通过比较可以发现,选取 $p = 0.6$ 和 $p = 1.8$ 比较合适。针对罚参数 γ_1 与 γ_2 ,



(a) Board的SNR随参数 p 的变化



(b) Floor的SNR随参数 p 的变化

图5 DTVP模型去噪过程中SNR随参数 p 的变化

Fig.5 Variation of SNR with p during denoising by DTVP model

实验中也采用经验选取方法,本文针对不同数据的实验在 $[0.03, 22]$ 之间选取。

3.2 实验比较与分析

文献[7]利用半隐式梯度下降法求解,而该模型可以归类于本文 $p = 1$ 的情况,因此本文利用ADMM求解,记为ADMM-DTV,并与ROF模型和DTV去噪模型进行比较。

本文采用信噪比SNR和结构相似度SSIM客观评价质量指标对各种图像处理结果进行评价,如表1所示。评价去噪效果时,SNR和SSIM的值越大,表明去噪效果越好。本文中选取不同的图像分别加入不同强度的噪声(噪声方差 $\sigma = 0.01, 0.05, 0.1$)进行实验,表1总结了不同去噪算法对不同图像实验结果的信噪比SNR和结构相似度SSIM值的比较结果。可以看出,DTV、ADMM-DTV和DTVP去噪模型的SNR明显高于ROF模型,而且DTVP去噪模型比DTV和ADMM-DTV去噪模型的SNR和SSIM数值都大,从侧面反映出DTVP去噪模型的去噪效果更好,不仅可以去除噪声影响,还可以重建出更多清晰的高频段纹理,当图像纹理越强时,去噪性能越优。所加噪声为 $\sigma = 0.01$ 时,对于图4中方向单一的图像(见图4(a)、(b)),纹理性较弱,图像存在大面积平滑区域,DTV、ADMM-DTV和DTVP去噪模型去噪获得的

SNR 高于 ROF 模型不足 1 dB,DTV、ADMM-DTV 和 DTVP 去噪模型之间的 SNR 不太明显。对于图 1 中具有多结构的方向图像(见图 4(c)、(d)),图像纹理性较强,因此更能体现模型的优越性,DTVP 模型的 SNR 高于 ROF 模型 1.5 dB 左右。

从图 6 中的实验结果可以看出,ROF、DTV 和 ADMM-DTV 的残差图像灰度值较大,且波动较大,而 DTVP 的残差图像灰度值较小,图像偏暗,波动较小。残差图像灰度值越小,图像去噪效果越好。实验结果表明,DTVP 去噪模型去噪的效果明显优于 ROF 模型和 DTV 去噪模型,去噪后的图像纹理信息得到更好地保持。仿真实验中所加噪声为 $\sigma = 0.05$,尺度参数 $\alpha = 2$,旋转角

度参数 $\theta = 0.5\pi$,指数参数 $p = 0.8$ 。

本文以图 4(b)为例对图像去噪前后的结果进行对比,如图 7 所示。经过 ROF、DTV、ADMM-DTV 和 DTVP 去噪实验结果的 SNR 和 SSIM 分别为 21.3505 dB、21.5308 dB、21.8044 dB、22.0241 dB、0.6521、0.6732、0.6822 和 0.7014。这从定量描述中反映出 DTVP 算法相比 ROF、DTV、ADMM-DTV 算法重建效果更佳。另外可以看到 DTVP 的去噪效果最好,不仅提高了图像的清晰度,而且保留了图像的纹理信息。仿真实验中所加噪声 $\sigma = 0.01$,尺度参数 $\alpha = 2.3$,旋转角度参数 $\theta = 0.75\pi$,指数参数 $p = 1.89$ 。

本文以图 4(d)为例对图像去噪前后的结果

表 1 不同去噪模型去噪后所得的 SNR 和 SSIM 比较

Table 1 Comparison of SNR and SSIM obtained after denoising by different denoising models

图像	模型	SNR/dB			SSIM		
		$\sigma = 0.01$	$\sigma = 0.05$	$\sigma = 0.1$	$\sigma = 0.01$	$\sigma = 0.05$	$\sigma = 0.1$
图 4(a)	ROF	18.8465	14.8733	13.4157	0.7579	0.4610	0.3322
	DTV	19.8239	15.9714	14.3011	0.7920	0.5545	0.4284
	ADMM-DTV	19.8960	16.0604	14.3811	0.7962	0.5601	0.4389
	DTVP	19.9231	16.2192	14.6070	0.8000	0.5915	0.4841
图 4(b)	ROF	21.3505	19.2105	18.4148	0.6521	0.5118	0.4620
	DTV	21.5308	19.3440	18.4783	0.6732	0.5320	0.4830
	ADMM-DTV	21.8044	19.8425	19.1494	0.6822	0.5535	0.5083
	DTVP	22.0241	20.2246	19.5094	0.7014	0.5780	0.5342
图 4(c)	ROF	19.0940	12.5340	9.6847	0.9826	0.9225	0.8542
	DTV	19.3148	12.7555	9.8808	0.9835	0.9262	0.8604
	ADMM-DTV	19.5371	12.9086	10.0543	0.9843	0.9286	0.8655
	DTVP	20.2519	13.5678	10.4466	0.9866	0.9383	0.8761
图 4(d)	ROF	19.4288	14.9039	13.1960	0.8510	0.6420	0.4869
	DTV	20.4831	15.8058	13.8874	0.8844	0.7039	0.5738
	ADMM-DTV	20.6990	16.0161	14.0112	0.8891	0.7120	0.5864
	DTVP	20.9257	16.3257	14.3573	0.8961	0.7407	0.6227

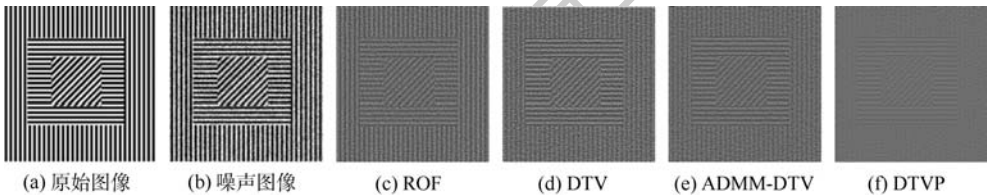


图 6 不同去噪模型去噪后的残差图像比较

Fig. 6 Compare residual image after denoising by different denoising models

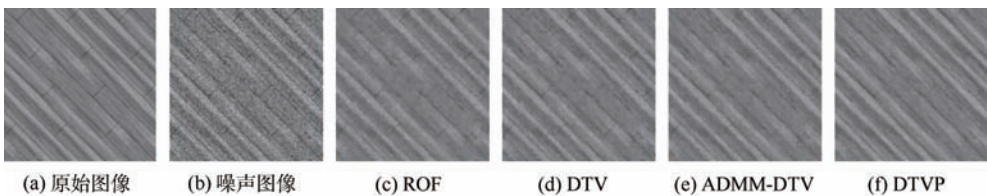


图 7 不同去噪模型去噪后的复原图像比较

Fig. 7 Compare restored images after denoising by different denoising models

进行对比,如图8所示。从处理结果可看出,噪声基本被抑制,并且图像的边缘和细节特征也得

到保留。可进一步说明,本文的模型有效地将噪声图像基本恢复到接近于原图。

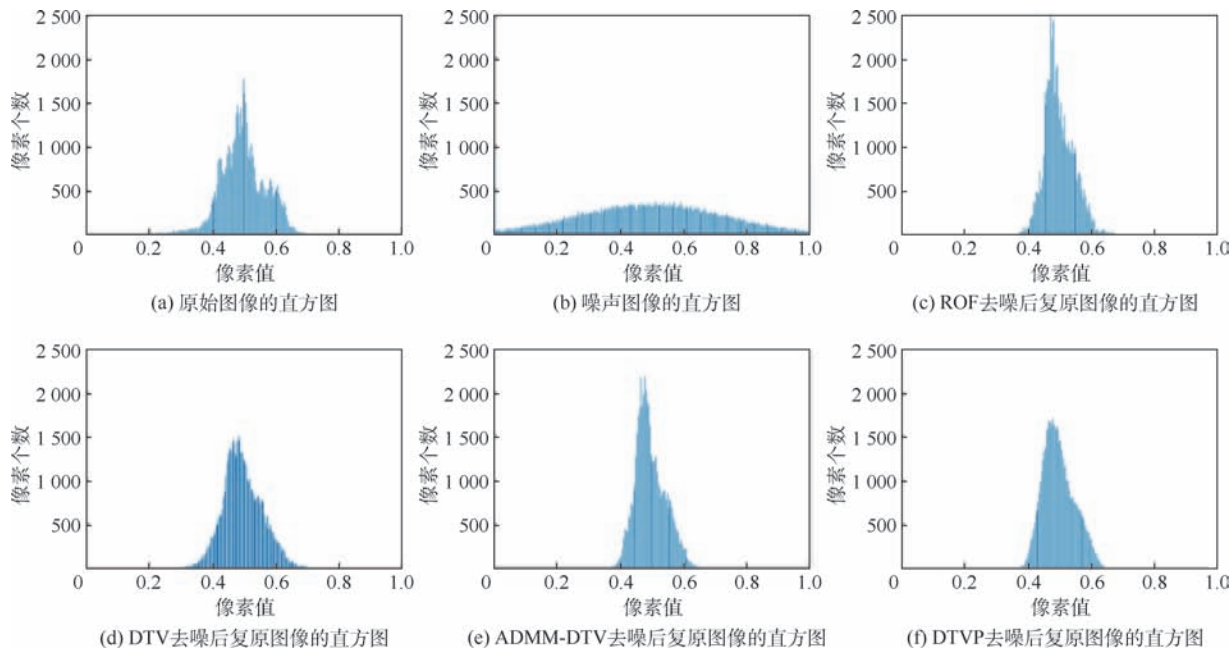


图8 不同去噪模型去噪后的直方图比较

Fig. 8 Compare histograms after denoising by different denoising models

4 结论

本文通过分析 ROF 模型和 DTV 去噪模型,针对其不足,提出了正则项基于参数 p 的自适应模型,并通过实验证明:

1) 具有全变分去噪模型的优点,更好地去除平滑区域的噪声,降低了全变分模型引入的阶梯效应。

2) 具有 DTV 去噪模型的优点,同时可以更好地刻画图像的结构信息。

仿真实验表明,本文提出的正则项基于参数 p 的自适应方法降噪效果明显优于 ROF 模型和 DTV 去噪模型,在去噪的同时保留了更多的图像细节信息,去除噪声更充分,获得更高的峰值信噪比和结构相似度。当图像纹理方向性越明显时,去噪优越性越明显,主观视觉效果方面更佳。另外,实验表明针对方向性明显的图像通常取较大的权重 α ,以利于模型对应的偏微分方程沿边界切线方向扩散,进而达到保持图像边缘的目的,同时针对该类图像可以有效地判断方向角 θ 。然而,对于结构比较复杂和噪声较大的图像,权参数 α 与方向角 θ 的判断更具有挑战性。因此,下一步工作将研究如何结合图像的结构特征建立权重 α 与方向角 θ 具有自适应选取性质的图像复原模型。

参考文献 (References)

- [1] CATTE F, LIONS P L, MOREL J M, et al. Image selective smoothing and edge detection by nonlinear diffusion[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1992, 29(1): 182-193.
- [2] RUDIN L, OSHER S, FATEMI E. Nonlinear total variation based noise removal algorithms[J]. Physica D: Non-linear Phenomena, 1992, 60(1-4): 259-268.
- [3] HOREV I, NADLER B, ARIAS-CASTRO E, et al. Detection of long edges on a computational budget: A sublinear approach[J]. SIAM Journal on Imaging Science, 2015, 8(1): 458-483.
- [4] HU Y, ONGIE G, RAMANI S, et al. Generalized higher degree total variation (HDTV) regularization[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2014, 23(6): 2423-2435.
- [5] BREDIES K, KUNISCH K, POCK T. Total generalized variation[J]. SIAM Journal on Imaging Science, 2012, 3(3): 492-526.
- [6] COLL B, DURAN J, SBERT C. Half-linear regularization for nonconvex image restoration models[J]. Inverse Problem and Imaging, 2015, 9(2): 337-370.
- [7] BAYRAM I, KAMASAK M. Directional total variation[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2012, 19(12): 781-784.
- [8] ZHANG H, WANG Y Q. Edge adaptive directional total variation[J]. The Journal of Engineering, 2013, 2013(11): 61-62.
- [9] BAI J, FENG X C. Fractiona-order anisotropic diffusion for image denoising[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2007, 16(10): 2492-2502.
- [10] ZHANG J P, CHEN K. A total fraction-order variation model for image restoration with non-homogeneous boundary conditions and its numerical solution[J]. SIAM Journal on Imaging Science, 2015, 8(4): 2487-2518.

- [11] ARCHIBALD R, GELB A, PLATTE R. Image reconstruction from undersampled Fourier data using the polynomial annihilation transform [J]. *Journal of Scientific Computing*, 2016, 67 (2):432-452.
- [12] GUO W H, QIN J, YIN W T. A new detail-preserving regularity scheme[J]. *SIAM Journal on Imaging Sciences*, 2014, 7 (2): 1309-1334.
- [13] WANG Q, WU Z H, SUN M J, et al. Single image super-resolution using directional total variation regularization and alternating direction method of multiplier solver[J]. *Journal of Electronic Imaging*, 2015, 24(2):023026.
- [14] CHAN T F, ESEDOGLU S. Aspects of total variation regularized L_1 function approximation[J]. *SIAM Journal on Applied Mathematics*, 2005, 65(5):1817-1837.
- [15] CHAMBOLLE A, POCK T. A first-order primal-dual algorithm for convex problems with applications to imaging[J]. *Journal of Mathematical Imaging and Vision*, 2011, 40(1):120-145.
- [16] YUAN J H, YANG J, SHI D, et al. A continuation fixed-point iterative method on harmonic generations with strong nonlinear optical effects in multi-layer structures[J]. *Computational and Applied Mathematics*, 2017, 36(1):805-824.
- [17] ECKSTEIN J, BERTSEKAS D. On the Douglas-Rachford splitting method and the proximal point algorithm for maximal monotone operators[J]. *Mathematical Programming*, 1992, A55(3):293-318.
- [18] XU Z B, ZENG J S, WANG Y, et al. $L_{1/2}$ regularization: Convergence of iterative half thresholding algorithm [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2014, 69(2):2317-2329.
- [19] CHAN R, LIANG H X. Half-quadratic algorithm for ℓ_q - ℓ_p problems with application to TV- ℓ_1 image restoration and compressive sensing[M]//BRUHN A, POCK T, TAI X C. Efficient algorithms for global optimization method in computer vision. Berlin: Springer, 2014:78-103.

作者简介:

庞志峰 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 图像处理。

张慧丽 女, 硕士研究生。主要研究方向: 图像处理。

史宝丽 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 图像处理。

Image denoising model based on ℓ^p directional total variation

PANG Zhifeng*, ZHANG Huili, SHI Baoli

(School of Mathematics and Statistics, Henan University, Kaifeng 475004, China)

Abstract: For the problem of texture image denoising, by analyzing the advantages and disadvantages of the total variation (TV) denoising model and the directional total variation (DTV) denoising model, we propose a robust denoising model based on ℓ^p directional total variation. In the proposed model, in order to efficiently characterize the different structural features in the image, the exponential p in the edge adaptive directional total variation regularization term can be available chosen in $(0, 2)$ based on the structure in the image. Since the proposed model is a non-smooth convex optimization with separable operator, it can be solved by using the alternating direction method of multipliers (ADMM). Then the convergence of the numerical method can be efficiently kept. Compared with other classic models, numerical implementations show that the proposed model can achieve higher peak signal-to-noise ratio and structural similarity, and can effectively retain image details while removing noise.

Keywords: alternating direction method of multipliers (ADMM); direction total variation (DTV) model; image denoising; ℓ^p -(quasi) norm image denoising; ROF model

Received: 2018-06-04; **Accepted:** 2018-09-03; **Published online:** 2018-09-11 16:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180910.0914.002.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2015CB856003); National Natural Science Foundation of China (11401170, U1304610); Engineering Mathematical Modeling and Analysis, Foundation for Key Laboratory of Hunan Province (Changsha University of Science and Technology); Henan University Excellent Youth Cultivation Project (yqpy20170062)

* **Corresponding author.** E-mail: zhifengpang@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0392

激发跃迁速率对热力学非平衡氮气 紫外辐射的影响



吴杰^{1,2,3}, 余西龙^{1,2,*}, 段然³, 朱希娟³, 李霞³, 马静³

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049; 3. 光学辐射重点实验室, 北京 100854)

摘 要: 基于氮气的碰撞-辐射(CR)模型, 计算了速度为 6.2 km/s、初始压力为 133 Pa 的高超声速流动激波中 N_2 和 N_2^+ 分子电子能级的分布情况, 分析了不同激发跃迁速率模型对电子能级分布及辐射光谱模拟的影响。针对流动中热力学非平衡区域和平衡区域, 在 300~440 nm 的辐射光谱开展了逐线法的数值模拟, 并与激波管实验测量光谱进行了对比。结果表明, 目前的激发跃迁速率均存在偏差, 综合 Park 模型的爱因斯坦系数和 Johnston 模型的碰撞激发速率可以得到与实验结果最为接近的辐射光谱。

关键词: 氮气; 热力学非平衡; 碰撞-辐射(CR)模型; 紫外辐射; 激发速率

中图分类号: V411.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0472-06

在飞行器再入大气时的热防护问题研究中, 高温非平衡空气的辐射加热作用十分重要^[1-4]。而要计算再入高超声速绕流场的辐射首先需要确定热力学非平衡状态下空气中原子、分子的能级分布情况。因为此时原子、分子能量交换的弛豫时间与高超声速的流动特征时间可比拟, 所以振动温度、平动温度、转动温度无法达成一致, 各自由度能级分布偏离 Boltzmann 分布。

对于高超声速流动过程中的热力学非平衡分子能级分布, 一般认为分子的振动、转动能级满足各自温度下的 Boltzmann 分布, 而电子能级则会明显偏离电子温度的 Boltzmann 分布, 后来也有人认为振转能级也会偏离 Boltzmann 分布^[5]。对于无法用温度简单描述的能级分布情况, 目前主要采用碰撞-辐射(Collisional-Radiative, CR)模型计算能级分布^[6-7]。CR 模型通过计算各类能够

影响能级数密度的微观过程速率, 从而建立控制方程, 来计算各能级分布。求解过程中, 认为能级分布计算可以与流场计算解耦, 同时假设能级变化处于准稳态(QSS)。影响 CR 模型精度的最大因素就是对各能级跃迁微观过程速率的描述。许多人通过量子力学 ab initio 的方法或实验测量的方法获取这些跃迁的速率, 但是不同方法得到的速率一般都有巨大差异^[8-9]。

本文针对 1991 年 Sharma 和 Gillespie^[10]通过电弧驱动激波管(Electric Arc-driven Shock-Tube, EAST)实验获得的高超声速流平衡和非平衡状态下的辐射光谱, 基于 QSS 假设下的 CR 模型, 分析了不同的氮气碰撞激发、辐射跃迁速率模型得到的 N_2 、 N_2^+ 分子电子能级分布及紫外辐射光谱。并将理论计算光谱与实验测量结果进行了对比分析, 找出了与实验结果最为接近的速率计算模型。

收稿日期: 2018-06-27; 录用日期: 2018-10-17; 网络出版时间: 2018-11-21 13:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.0947.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11872368)

* 通信作者: E-mail: xlyu@imech.ac.cn

引用格式: 吴杰, 余西龙, 段然, 等. 激发跃迁速率对热力学非平衡氮气紫外辐射的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 472-477. WU J, YU X L, DUAN R, et al. Influence of excitation and transition rates on ultraviolet radiation of thermal nonequilibrium nitrogen[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 472-477 (in Chinese).

1 理论模型

1.1 碰撞-辐射模型

对于不满足 Boltzmann 分布的分子能级分布,一般采用建立速率方程的方法计算各能级的数密度。速率方程需要考虑影响多种能级的激发、退激过程,包括电子碰撞激发、重粒子碰撞激发、自发辐射跃迁、碰撞离解。

建立速率方程如下:

$$\frac{\partial N_i}{\partial t} = \sum_{j=1}^m K(j,i)N_jN_e + K(c,i)N^+N_e^2 + \sum_{j=1}^m A(j,i)N_j - \sum_{j=1}^m K(i,j)N_iN_e - K(i,c)N_iN_e - \sum_{j=1}^m A(i,j)N_i \quad (1)$$

式中: N_i 为 i 能级数密度, cm^{-3} ; N_e 为电子数密度, cm^{-3} ; $K(i,j)$ 为碰撞跃迁速率, cm^3/s ; N^+ 为离子数密度, cm^{-3} ; $K(i,c)$ 为碰撞离解速率, cm^3/s ; $A(i,j)$ 为自发辐射跃迁速率, s^{-1} 。

对该方程的求解基于 QSS 假设,认为各类激发过程的速率一般远大于 i 能级数密度的变化率,因此认为

$$\frac{\partial N_i}{\partial t} \approx 0 \quad (2)$$

速率方程简化为一般的代数方程,可方便地进行求解。

1.2 碰撞激发速率模型

基于麦克斯韦速度分布率, N_2 、 N_2^+ 与电子和重粒子碰撞的激发速率系数可表示为

$$K = \frac{8\pi}{\sqrt{m}} \left(\frac{1}{2\pi kT} \right)^{3/2} \int_0^\infty \sigma \exp\left(-\frac{E}{kT}\right) E dE \quad (3)$$

式中: m 为碰撞粒子质量; T 为温度; σ 为激发截面积; E 为碰撞能量; k 为 Boltzmann 常数。Park^[6,11] 在 1984 年公布的 NEQAIR 代码中使用类氢粒子的非弹性碰撞模型计算了碰撞激发截面积,并得到了激发速率系数。2008 年, Park^[12-13] 基于实验测量数据对激发截面积进行了修正。1999 年, Teulet 等^[14] 基于 WTCS (Weighted Total Cross Section) 方法计算了双原子分子与电子碰撞的激发和离解速率。2006 年, Johnston^[15] 基于 Teulet 的理论模型,结合最新的实验测量结果选取了一套分子与电子、重粒子碰撞激发、离解的速率系数。

以对 N_2^+ 1-谱带辐射影响很大的 $N_2^+(X) + M \Leftrightarrow N_2^+(B) + M$ (M 包括电子和重粒子) 过程为例,各不同激发速率系数随温度的变化规律如图 1 所示,图中横轴表示平动温度 $T =$ 振动温度 $T_r =$ 电子温度 T_e 。

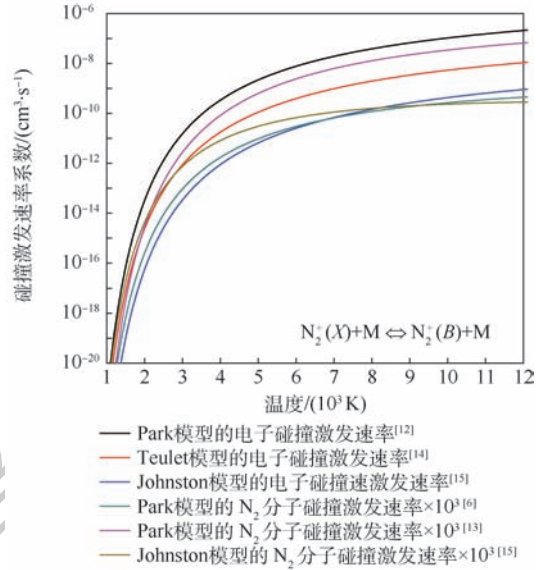


图 1 $N_2^+(X-B)$ 电子态的碰撞激发速率系数随温度的变化

Fig. 1 Variation of electron collision excitation rate coefficient from $N_2^+(X-B)$ state with temperature

在本文分析的激波管实验中,重粒子的数密度比电子约大 3 个量级。从图 1 可以看出,重粒子碰撞激发的效果与电子碰撞同等重要,需要同时考虑^[16]。对于不同的速率系数模型,同一状态下的激发速率系数差别是很大的。如果激发速率过大,仿真结果将始终处于平衡状态,无法反映恰当的非平衡效应发生过程。而如果激发速率过小,针对平衡态的仿真结果也将偏离 Boltzmann 分布,背离真实情况。

2 理论仿真和对比

Sharma 和 Gillespie^[10] 基于 EAST 激波管模拟了纯氮气的高超声速流动,实验采用 0.64 MJ 40 kV 电容器组供电,激波速度达到 6.2 km/s,初始压力为 133 Pa,高度约为 47 km 大气的压力。实验通过设置 2 套光谱仪实现在一次激波实验中测量 2 个不同延时的光谱。第 1 处光谱测量延时为辐射峰值前 40 ~ 50 ns,约在激波后 1 cm 处,曝光时间为 200 ns,代表流动非平衡区域;第 2 处光谱测量延时为辐射峰值后 2.5 ~ 3 μs ,约在激波后 30 cm 处,曝光时间为 2.5 μs ,代表流动平衡区域。光谱测量的范围从 300 ~ 440 nm,光谱分辨率达到 0.5 nm,主要测量到了 N_2^+ 的 1-谱带及 N_2 的 2+谱带,还有部分杂质 CN 的影响。针对测量到的辐射谱带,本文主要电子能级的分布如表 1 所示。

本文模型仅考虑分子电子能级的 Non-Boltzmann 分布,认为振转能级均满足 Boltzmann 分布。

表1 计算考虑电子能态

Table 1 Electronic states in calculation

能态	电子态	E_e/cm^{-1}	简并度
N_2	$X^1\Sigma_g^+$	0	1
	$A^3\Sigma_u^+$	49 754	3
	$B^3\Pi_u$	59 306	6
	$C^3\Pi_u$	88 977	6
N_2^+	$X^2\Sigma_g^+$	0	2
	$A^2\Pi_u$	9 167	4
	$B^2\Sigma_u^+$	25 461	4
	$C^2\Sigma_u^+$	64 608	4

2.1 平衡区辐射光谱

基于流场计算结果,平衡区温度为 6 464 K。基于分子电子能级的 Boltzmann 分布,采用逐线法^[17]计算分子的辐射光谱与实验测量结果对比如图 2 所示。

在 380 ~ 390 nm 的位置,辐射光谱受到激波管中常见的杂质 CN 的 Violet 谱带影响,本文假设 CN 物质的量浓度为 8.5×10^{-6} ,得到了与实验结果较为匹配的辐射光谱。

采用 CR 模型对平衡态下的能级分布开展计算,得到能级分布如表 2 所示, N_{ie} 为能级 i 三温度 Boltzmann 分布下的能级数密度, N_i 为能级 i 非平衡能级数密度。

可见对于 N_2^+ , Park 模型具有足够大的碰撞激发速率,可以在平衡态下计算得到满足 Boltzmann 的数密度分布。Johnston 模型对于低能态的能级处理较好,只在 $B^2\Sigma_u^+$ 能级上存在一定误差。对于 N_2 , Park 模型认为 $C^3\Pi_u$ 能级具有很高的能量,极易发生离解,其能级分布满足与 N 原子的 Saha 方程,其他能级才使用 CR 模型计算。而 Park 模型得到的结果在各能级均存在一定的误差,而 Johnston 模型针对低能级具有较好的

表2 不同理论模型计算的平衡区分子能级分布

Table 2 Molecular energy level distribution in equilibrium region calculated by different theoretical models

能态	N_{ie}/cm^{-3}	Park 模型		Johnston 模型	
		N_i/cm^{-3}	N_i/N_{ie}	N_i/cm^{-3}	N_i/N_{ie}
$\text{N}_2^+(X)$	1.36×10^{13}	1.36×10^{13}	1.00	1.36×10^{13}	1.00
$\text{N}_2^+(A)$	4.68×10^{12}	4.67×10^{12}	1.00	4.68×10^{12}	1.00
$\text{N}_2^+(B)$	4.03×10^{10}	3.97×10^{10}	0.99	2.35×10^{10}	0.58
$\text{N}_2(X)$	3.24×10^{17}	3.24×10^{17}	1.00	3.24×10^{17}	1.00
$\text{N}_2(A)$	3.64×10^{13}	2.92×10^{13}	0.80	3.66×10^{13}	1.01
$\text{N}_2(B)$	6.32×10^{12}	5.11×10^{12}	0.81	6.28×10^{12}	0.99
$\text{N}_2(C)$	2.55×10^{11}	2.04×10^{11}	0.80	2.52×10^{10}	0.10

精度,但是针对 $C^3\Pi_u$ 电子态则有极大的误差。

2.2 非平衡区辐射光谱

针对激波层非平衡区,平动温度为 11 605 K, N_2 的振动温度为 8 098 K, N_2^+ 的振动温度为 9 364 K, 电子温度与振动温度一致。

在激波管实验中非平衡区域的物理状态下,不同模型碰撞激发速率系数如表 3 所示。

Park 模型认为 N_2 的 $C^3\Pi_u$ 能级由于具有接近离解限的电子能级,其能级分布应该与 N 原子达到离解平衡,满足 Saha 方程,不需要参与到速率方程的求解中。因此并没有计算与 $C^3\Pi_u$ 能级相关的激发速率。

各模型计算的 $\text{N}_2^+ 1-$ 谱带、 $\text{N}_2 2+$ 及 $1+$ 谱带跃迁的高低电子能级数密度如表 4 所示。

按上述能级分布计算的辐射光谱与实验测量结果的对比如图 3 所示。

Park 模型对于 N_2^+ 的碰撞激发速率计算过大,导致在非平衡区域 N_2^+ 依然按平衡态分布,使得 N_2^+ 的辐射光谱远大于测量光谱。Johnston 模型计算得到数密度与测量光谱匹配较好。而对于 N_2 的 $C^3\Pi_u$ 态,2 个模型过于低估其数密度分布,导致 N_2 的辐射光谱远低于测量光谱。

2.3 速率系数

Park 模型对于 N_2^+ 的激发速率计算过大,致使在平衡和非平衡区域 N_2^+ 的能级均呈现 Boltzmann 分布,而对于 N_2 的激发速率计算过小,致使平衡区 N_2 能级分布达不到 Boltzmann 分布,而非平衡区高态能级分布过低。

Johnston 模型对于 N_2^+ 非平衡区的辐射有精确的计算,在平衡区对 $B^2\Sigma_u^+$ 能级的数密度计算稍微偏低。而对于 N_2 的不管是平衡还是非平衡区域,Johnston 模型都过低的仿真了 $C^3\Pi_u$ 态的能级分布。这是由于 Johnston 模型认为 N_2 分子从

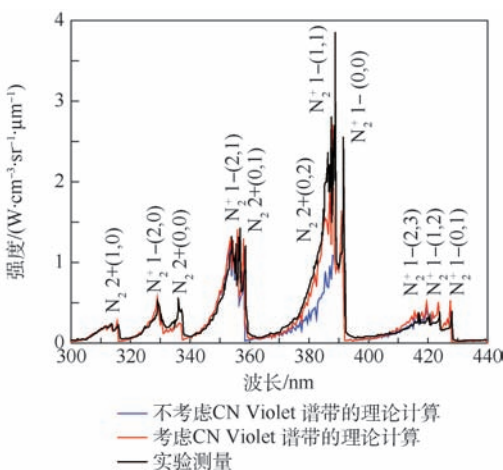


图2 平衡区测量与计算辐射光谱

Fig. 2 Measured and calculated radiation spectra in equilibrium area

表 3 不同模型碰撞激发速率系数的计算结果

Table 3 Calculation results of collision excitation rate coefficient by different models

cm³ · s⁻¹

N ₂ ⁺ 反应过程	碰撞激发速率系数		N ₂ 反应过程	碰撞激发速率系数	
	Park 模型	Johnston 模型		Park 模型	Johnston 模型
N ₂ ⁺ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (A) + e ⁻	2.9 × 10 ⁻⁷	1.7 × 10 ⁻¹¹	N ₂ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ (A) + e ⁻	9.1 × 10 ⁻¹³	1.4 × 10 ⁻¹²
N ₂ ⁺ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (B) + e ⁻	4.9 × 10 ⁻⁸	3.2 × 10 ⁻¹⁰	N ₂ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ (B) + e ⁻	3.3 × 10 ⁻¹³	4.7 × 10 ⁻¹³
N ₂ ⁺ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (C) + e ⁻	3.6 × 10 ⁻⁹	3.2 × 10 ⁻¹¹	N ₂ (X) + e ⁻ ⇌ N ₂ (C) + e ⁻	-	1.3 × 10 ⁻¹⁵
N ₂ ⁺ (A) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (B) + e ⁻	8.8 × 10 ⁻⁷	8.1 × 10 ⁻¹¹	N ₂ (A) + e ⁻ ⇌ N ₂ (B) + e ⁻	2.4 × 10 ⁻⁹	9.4 × 10 ⁻¹⁰
N ₂ ⁺ (A) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (C) + e ⁻	2.7 × 10 ⁻⁸	8.3 × 10 ⁻¹¹	N ₂ (A) + e ⁻ ⇌ N ₂ (C) + e ⁻	-	1.1 × 10 ⁻¹⁰
N ₂ ⁺ (B) + e ⁻ ⇌ N ₂ ⁺ (C) + e ⁻	2.5 × 10 ⁻⁷	4.3 × 10 ⁻¹⁰	N ₂ (B) + e ⁻ ⇌ N ₂ (C) + e ⁻	-	6.3 × 10 ⁻⁹
N ₂ ⁺ (X) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	4.2 × 10 ⁻¹²	1.6 × 10 ⁻¹³	N ₂ (X) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	1.2 × 10 ⁻¹⁶	4.1 × 10 ⁻¹⁵
N ₂ ⁺ (A) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	1.5 × 10 ⁻¹¹	1.7 × 10 ⁻¹²	N ₂ (A) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	3.8 × 10 ⁻¹³	1.7 × 10 ⁻¹⁰
N ₂ ⁺ (B) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	1.1 × 10 ⁻¹⁰	3.2 × 10 ⁻¹²	N ₂ (B) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	1.6 × 10 ⁻¹²	1.8 × 10 ⁻¹¹
N ₂ ⁺ (C) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	3.9 × 10 ⁻⁹	1.0 × 10 ⁻¹⁰	N ₂ ⁺ (C) + e ⁻ ⇌ N + N ⁺ + e ⁻	-	6.3 × 10 ⁻⁹
N ₂ ⁺ (X) + M ⇌ N ₂ ⁺ (A) + M	1.1 × 10 ⁻¹²	3.0 × 10 ⁻¹²	N ₂ (X) + M ⇌ N ₂ (A) + M	5.6 × 10 ⁻¹⁴	2.5 × 10 ⁻¹⁷
N ₂ ⁺ (X) + M ⇌ N ₂ ⁺ (B) + M	4.1 × 10 ⁻¹³	1.9 × 10 ⁻¹³	N ₂ (X) + M ⇌ N ₂ (B) + M	1.7 × 10 ⁻¹⁴	0
N ₂ ⁺ (X) + M ⇌ N ₂ ⁺ (C) + M	3.2 × 10 ⁻¹⁴	0	N ₂ (X) + M ⇌ N ₂ (C) + M	-	0
N ₂ ⁺ (A) + M ⇌ N ₂ ⁺ (B) + M	8.1 × 10 ⁻¹³	0	N ₂ (A) + M ⇌ N ₂ (B) + M	5.8 × 10 ⁻¹²	4.5 × 10 ⁻¹²
N ₂ ⁺ (A) + M ⇌ N ₂ ⁺ (C) + M	8.2 × 10 ⁻¹⁴	0	N ₂ (A) + M ⇌ N ₂ (C) + M	-	0
N ₂ ⁺ (B) + M ⇌ N ₂ ⁺ (C) + M	3.8 × 10 ⁻¹³	0	N ₂ (B) + M ⇌ N ₂ (C) + M	-	1.5 × 10 ⁻¹²
N ₂ ⁺ (X) + M ⇌ N + N ⁺ + M	8.8 × 10 ⁻¹⁴	6.9 × 10 ⁻¹⁸	N ₂ (X) + M ⇌ N + N ⁺ + M	4.6 × 10 ⁻¹⁵	0
N ₂ ⁺ (A) + M ⇌ N + N ⁺ + M	3.6 × 10 ⁻¹³	2.1 × 10 ⁻¹⁶	N ₂ (A) + M ⇌ N + N ⁺ + M	3.2 × 10 ⁻¹¹	0
N ₂ ⁺ (B) + M ⇌ N + N ⁺ + M	4.4 × 10 ⁻¹²	5.3 × 10 ⁻¹⁶	N ₂ (B) + M ⇌ N + N ⁺ + M	1.7 × 10 ⁻¹⁰	0
N ₂ ⁺ (C) + M ⇌ N + N ⁺ + M	2.5 × 10 ⁻¹⁰	1.4 × 10 ⁻¹⁴	N ₂ (C) + M ⇌ N + N ⁺ + M	-	0

表 4 不同理论模型计算的非平衡区分子电子能级数密度

Table 4 Molecular electron energy level density in nonequilibrium region calculated by different theoretical models

能态	N _{ie} /cm ⁻³	Park 模型		Johnston 模型	
		N _i /cm ⁻³	N _i /N _{ie}	N _i /cm ⁻³	N _i /N _{ie}
N ₂ ⁺ (X)	1.22 × 10 ¹⁴	1.12 × 10 ¹⁴	0.92	1.23 × 10 ¹⁴	1.01
N ₂ ⁺ (A)	6.31 × 10 ¹³	6.31 × 10 ¹³	1.00	6.23 × 10 ¹³	0.99
N ₂ ⁺ (B)	1.13 × 10 ¹²	1.13 × 10 ¹²	1.00	3.96 × 10 ¹¹	0.35
N ₂ (X)	4.33 × 10 ¹⁷	4.44 × 10 ¹⁷	1.03	4.33 × 10 ¹⁷	1.00
N ₂ (A)	4.56 × 10 ¹⁴	4.43 × 10 ¹³	0.10	3.99 × 10 ¹⁴	0.88
N ₂ (B)	1.21 × 10 ¹⁴	3.64 × 10 ¹²	0.03	1.05 × 10 ¹⁴	0.87
N ₂ (C)	7.47 × 10 ¹²	5.05 × 10 ¹⁰	0.01	1.37 × 10 ¹²	0.18

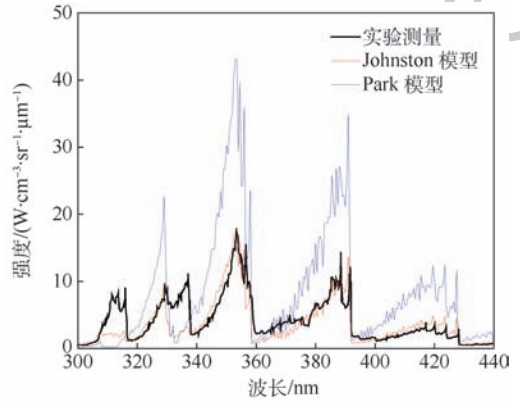


图 3 不同理论模型计算的非平衡区域辐射光谱与实验测量结果比较

Fig. 3 Comparison of nonequilibrium radiation spectra calculated by different theoretical models with experimental measurements

C³Π_u 到 B²Σ_u⁺ 电子态自发跃迁过程的速率系数高达 2.6 × 10⁷ s⁻¹。而 Park 模型认为该速率只有 5880 s⁻¹。对于该过程速率的过高估计使得 C³Π_u 态很快发生向下跃迁,能级数密度远低于真实

情况。如果采用 Park 模型的爱因斯坦系数替换 Johnston 模型原有的系数,所得结果如表 5 所示。

表 5 修改后的速率模型计算的分子电子能级数密度

Table 5 Molecular energy level density calculated by modified rate model

能态	平衡区			非平衡区		
	N _{ie} /cm ⁻³	N _i /cm ⁻³	N _i /N _{ie}	N _{ie} /cm ⁻³	N _i /cm ⁻³	N _i /N _{ie}
N ₂ ⁺ (X)	1.36 × 10 ¹³	1.36 × 10 ¹³	1.00	1.22 × 10 ¹⁴	1.23 × 10 ¹⁴	1.01
N ₂ ⁺ (A)	4.68 × 10 ¹²	4.68 × 10 ¹²	1.00	6.31 × 10 ¹³	6.23 × 10 ¹³	0.99
N ₂ ⁺ (B)	4.03 × 10 ¹⁰	2.35 × 10 ¹⁰	0.58	1.13 × 10 ¹²	3.96 × 10 ¹¹	0.35
N ₂ (X)	3.24 × 10 ¹⁷	3.24 × 10 ¹⁷	1.00	4.33 × 10 ¹⁷	4.33 × 10 ¹⁷	1.00
N ₂ (A)	3.64 × 10 ¹³	3.70 × 10 ¹³	1.02	4.56 × 10 ¹⁴	3.87 × 10 ¹⁴	0.85
N ₂ (B)	6.32 × 10 ¹²	6.36 × 10 ¹²	1.01	1.21 × 10 ¹⁴	1.01 × 10 ¹⁴	0.83
N ₂ (C)	2.55 × 10 ¹¹	2.66 × 10 ¹¹	1.04	7.47 × 10 ¹²	5.22 × 10 ¹²	0.70

将 Park 模型的爱因斯坦系数代入 Johnston 模型后,在平衡区能够得到 Boltzmann 分布。在非平衡区按照表 5 的能级分布,计算得到的光谱如图 4 所示。

经过修改之后采用 Johnston 参数的 CR 模型可以得到更接近实验结果的辐射光谱,尤其在谱带峰值位置与实验测量结果有较好匹配,只在谱带侧翼偏差较大,如 300 ~ 310 nm 波段。

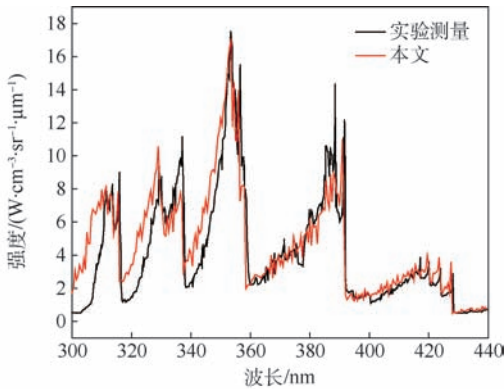


图 4 采用修改模型计算的非平衡区域辐射光谱与实验测量结果比较

Fig. 4 Comparison of radiation spectra of nonequilibrium area calculated by modified model with experimental measurement results

3 结论

1) 通过比较激波管中激波不同位置的光谱,可以发现在激波头部位置确实存在热力学非平衡的区域。在这个能量刚刚被剧烈激发的区域,不仅电子、振动、转动各自由度之间能量无法平衡,电子能级的高能态也没有被充分激发,能级分布只有 3 温度 Boltzmann 分布的 35% ($N_2^+ B^2 \Sigma_u^+$) 和 70% ($N_2 C^3 \Pi_u$)。

2) 为描述激波中的非平衡过程,需要引入对微观过程精细计算的 CR 模型,而 CR 模型的精度就很大程度上依赖于各微观过程速率的精度。通过本文的工作可以发现, Park 模型对各类碰撞激发过程的速率都有过高的计算,使得即使在非平衡区域也很难仿真出偏离 Boltzmann 的能级分布。Johnston 模型通过收集各类实验与仿真的激发速率得到相对较好的速率参数集,但是对 $N_2(C) \Rightarrow N_2(B) + hv$ 自发跃迁过程爱因斯坦系数的错误设置极大地影响了仿真的光谱结果。本文发现,综合 Park 模型的爱因斯坦系数和 Johnston 模型的碰撞激发速率可以得到与激波管实验最为匹配的理论计算结果。

3) 本文的计算只考虑电子能级的非 Boltzmann 分布,振动和转动能级均认为其满足于各组分振动的温度和转动温度的 Boltzmann 分布。本文理论计算的振动跃迁峰值与实验测量结果匹配得较好,说明在计算的物理状态下 N_2^+ 和 N_2 电子激发态的振动能级分布基本满足 Boltzmann 分布。但在各振动跃迁谱带的翼侧,即高振动能级主要贡献的谱段,理论计算与测量结果存在一定偏差。 N_2^+ 的 1-谱带的侧翼辐射偏差较小,而 N_2 2+谱带的侧翼,尤其是 300 ~ 310 nm 波段理论计算偏差较大。

参考文献 (References)

- [1] PARK C. Review of chemical kinetic problems for future NASA missions, I . Earth entries [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1993, 7(3): 385-398.
- [2] PARK C, HOWE J T, JAFFE R L, et al. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, II : Mars entries [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 9-23.
- [3] ANNALORO J, BULTELL A, OMALY P. Elaboration of a collisional-radiative model for CO_2-N_2-Ar plasma flows: Application to atmospheric Martian entries [C] // 42nd AIAA Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 2011: 3954.
- [4] CRUDEN B A, PRABHU D, MARTINEZ R, et al. Absolute radiation measurement in Venus and Mars entry conditions [C] // 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston: AIAA, 2010: 092407.
- [5] LAUX C O, PIERROT L, GESSMAN R J. State-to-state modeling of a recombining nitrogen plasma experiment [J]. Chemical Physics, 2012, 398(1): 46-55.
- [6] PARK C. Calculation of nonequilibrium radiation in the flight regimes of aeroassisted orbital transfer vehicles [C] // AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1984: 1-13.
- [7] LEMAL A, JACOBS C M, PERRIN M Y, et al. Simulation of shock tube radiation measurements with a collisional-radiative model [C] // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2013: 1-9.
- [8] LEE E S, PARK C, CHANG K S. Shock-tube determination of CN formation rate in a $CO-N_2$ mixture [C] // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 1-13.
- [9] PANESI M, MAGIN T E, BOURDON A, et al. Analysis of the FIRE II flight experiment by means of a collisional radiative model [C] // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 1-15.
- [10] SHARMA S P, GILLESPIE W. Nonequilibrium and equilibrium shock front radiation measurements [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1991, 5(3): 257-265.
- [11] PARK C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York: Wiley, 1989.
- [12] PARK C. Rate parameters for electronic excitation of diatomic

- Molecules I. Electron-impact processes [C] // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings. Reston; AIAA, 2008; 1206.
- [13] PARK C. Rate parameters for electronic excitation of diatomic Molecules II. Heavy particle-impact processes [C] // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings. Reston; AIAA, 2008; 1446.
- [14] TEULET P, SARRETTE J P, GOMES A M. Calculation of electron impact inelastic cross sections and rate coefficients for diatomic molecules. application to air molecules [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 1999, 62 (5): 549-569.
- [15] JOHNSTON C O. Nonequilibrium shock-layer radiative heating for earth and titan entry [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2006; 116-126.
- [16] 吴杰, 董雁冰. 热力学非平衡分子辐射中的重粒子影响 [J]. 红外与激光工程, 2012, 41(11): 2981-2985.
- WU J, DONG Y B. Impact of heavy particles in radiation from thermally nonequilibrium molecules [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(11): 2981-2985 (in Chinese).
- [17] ARNOLD J O, WHITING E E, LYLE G C. Line-by-line calculation of spectra from diatomic molecules and atoms assuming a voigt line profile [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 1969, 9(6): 775-798.

作者简介:

吴杰 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 高温气体辐射光谱建模。

余西龙 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 激光光谱诊断技术、高焓非平衡流动。

段然 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 红外辐射数值分析。

Influence of excitation and transition rates on ultraviolet radiation of thermal nonequilibrium nitrogen

WU Jie^{1,2,3}, YU Xilong^{1,2,*}, DUAN Ran³, ZHU Xijuan³, LI Xia³, MA Jing³

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Science and Technology on Optical Radiation Laboratory, Beijing 100854, China)

Abstract: Based on the collision-radiation (CR) model of nitrogen, the distribution of the electronic energy levels of N_2 and N_2^+ molecules in the hypersonic flow shock wave with velocity 6.2 km/s and initial pressure 133 Pa is calculated. The effects of different excitation and transition rate models on the electronic energy level distribution and the radiation spectrum simulation are analyzed. A line-by-line method is carried out to simulate the radiation spectrum of the thermal nonequilibrium region and the equilibrium region in the 300 – 440 nm, which are compared with the experimental measurement spectra of the shock tube. It is found that the current excitation and transition rates all have deviations, and the CR model that integrated the Einstein coefficient of Park model and the collision excitation rate of the Johnston model can gain the radiation spectrum which is the closest to the experimental results.

Keywords: nitrogen; thermal nonequilibrium; collision radiation (CR) model; ultraviolet radiation; excitation rate

Received: 2018-06-27; Accepted: 2018-10-17; Published online: 2018-11-21 13:56

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.0947.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11872368)

* Corresponding author. E-mail: xlyu@imech.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0401

循环电载荷下大功率 LED 金引线疲劳 断裂寿命预测



樊嘉杰^{1,2,*}, 李磊², 钱诚³, 胡爱华⁴, 樊学军⁵, 张国旗⁶

- (1. 河海大学 机电工程学院, 常州 213022; 2. 常州市武进区半导体照明应用技术研究院, 常州 213161;
3. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 4. 福建鸿博光电科技有限公司, 福州 350008;
5. 美国拉玛尔大学 机械工程系, 博蒙特 77710; 6. 荷兰代尔夫特理工大学 EEMCS 学院, 代尔夫特 2628)

摘 要: 随着大功率发光二极管(LED)在照明领域的普及与广泛应用,可靠性逐渐成为研究的重点。大功率 LED 封装器件中金引线疲劳断裂失效一直是制约其可靠性的重要因素。通过针对大功率 LED 封装器件中的金引线力学仿真与功率循环试验相结合的方法,首先确定循环电载荷条件下该型 LED 的主要失效原因为金引线疲劳断裂,其次提出基于电流加速模型的加速因子提取方法和基于应变幅值的 Coffin-Manson 解析寿命预测方法,最终完成对 LED 金引线疲劳断裂寿命的预测和试验验证。研究结果表明:所提方法具有较高的寿命预测精度,可以满足大功率 LED 封装器件可靠性快速、准确评估的要求。

关键词: 大功率发光二极管(LED); 金引线; 疲劳断裂; 寿命预测; 可靠性

中图分类号: TN312.8

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0478-08

凭借高光效、小体积、长寿命、响应迅速与运行稳定等优点,大功率发光二极管(LED)已经在照明领域得到了广泛研究与应用。LED 的可靠性也逐渐成为一个研究关注的重点^[1]。LED 的可靠性问题主要表现为封装器件失效,常见失效原因有引线断裂、电迁移、扩散孔洞、芯片分层、芯片断裂、荧光材料及封装材料失效等^[2]。目前,LED 寿命预测及可靠性评估方法的研究进展严重滞后于产品发展和市场需求,已成为制约其在照明行业发展的一个关键科学问题。根据一项调查显示,常见正装半导体封装器件中的引线键合失效率达 49%。因此,建立引线失效寿命预测方法已经成为大功率 LED 封装器件和系统可靠性

研究的重要方向之一。

在半导体封装器件引线失效预测方面,国内外开展的理论模型研究主要包括:电-热几何模型、疲劳损伤分析模型和寿命预测模型三大方面^[3]。在电-热几何模型方面,相关研究发现,引线几何形状不同,产生的疲劳区域会不同,从而影响器件整体寿命^[4],且从概率统计角度也发现,器件受几何形状的影响较大^[5]。在疲劳损伤分析模型方面,由于热循环产生的应力对器件疲劳损伤影响较大^[6],因此相关研究运用有限元计算和近红外测试^[7]及热阻抗计算等方法^[8]进行热分析,然后通过得到的温度场计算应力应变,再根据相应寿命预测模型推算寿命。研究发现,在热

收稿日期: 2018-07-02; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-29 14:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181127.1319.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51805147,61673037); 江苏省“六大人才高峰”高层次人才项目(GDZB-017); 中央高校基本科研业务费专项资金(2017B15014); 国家国际科技合作专项(2015DFT10110)

* 通信作者. E-mail: jiajie.fan@hhu.edu.cn

引用格式: 樊嘉杰, 李磊, 钱诚, 等. 循环电载荷下大功率 LED 金引线疲劳断裂寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 478-485. FAN J J, LI L, QIAN C, et al. Fatigue fracture lifetime prediction for gold bonding wires of high-power LED under cyclically electrical loading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 478-485 (in Chinese).

循环载荷下,引线根部为应力集中区域,最易发生疲劳损伤^[9],科研人员提出了一些传统高周疲劳损伤模型以及时间速率敏感的时域模型用于寿命预测^[10-11]。在寿命预测模型方面,主要有基于温度加速试验的 Arrhenius 预测模型^[12]和基于应力-应变的 Coffin-Manson 模型 2 种,其中应力-应变法又分为有限元法和解析法^[13]。有限元法较依赖 Coffin-Manson 准则校准程度。研究发现,通过试验数据来校准会使预测结果更准确^[14]。例如,通过体积平均累积塑性应变和损伤数据来校准该模型^[15],但老化试验费时费力。因此,相关研究提出若不考虑二次硬化和动态重结晶^[16],可采用一种材料依赖的损伤裂纹扩展模型在规律时间间隔点估计界面损伤状态^[17],从而省却一些不必要的老化试验。而解析法计算量小,准确度取决于材料应力-应变关系是否合理。但两者在特定条件下可以达到同样的预测精度。

本文以“数学建模-物理分析-试验设计-案例验证”并行的研究方法展开具体研究。首先,根据设计 LED 的加速循环电荷载老化试验,提出了一种基于电流加速模型的加速因子提取方法;其次,从加速寿命与引线应变幅的关系入手,基于仿真模拟方法得到加速电流应力条件下 LED 金引线的平均失效时间与应变幅的关系;最终,基于修正 Coffin-Manson 模型完成对 LED 金引线疲劳断裂失效寿命的预测和试验验证。

1 基于电流加速模型的寿命预测

传统寿命预测模型是通过加速寿命与加速因子相乘得到的。加速因子的准确性依赖于加速因子提取公式是否合理,以及各影响系数的准确度。因此,传统加速因子提取的准确性一般不高,而加速寿命则由试验获得,其准确性较高。本节遵循“老化机理不变原则”设计了 3 种加速电流应力的 LED 加速寿命测试试验,提出电流加速模型提取电流加速因子,预测 LED 额定电流条件下的使用寿命。

1.1 电流加速模型及加速因子提取

基于传统电压加速模型计算加速因子的方法如下:

$$AF(V) = \exp(Z |V_t - V_u|) \quad (1)$$

式中:AF 为加速因子;Z 为电压影响系数; V_t 为测试状态下的电压值, V_u 为参考工作状态下的电压值,V。

由于该模型多用于普通电子器件加速因子的粗略估算,精度不高。作为本文研究对象的 LED

通常为恒流驱动元件,其工作压降变化较小,因此电压不宜作为加速条件。因此,LED 的功率循环测试通常是指电流载荷循环变化测试过程。在此过程中,输入电功率部分转化为光,部分转化为热,而热变化引起黏弹体对引线应力的影响也发生了变化。因此,本文综合考虑以上因素,提出对传统电压加速模型进行修订。

首先,根据二极管的 $I-V$ 方程,即

$$I = I_s \left[\exp\left(\frac{qv}{nKT}\right) - 1 \right] \quad (2)$$

式中: I 为正向电流; I_s 为反向饱和电流; v 为正向偏压; q 为电子电荷; K 为玻尔兹曼常量; T 为开氏温度; n 为理想因子,当反向饱和电流较小时,该值可通过 $I-V$ 曲线截距获得,本文根据测得样品 $I-V$ 曲线取截距值得到 $n = 2.67$ 。当环境温度为 105°C 时, $KT/q = 0.03237\text{ V}$ 。

由于本次试验中 LED 外加电压量级大于 10^{-1} ,且需要考虑内阻,因此整体压降为

$$V_F = R_s I + v \quad (3)$$

式中: R_s 为 LED 内阻。

综合式(2)、式(3)可得整体器件压降 V_F 为^[18]

$$V_F = R_s I + \frac{(\ln I - \ln I_s) nKT}{q} \quad (4)$$

反向饱和电流 I_s 通常与二极管 PN 结种类以及温度有关^[19],与正向电流无关,根据式(4)可得

$$V_{F1} - V_{F0} = R_s (I_1 - I_0) + \frac{MnKT}{q} \quad (5)$$

$$M = \ln I_1 - \ln I_0 + \ln I_{s0} - \ln I_{s1} \quad (6)$$

式中: V_{F1} 为压力电压; V_{F0} 为参考电压; I_1 为压力工作电流; I_0 为参考工作电流; I_{s1} 为芯片在压力电流工作条件下达到的温度对应的反向饱和电流; I_{s0} 为芯片在参考电流工作条件下达到的温度对应的反向饱和电流。

结合式(1)可得

$$AF(V_{F1}) - AF(V_{F0}) = \exp\left(Z \left| R_s (I_1 - I_0) + \frac{MnKT}{q} \right| \right) \quad (7)$$

再将式(7)改写为

$$AF(V_{F1}) - AF(V_{F0}) = \exp\left(\frac{|M|nKT}{q}\right) \cdot \exp(ZR_s |I_1 - I_0|) \quad (8)$$

令 $AF(I) = D(AF(V_{F1}) - AF(V_{F0}))$, 则

$$AF(I) = D \exp\left(\frac{|M|nKT}{q}\right) \exp(ZR_s |I_1 - I_0|) \quad (9)$$

综合式(8)和式(9)可知,前者为两电压加速因子的差值,后者为电流加速因子值。因此要使两式相等,必须引入比例系数 D ,用以表征电流加速因子与电压加速因子之间关系的常数。

由于电流变化会引起LED结温变化,而温度变化又会引起反向饱和电流的变化,因此在给定电流下的LED正向压降并不相同。本文引入电压修正系数 Z_x 修正电压变化引起的误差。

$$Z_x = \exp\left(\frac{|M|nKT}{q}\right) \quad (10)$$

则式(9)可简写为

$$AF(I) = DZ_x \exp(ZR_s |I_1 - I_0|) \quad (11)$$

式(11)即为本文最终改进后的电流加速因子提取模型。

虽然反向饱和电流与正向电流无关,但LED生成的热会影响反向饱和电流,因此本文测试反向饱和电流时,采用让样品在各种压力电流下稳定工作一段时间,然后迅速加反向电压来获取反向饱和电流值。表1为3种正向电流条件下的测试结果。

本文分别通过控制电流和电压,对样品做加速试验,记录参考电流以及电压下的寿命值为317 s;然后分别增加样品工作电流为0.1 A和工作电压为0.1 V时,记录寿命分别为153 s和264 s。假设参考电流或电压下的加速因子为1,则增加0.1 V或0.1 A后的加速因子分别为1.20和2.07。此时电流加速因子和电压加速因子与参考加速因子之差的比率 D 为10.04。本文取近似值 $D=10$ 为比例系数。

Z 为电压影响系数,即式(1)描述曲线中每一点切线斜率。本文将式(1)近似为三段线,如图1所示,图中端点横坐标依次为实测参考电流和3种压力电流对应的电压值,纵坐标为通过老化试验获得的加速因子,则3种压力电压下 Z 可近似为每段线斜率,即1.61、8.65、9.76。将表1数据代入式(6)和式(10)计算可得:3种正向电流(800、900、1000 mA)加速应力条件下的修正系数 $Z_x = 3.97, 3.76, 3.65$ 。其中,参考额定工作电流为700 mA。

表1 三种正向电流条件下的测试结果

Table 1 Test results under conditions of three forward currents

正向电流 I/mA	器件内阻 R_s/Ω	压力反向 饱和电流 $I_{s1}/(10^{-9} A)$	参考反向 饱和电流 $I_{s0}/(10^{-10} A)$	理想 因子 n
800	4.78	1.4	2	2.67
900	4.37	2.3	2	2.67
1000	4.04	2.9	2	2.67

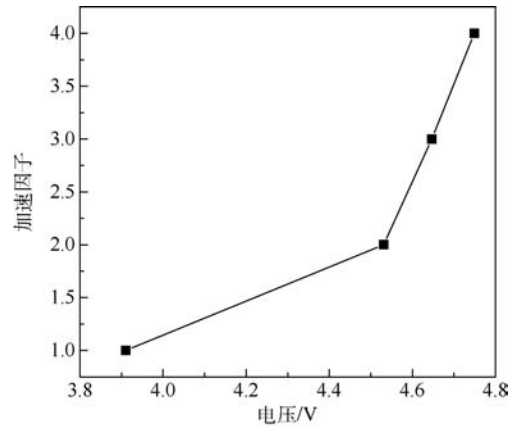


图1 基于电压加速模型的加速因子提取

Fig. 1 Extracted acceleration factors based on voltage acceleration model

将试验测试数据代入修正模型式(11)可以得到,电流800 mA时的加速因子为 $AF_{800} = 4.65$;900 mA时的加速因子为 $AF_{900} = 21.24$;1000 mA时的加速因子为 $AF_{1000} = 68.31$ 。

1.2 功率循环老化试验

如图2所示,本文选用1 W大功率正装封装LED为研究对象,其额定工作电流为700 mA。引线为30 μm 的金线,连接芯片和电极,并被硅胶(无荧光粉)包裹。

本文采用功率循环老化试验对试验样品进行加速老化测试。试验平台如图3所示,该平台由3台功率循环电源与配套夹具、3台电压巡检仪、1台PC和1台恒温箱组成。每台功率循环电源可分别为30个样品单独供电。装载样品的夹具放置于高温恒温箱中。夹具与功率循环电源之间为电源线连接,夹具与电压巡检仪之间为数据线

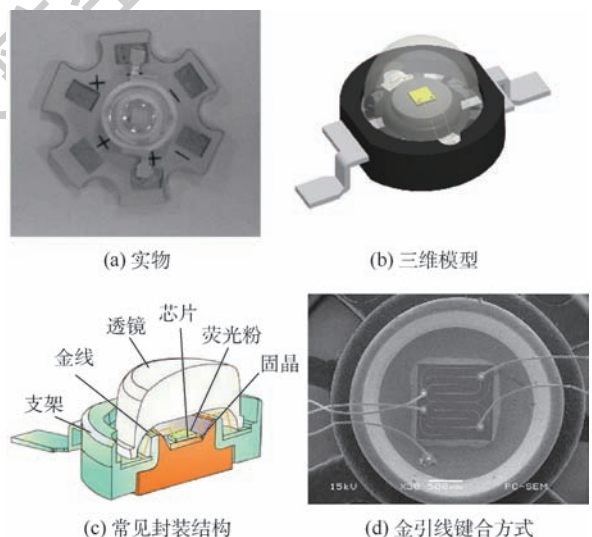


图2 本文所选大功率LED样品

Fig. 2 High-power LEDs used in this paper



图3 LED功率循环老化试验平台装置图

Fig. 3 Power cycling aging test platform for LEDs

连接。本文通过电压巡检仪采集每颗LED的正向电压信号,通过正向电压信号判断和记录LED的失效时间。为了保证每个样品的老化条件和负载条件一致,每个样品均为并联单独供电,若有样品失效也不会影响其他样品的电驱动参数。本次试验样品总共为60颗,分为4组不同电流条件,分别为参考额定工作电流700 mA下和加速条件800、900、1000 mA下各15颗。恒温箱温度设定为105℃,功率循环电源的循环周期设置为1 s。

1.3 实测失效寿命和加速寿命预测结果对比

据试验统计,700、800、900和1000 mA四种电流条件下的样品失效模式均为引线断裂。依据电压巡检仪记录数据可统计得到4种试验条件下63%样品失效的平均失效时间分别为1765、400、82和26 h。如表2所示,根据1.1节计算得到的加速因子可得额定工作电流条件下的3个预测寿命值。将其与试验统计寿命值比较,绝对误差分别为5.38%、1.30%和0.62%。由此可见,本文针对功率循环下大功率LED金引线失效模式提出的电流加速模型预测精度较高。

表2 加速寿命测量结果和预测结果对比

Table 2 Comparison of accelerated lifetime testing results and prediction results

正向电流/ mA	63% 平均失效 时间/h	加速 因子	预测 寿命/h	700 mA 试验寿命/h	绝对 误差/%
800	400	4.65	1860	1765	5.38
900	82	21.24	1742	1765	1.30
1000	26	68.31	1776	1765	0.62

2 基于 Coffin-Manson 的寿命预测

金引线失效是正装大功率LED器件失效的主要原因之一,其中以引线断裂和焊点脱落2种

情况最为常见。功率循环测试使得LED样品封装材料的温度随之发生循环变化,不同温度下硅胶会处于不同的力学状态而产生较大的热应力变化。本节首先通过仿真模拟计算应力分布,找到最可能失效的部位与方式;然后,基于Coffin-Manson模型预测失效寿命,并与试验测量结果进行对比;最后,通过失效分析手段观察1.2节试验中失效样品的引线断裂情况,并与仿真模拟结果进行对比。

2.1 有限元模型构建

由图4可知,大功率LED的模型主要由塑料壳、硅胶、金线、电极、芯片、热沉等组成。塑料壳的材料为环氧树脂;LED芯片材料简化为蓝宝石(氧化铝);封装硅胶为黏弹性材料;热沉、芯片和电极材料为线性材料;金线的直径为30 μm。如图4所示,本文采用1/4模型来减小计算量,对重点研究部位即硅胶与金线进行非线性参数设定。设定外表面空气自然对流系数为6 W/(m²·℃),对称面绝热,底部施加固定约束。

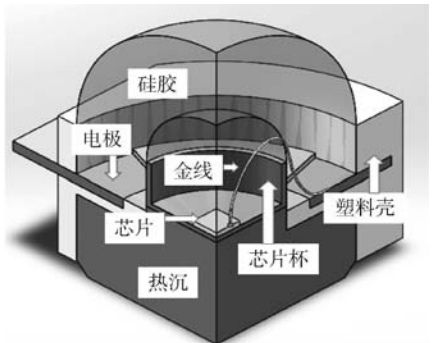


图4 大功率LED的仿真模型

Fig. 4 Simulation model of high-power LED

2.2 非线性材料参数设定

金引线设定为双线性各向同性强化材料,

其屈服准则服从 von Mises 准则, 屈服强度为 32.7 MPa, 切线模量为 0.6×10^3 MPa。由动态热机械分析 (DMA) 方法测得硅胶的黏弹性参数, 得到剪切松弛储能模量主曲线和体积松弛储能模量主曲线, 然后采用广义麦克斯韦模型 (Prony 级数) 拟合得到有限元仿真需要的松弛时间、剪切松弛系数、体积松弛系数。松弛储能模量 $E(t)$ 用 Prony 级数表示^[20] 为

$$E(t) = 0.705886 + 0.168169e^{-\frac{t}{30130.7}} + 0.098714e^{-\frac{t}{3013.07}} + 1.930384e^{-\frac{t}{301.307}} \quad (12)$$

2.3 载荷与边界条件设定

如图 5 所示, 本文选取功率加载间隔为 1 s, 即通电 1 s、断电 1 s, 峰值电流载荷分别为 700、800、900 和 1000 mA。芯片的发热功率值由电功率除去积分球测得的光功率得到, 再将芯片的发热功率转换成单位体积下的热功率加载到芯片上, 进行功率循环模拟。模拟环境温度设定为 105℃。

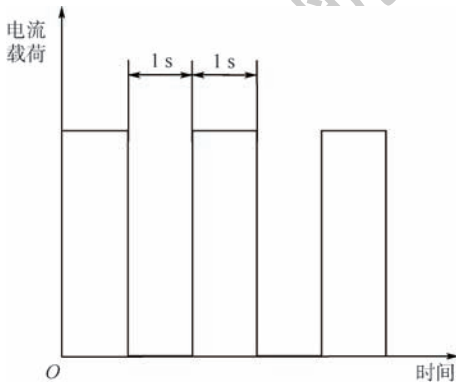


图 5 功率循环载荷示意图

Fig. 5 Schematic of power cycling loading

2.4 金引线应力分布仿真结果

基于局部应变法的疲劳寿命预测是将疲劳寿命估算建立在应力集中部位的应力和应变局部估算上^[21]。因此, 可以认为引线是在此处断裂而导致整个器件失效的。对于大功率 LED 正装封装结构来说 (见图 2(c)), LED 芯片在功率循环载荷下周期性产热, 产生的热量部分传导至硅胶, 从而在硅胶内部产生一个周期变化的温度场。由于硅胶的材料表现为黏弹性, 且弹性模量远小于引线, 因此引线的受力主要是由硅胶发生形变导致的。图 6 为在加速电流 1000 mA、环境温度 105℃ 条件下的金引线应力分布仿真。结果显示, 引线最大 von Mises 应力出现在与芯片连接一端的根部位置。

为了验证仿真结果, 本文将该加速老化条件下

的失效样品取出, 通过 X-RAY 检测 (见图 7(a)) 发现引线跟芯片连接根部位置有明显褶皱痕迹。因此, 可以判断此处应力变化较明显, 是最可能产生断裂的位置。同时, 采用封装硅胶溶解剂除掉引线周围的硅胶, 再通过光学显微镜可以直观地观察到引线断裂的位置和状态。如图 7(b) 所示, 金引线断裂位置与仿真结果非常相似, 出现在与芯片连接一端的根部附近。

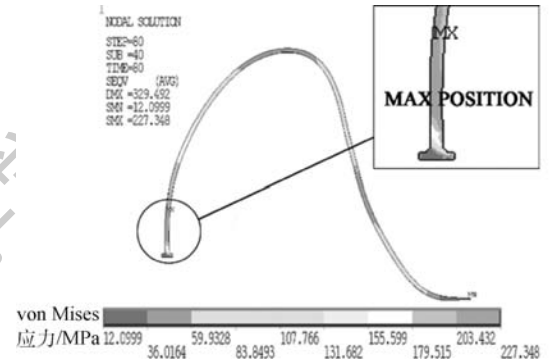
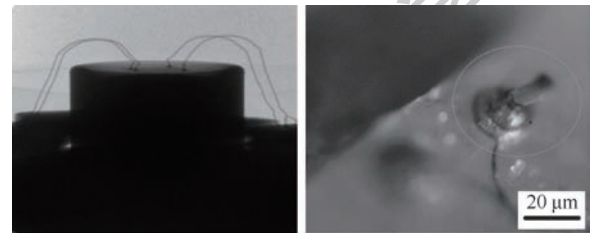


图 6 功率循环测试后金引线的 von Mises 应力仿真分布

Fig. 6 Simulated von Mises stress distribution of gold bonding wire after power cycling test



(a) 金引线应力分布 (b) 引线断裂位置

图 7 功率循环测试后 LED 失效样品图

Fig. 7 Failed LED sample after power cycling test

2.5 金引线疲劳断裂寿命预测结果

19 世纪 60 年代, Manson 和 Coffin 在研究金属材料疲劳过程发现, 塑性应变幅的对数与疲劳载荷反向次数的对数存在线性关系, 提出了一种以塑性应变幅为参量的疲劳寿命描述法^[22]。这就是著名的 Coffin-Manson 低周疲劳模型, 是一个建立于大量试验数据基础上的经验公式。

本文对 4 种电流载荷条件做了金引线的塑性应变仿真计算, 并将得到的应变幅汇总, 如图 8 所示。可知, 随着时间增加, 应变幅增大后趋于稳定; 随着电流增加, 引线最大应变幅也在增加。

由于大电流条件下引线为应变疲劳, 因此采用 Coffin-Manson 寿命预估模型方程^[23], 计算引线疲劳失效平均寿命, 公式如下:

$$N_f = C_1 (\Delta \epsilon_p)^{-C_2} \quad (13)$$

式中: $\Delta\varepsilon_p$ 为引线应变幅值; N_f 为疲劳寿命。本文以800、900和1000 mA电流条件下的3组加速失效寿命数据拟合 Coffin-Manson 关系式,拟合结果为 $C_1 = 1.99 \times 10^{-37}$, $C_2 = 12.38$ 。将系数代入式(13),计算出700 mA电流条件下的预测寿命。结果如表3所示,样品在700 mA额定工作电流条件下金引线的疲劳寿命仿真预测值与实测值的误差为6.912%,预测精度较高。

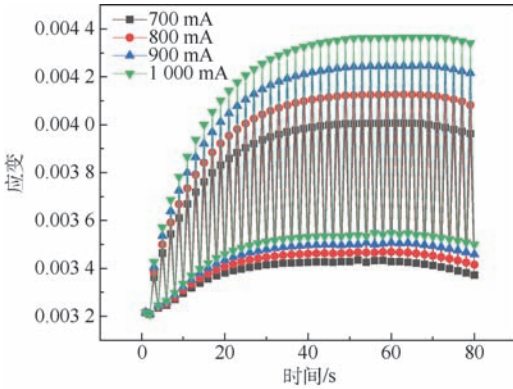


图8 不同电流条件下金引线的塑性应变变化过程

Fig.8 Changing process of plastic strain of gold bonding wire under different current conditions

表3 基于仿真的金引线疲劳寿命预测结果

Table 3 Gold bonding wire fatigue lifetime prediction results based on simulations

电流/mA	应变幅	实测寿命/h	预测寿命/h	误差/%
700	0.000590	1765	1887	6.912
800	0.000667	400		
900	0.000757	82		
1000	0.000840	26		

3 结论

本文针对大功率正装LED封装的金引线失效,以“数学建模-物理分析-试验设计-案例验证”相结合的方式,分别提出基于电流加速模型和 Coffin-Manson 模型2种寿命预测方法。研究结果表明:

1) 结合设计相关试验与加速测试对传统电压加速模型进行修正,据此提出电流加速模型并提取加速因子,预测额定工作电流条件下金引线失效寿命值与试验测量值之间的平均误差为2.43%。

2) 通过研究样品失效机理,发现采用循环电载荷下金引线的失效机理为应变疲劳断裂,本文采用表征应变幅与寿命关系的 Coffin-Manson 模型,并基于加速测试条件下仿真计算的应变幅和对应老化试验寿命拟合模型系数,最终得到额定

工作电流条件下金引线失效寿命的仿真预测值与实际测量值对比,误差为6.912%。由此可见,本文提出的2种方法均有较高的预测精度,能实现LED寿命及可靠性的快速、准确评估。

参考文献 (References)

- [1] VAN DRIEL W D, FAN X J. Solidstate lighting reliability: Components to systems[M]. Berlin:Springer,2012.
- [2] CHANG M H, DAS D, VARDE P V, et al. Light emitting diodes reliability review [J]. Microelectronics Reliability, 2012, 52 (5):762-782.
- [3] 鲁光祝. IGBT功率模块寿命预测技术研究[D]. 重庆:重庆大学,2012.
LU G Z. Lifetime prediction for IGBT power module [D]. Chongqing: Chongqing University, 2012 (in Chinese).
- [4] MERKLE L, KADEN T, SONNER M, et al. Mechanical fatigue properties of heavy aluminium wire bonds for power applications [C] // Electronics System-Integration Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1363-1368.
- [5] HU J M, PECHT M, DASGUPTA A. A probabilistic approach for predicting thermal fatigue life of wire bonding in microelectronics [J]. Journal of Electronic Packaging, 1991, 113 (3): 275-285.
- [6] HUA Y, LIN M, BASARAN C. Failure modes and FEM analysis of power electronic packaging [J]. Finite Elements in Analysis & Design, 2002, 38 (7): 601-612.
- [7] SPENCER M L, LORENZ R D. Analysis and in-situ measurement of thermal-mechanical strain in active silicon power semiconductors [C] // Industry Applications Society Meeting. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1465-1471.
- [8] 李志星, 张鑫宇, 平恩顺. 基于 PFA 的 IGBT 键合线失效机理及寿命预测 [J]. 半导体技术, 2013, 38 (9): 63-66.
LI Z X, ZHANG X Y, PING E S. Failure mechanism and lifetime forecasting based on PFA for bonding wire in IGBT [J]. Semiconductor Technology, 2013, 38 (9): 63-66 (in Chinese).
- [9] 姚二现, 庄伟东, 常海萍. IGBT 模块功率循环疲劳寿命预测 [J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2013, 31 (2): 12-17.
YAO E X, ZHUANG W D, CHANG H P. Power cycle fatigue lifetime prediction of IGBT module [J]. Electronic Product Reliability & Environmental Testing, 2013, 31 (2): 12-17 (in Chinese).
- [10] YANG L, AGYAKWA P A, JOHNSON C M. A time-domain physics-of-failure model for the lifetime prediction of wire bond interconnects [J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51 (9-11): 1882-1886.
- [11] BIELEN J, GOMMANS J J, THEUNIS F. Prediction of high cycle fatigue in aluminum bond wires: A physics of failure approach combining experiments and multi-physics simulations [C] // International Conference on Thermal, Mechanical and Multiphysics Simulation and Experiments in Micro-Electronics and Micro-Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1-7.
- [12] MATSUNAGA T, UEGAI Y. Thermal fatigue life evaluation of aluminum wire bonds [C] // Electronics Systemintegration Tech-

- nology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 726-731.
- [13] HAGER C, STUCK A, TRONEL Y, et al. Comparison between finite-element and analytical calculations for the lifetime estimation of bond wires in IGBT modules [C] // 12th International Symposium on Power Semiconductor Devices and ICs. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000: 291-294.
- [14] CIAPPA M, FICHTNER W. Lifetime prediction of IGBT modules for traction applications [C] // IEEE International Proceedings on Reliability Physics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000: 210-216.
- [15] ZHANG S U, BANG W L. Fatigue life evaluation of wire bonds in LED packages using numerical analysis [J]. Microelectronics Reliability, 2014, 54(12): 2853-2859.
- [16] AGYAKWA P A, CORFIELD M R, YANG L, et al. Microstructural evolution of ultrasonically bonded high purity Al wire during extended range thermal cycling [J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51(2): 406-415.
- [17] YANG L, AGYAKWA P A, JOHNSON C M. Physics-of-failure lifetime prediction models for wire bond interconnects in power electronic modules [J]. IEEE Transactions on Device & Materials Reliability, 2013, 13(1): 9-17.
- [18] 林亮, 陈志忠, 童玉珍, 等. GaN 基大功率倒装焊蓝光 LED 的 I-V 特性研究 [J]. 半导体光电, 2007, 28(6): 766-768.
LIN L, CHEN Z Z, TONG Y Z, et al. Research on current-voltage characteristics of GaN-based high power flip-chip blue LED [J]. Semiconductor Optoelectronics, 2007, 28(6): 766-768 (in Chinese).
- [19] 李炳乾, 布良基, 甘雄文, 等. LED 正向压降随温度的变化关系研究 [J]. 光子学报, 2003, 32(11): 1349-1351.
LI B Q, BU L J, GAN X W, et al. Research on the relationship of the change in forward voltage with temperature of light emitting diode [J]. Acta Photonica Sinica, 2003, 32(11): 1349-1351 (in Chinese).
- [20] 唐红雨, 杨道国, 张国旗, 等. 硅胶粘弹性对大功率 LED 可靠性的影响 [J]. 电子元件与材料, 2013, 32(9): 51-55.
TANG H Y, YANG D G, ZHANG G Q, et al. Influences of viscoelasticity of silicone on the reliability of high power light emitted diode [J]. Electronic Components & Materials, 2013, 32(9): 51-55 (in Chinese).
- [21] 董月香. 疲劳寿命预测方法综述 [J]. 大型铸锻件, 2006(3): 39-41.
DONG Y X. General description of the fatigue life prediction method [J]. Heavy Casting and Forging, 2006(3): 39-41 (in Chinese).
- [22] 郑战光, 蔡敢为, 李兆军, 等. 基于损伤力学阐释 Manson-Coffin 低周疲劳模型 [J]. 中国机械工程, 2011, 22(7): 812-814.
ZHENG Z G, CAI G W, LI Z J, et al. Interpretation of Manson-Coffin model of low cycle fatigue based on damage mechanics [J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22(7): 812-814 (in Chinese).
- [23] ZHANG B, TAO G. An improved Coffin-Manson model for mid-power LED wire-bonding reliability [C] // IEEE International Symposium on the Physical and Failure Analysis of Integrated Circuits. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 78-82.

作者简介:

樊嘉杰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机械电子器件及系统故障诊断和预测、半导体照明系统可靠性评估、第三代半导体封装及组装工艺等。

Fatigue fracture lifetime prediction for gold bonding wires of high-power LED under cyclically electrical loading

FAN Jiajie^{1,2,*}, LI Lei², QIAN Cheng³, HU Aihua⁴, FAN Xuejun⁵, ZHANG Guoqi⁶

- (1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Hohai University, Changzhou 213022, China; 2. Changzhou Institute of Technology Research for Solid State Lighting, Changzhou 213161, China; 3. School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 4. Fujian Hongbo Opto-Electronics Technology Co., Ltd., Fuzhou 350008, China; 5. Department of Mechanical Engineering, Lamar University, Beaumont 77710, USA; 6. EEMCS Faculty, Delft University of Technology, Delft 2628, Netherlands)

Abstract: With the popularity and widespread application of high-power light-emitting diode (LED) in lighting industry, its reliability has gradually become one of research focuses. The failure of gold bonding wires in the traditional LED package has been a critical bottleneck that restricts its reliability. In this paper, the failure mechanism of LED under cyclically electrical loading is firstly identified through both gold bonding wire mechanical simulation and power cycling test experiment, which is the fatigue fracture of gold bonding wire. Then, two lifetime prediction methods, the acceleration factor extraction method based on current acceleration model and the strain-based Coffin-Manson analytical method, are established and verified with experimental results. The results show that the lifetime prediction accuracy of the proposed methods is high and they can achieve a fast and accurate reliability assessment for high-power LEDs with wire-bonding packaging technology.

Keywords: high-power light-emitting diode (LED); gold bonding wires; fatigue fracture; lifetime prediction; reliability

Received: 2018-07-02; **Accepted:** 2018-10-15; **Published online:** 2018-11-29 14:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181127.1319.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51805147,61673037); the Six Talent Peaks Project of Jiangsu Province, China (GDZB-017); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2017B15014); International S & T Cooperation Program of China (2015DFT10110)

* **Corresponding author.** E-mail: jjajie.fan@hhu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0417

基于 GA-SVM 的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法



孙波¹, 梁勇^{1,*}, 汉牟田², 杨磊¹, 荆丽丽¹, 俞永庆³

1. 山东农业大学 信息科学与工程学院, 泰安 271019; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083;

3. 中国石油化工股份有限公司胜利油田分公司 海洋采油厂, 东营 257237)

摘 要: 针对提高大范围土壤湿度测量精度的问题, 研究了土壤湿度的全球卫星导航系统干涉测量法 (GNSS-IR), 提出了一种基于支持向量机 (SVM) 的土壤湿度反演模型, 利用遗传算法 (GA) 的自动寻优功能寻找 SVM 的最佳参数。结果表明, GA-SVM 模型在测试集上得到的土壤湿度反演值与实测值的平均绝对百分比误差 (MAPE) 仅为 0.69%, 最大相对误差 (MRE) 为 1.22%, 线性回归方程决定系数达到了 0.9569。进一步与统计回归、粒子群优化的 SVM 模型 (PSO-SVM) 及反向传播 (BP) 神经网络方法进行对比, 结果说明: 在样本数目有限的情况下, GA-SVM 方法更适用于土壤湿度的 GNSS-IR 技术反演, 且反演精度较高, 泛化性能良好。

关键词: 土壤湿度; 全球卫星导航系统 (GNSS); 干涉测量法 (IR); 支持向量机 (SVM); 遗传算法 (GA)

中图分类号: P237; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965 (2019)03-0486-07

土壤湿度是全球碳水循环的重要环节, 是量化陆地及大气能量交换的关键参数^[1]。及时、准确地获取农田土壤湿度数据对于在农业生产中进行合理灌溉、减少水资源浪费、降低生产成本和提高农作物产量都是非常重要的。

相比于传统的烘干称重法以及时域反射法 (TDR)、频域反射法 (FDR) 等接触方式获取土壤湿度的方法^[2], 利用全球卫星导航系统反射测量法 (Global Navigation Satellite System Reflectometry, GNSS-R) 技术进行土壤湿度探测是一种新兴的技术手段, 其具有非接触、大面积、实时性、连续性的优点, 近年来受到越来越多的关注。

1993 年, 欧洲航天局 (ESA) 的 Martin-Neira^[3] 首次提出了利用 GNSS-R 信号可以进行海面测高的技术。随后, 科罗拉多大学与美国国家航空航

天局 (NASA) 合作研制了 GNSS-R 接收处理设备, 并开展了一系列机载实验, 探索该技术用于土壤湿度探测的可行性。近年来, Rodriguez-Alvarez 等^[4] 在 GNSS-R 技术的基础上提出可以利用卫星直射信号和多径信号的干涉现象进行土壤湿度探测的方法, 称为干涉图技术 (Interference Pattern Technique, IPT), 也称为全球卫星导航系统干涉测量法 (Global Navigation Satellite System Interferometry and Reflectometry, GNSS-IR)。Larson 等^[5] 指出 GNSS 接收机记录的信噪比 (Signal to Noise Ratio, SNR) 数据受多径信号的影响呈现出衰减振荡特征, 该特征是干涉现象的表现, 其通过实验证明信噪比数据的振荡振幅和相位与土壤湿度有关。Chew 等^[6] 在此基础上建立了信噪比相位和土壤湿度的经验模型, 可以用来反演裸土表层的

收稿日期: 2018-07-11; 录用日期: 2018-10-19; 网络出版时间: 2018-11-19 15:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1636.004.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFC0803104); 北航北斗技术成果转化及产业化资金资助项目 (BARI1709); 山东农业大学一流学科资金 (XXXY201703); 山东农业大学重点培育学科国家自然科学基金申报项目资助计划; 金华市科技特派员项目 (20180109151645582)

* 通信作者. E-mail: yongl@sdau.edu.cn

引用格式: 孙波, 梁勇, 汉牟田, 等. 基于 GA-SVM 的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45 (3): 486-492. SUN B, LIANG Y, HAN M T, et al. GNSS-IR soil moisture inversion method based on GA-SVM [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45 (3): 486-492 (in Chinese).

土壤湿度。2018年,李飞等^[7]对镜面反射点、空间分辨率和土壤探测深度进行了理论分析和公式推导。2018年,严颂华等^[8]探讨了基于信号强度指示器(SSI)数据的土壤水分估算的可行性,并进行了SSI相位估算和原位土壤水分数据记录的实验比较。在植被影响研究方面,张思勃等^[9]考虑小麦不同生长阶段的影响,建立了土壤湿度与信噪比振荡频率和相位的经验模型。

然而,上述经验反演模型的建立均假设土壤湿度与信噪比幅度、相位等观测量呈线性关系,因此模型建立过程多采用传统的一元统计回归方法,其反演结果的相关系数介于0.76~0.90之间^[10-12],反演精度不高。而机器学习等人工智能算法的兴起,使得复杂回归模型的建立成为可能。杨磊等^[13]探索了机器学习方法在GNSS-R土壤湿度技术中的应用,取得了较好的结果。机器学习方法具有黑箱特征,不用指定回归函数的形式,可以进行任意的线性或非线性回归,并且隐含实现了特征提取的环节,可以对土壤粗糙度等引起的噪声进行抑制,在不出现过拟合的情况下,其效果是传统的统计回归方法不可及的。

本文提出使用支持向量机(Support Vector Machine, SVM)这一机器学习方法,进行GNSS-IR土壤湿度反演模型建立,特别地,采用遗传算法(Genetic Algorithm, GA)解决SVM的参数自动优选问题,并通过实测数据处理,证明该方法可取得较好的结果。进一步与统计回归及其他机器学习方法进行比较,证明了GA-SVM方法在同等条件下效果更佳。

1 GNSS-IR 土壤湿度反演原理

相比于传统的GNSS-R反演模式,GNSS-IR模式只采用一根右旋圆极化(Right Hand Circular Polarization, RHCP)天线同时接收GNSS的直反射卫星信号,GNSS发射的信号为RHCP信号,根据电磁波反射理论,当地面为不含磁性成分的土壤介质时,在卫星高度角 θ 较低的情况下,反射信号极性仍以RHCP为主^[14],其场景如图1所示。

在传统的卫星信号接收中,通常把多径反射信号当作干扰进行抑制,但实际上反射信号与反射面的物理特征如土壤湿度具有相关性。由于地基情况下直射跟反射信号频率近似相同,只是传播路径长度不同,因此2个信号可在接收天线处发生较为稳定的干涉现象,形成干涉信号,如图2(a)所示。可以看出,在低高度角时,干涉波动现象十分明显。该信号经接收机接收处理后以信噪比数据

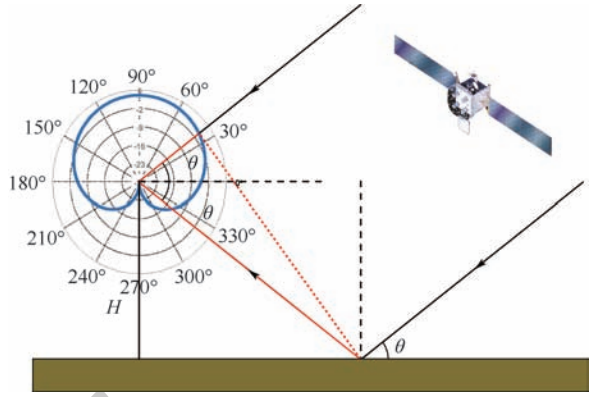


图1 干涉场景

Fig.1 Scenario of interference

的形式呈现出来。信噪比的数学模型^[15]为

$$\text{SNR}^2 = A_d^2 + A_m^2 + 2A_d A_m \cos \psi \quad (1)$$

式中: A_d 、 A_m 分别为直射、反射信号的幅度; ψ 为直射信号和反射信号的相位差。

则有

$$\psi = \varphi_1 + \varphi_0 = \frac{4\pi H}{\lambda} \sin \theta \quad (2)$$

式中: φ_1 为直反射路径差导致的相位差; φ_0 为干涉初始相位; H 为接收机天线的等效高度,其随着电磁波的穿透深度和反射面的介电特性的变化而变化; λ 为GNSS卫星信号的波长。

通过式(2),可以得到多径振荡的频率为

$$f = \frac{d\varphi_1}{dt} = \frac{4\pi H}{\lambda} \cos \theta \frac{d\theta}{dt} + \frac{4\pi H}{\lambda} \sin \theta \frac{dH}{dt} \quad (3)$$

式中: $\frac{d\theta}{dt}$ 和 $\frac{dH}{dt}$ 分别为卫星高度角和天线等效高度相对于时间的变化率。

考虑在每天信噪比观测的几小时时间内,天线等效高度的变化率可以忽略不计,并进一步令 $x = \sin \theta$,式(3)可简化为

$$f = \frac{4\pi H}{\lambda} \quad (4)$$

式(4)说明 H 与 f 成线性关系,天线越高,振荡频率越高。结合式(1)~式(4),将直射信号剔除,只保留与反射面参数有关的多径信号,如图2(a)、(b)所示。该多径信号 SNR_m 可以表示为

$$\text{SNR}_m = A_m \cos(4\pi H \lambda^{-1} \sin \theta + \varphi) \quad (5)$$

式中: φ 为多径信号的初始相位。

通过对 SNR_m 信号进行谱分析,可以获得多径信号的振荡频率 f 和天线等效高度 H ,如图2(c)所示。由于 SNR_m 信号是非均匀采样信号,常规的傅里叶分析并不适用,引入Lomb-Scargle方法^[16]对 SNR_m 进行谱分析,Lomb-Scargle方法能够提供一种针对不均匀采样时间序列的谱幅

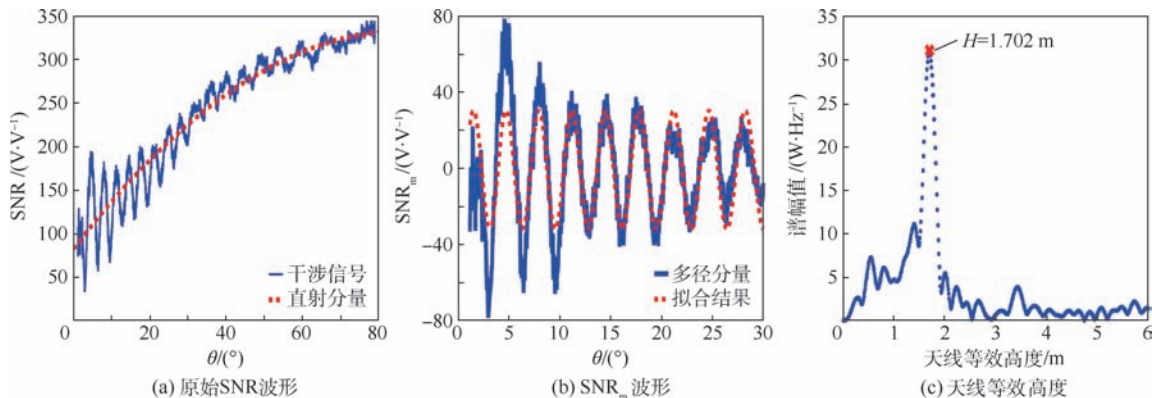


图2 上升段信噪比分析

Fig.2 Ascending SNR analysis

值计算方法,可以处理非均匀采样的信号。

此后通过最小二乘法对 SNR_m 进行拟合,可以得到多径信号的幅度 A_m 和初始相位 φ ,如图2(b)所示,并分别建立振荡频率、幅度、相位和土壤湿度之间的经验模型。

2 GA-SVM 土壤湿度反演模型

文献[10-12]提出建立一元线性回归模型进行土壤湿度的反演,然而考虑到振荡频率、幅度、相位与土壤湿度的相关性,采用多元回归模型可以有效利用特征信息,充分利用它们之间的相关性,提高拟合精度,本文采用非线性 SVM 模型进行土壤湿度的反演研究。

SVM 是 20 世纪 90 年代由 Vapnik^[17] 提出的一种研究小样本、小概率事件的神经网络模型,可以根据有限的样本信息在模型复杂性和学习能力之间寻找最优解,以获得最好的预测精度,其在解决小样本、非线性和高维学习中表现出许多特有的优势,而土壤湿度反演本质上是一个回归问题,适合选用 SVM 算法进行回归分析。

SVM 利用核函数映射的方法,通过非线性映射将已知空间变换到高维空间,从而利用解线

性问题的方法求解非线性问题。本文中采用径向基(Radial Basis Function, RBF)核函数来建立非线性 SVM 模型。RBF 核函数相比于线性核能够处理分类标注和属性的非线性关系,相比于多项式核有更少的参数,同时具有简单实用、普适性好的优点^[18]。并且根据实践证明,SVM 的性能与核函数的参数 g 以及惩罚因子 C 有很大关系,人为规定和调整参数的话,既耗费时间又不能确保预测结果的准确性,因此,本文引入了 GA 对 SVM 回归模型的参数进行自动寻找最优解。

遗传算法是 Holland^[19] 于 1975 年提出的一种基于生物遗传和进化机制的适用于复杂系统优化的自适应概率优化技术。该算法是借鉴进化生物学中遗传、突变、自然选择、杂交等现象而探索出的一种搜索最优解方法,主要包括编码、初始种群、计算适应度以及选择、交叉、变异 3 个基本运算。与传统优化算法相比,GA 寻优具有以下特点:①搜索效率高,以群体为单位,对自变量中所有个体进行并行搜索;②可进行全局最优解搜索,避免陷入局部最优解;③不受目标函数影响,适应性强。

基于 GA-SVM 的 GNSS-IR 土壤湿度反演模型建立过程如图 3 所示。

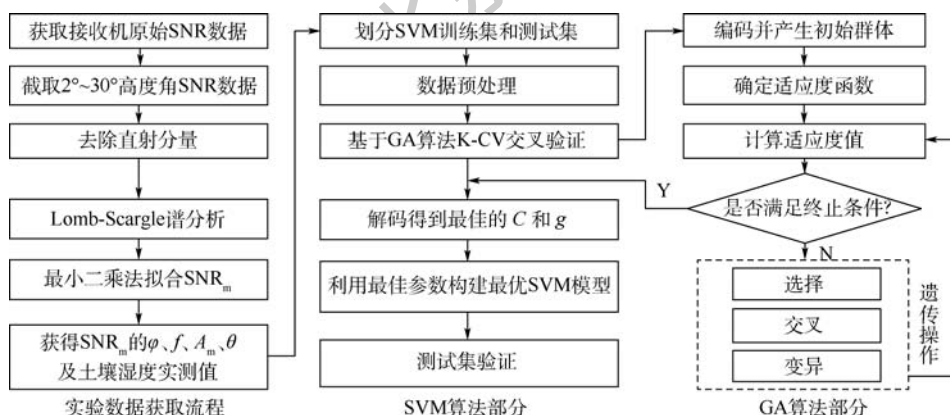


图3 基于 GA-SVM 的 GNSS-IR 土壤湿度反演模型

Fig.3 GNSS-IR soil moisture inversion model based on GA-SVM

3 实验与结果分析

3.1 实验数据采集

实验场地位于法国图卢兹(Toulouse)市拉马斯克雷(Lamasquere)镇的一处农场(北纬 $43^{\circ}29'14.45''$,东经 $1^{\circ}13'44.11''$),实验田种植作物为大豆。2014年2月3日—2014年3月21日进行了为期47 d的土壤湿度探测实验。实验期间该地区正处于冬季,日平均降雨量仅为1.19 mm,地表植被稀少,可以视为裸土,且场地四周无遮蔽。土壤表面均方根高度约为0.02 m,反射区域2~5 cm深度的土壤成分为:沙土18%,粉土41%,黏土41%。使用Leica GR25接收机和AR10基准站天线,同时接收GPS的直射、反射信号,天线的架设高度为1.69~1.70 m,相位中心指向天顶。距离天线相位中心在地表投影约2 m的位置采用填埋方式布置2枚ML3 Theta Probe土壤湿度传感器采集土壤湿度同比数据,2枚传感器深度分别为2 cm和5 cm,精度为 $\pm 1\%$,取样间隔时间为2 min。本文选取干涉现象明显的 $2^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 低高度角的L1波段S1C SNR信号进行土壤湿度反演。

3.2 反演模型建立

3.2.1 样本数据的选取

选取观测效果较好的GPS PRN 12的SNR数据按照第1节的原理进行处理,得到47组与土壤湿度具有相关性的多径信号的初始相位 φ 、振荡频率 f 、幅度 A_m ,结合卫星高度角 θ ,与实测的2 cm与5 cm深度的土壤湿度日平均值形成SVM数据集,这47组数据对应的传感器土壤湿度实测平均值范围为 $23.24\sim 29.45\text{ cm}^3/\text{cm}^3$ 。为了消除各影响因素因类型及量纲不同带来的影响,对输入变量均做归一化处理。将这47组数据按照约3:1的比例划分成训练集与测试集,训练集与测试集互斥,没有交集,将传感器测量的日平均土壤湿度作为SVM的输出。

3.2.2 GA-SVM 模型训练

本文SVM模型选用普适度较好的RBF核函数,并采用GA对其进行参数寻优。为了提高反演模型的精度及泛化能力,对核函数参数 g 和惩罚因子 C 进行优选是关键。GA的相关设置如下:最大进化代数为200,种群数量为20,惩罚因子 C 的取值范围为 $[0,100]$,核函数参数 g 的取值范围为 $[0,1000]$,交叉验证次数 $V=5$ 。寻优过程的适应度曲线如图4所示。可以看出,经过30次进化迭代后,种群最佳适应度基本保持稳定,可以认为近似达到最优解。最终寻优结果为:

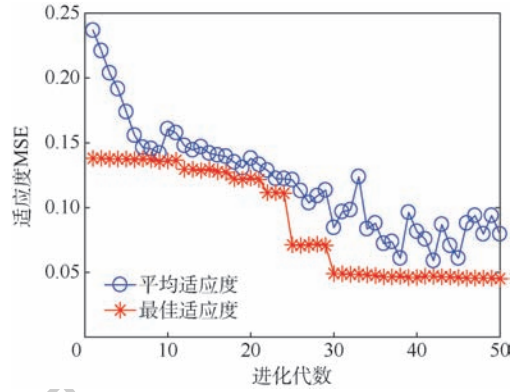


图4 GA-SVM 进化代数曲线

Fig.4 Evolution algebra curves of GA-SVM

$C=3.23$, $g=0.08$,适应度 $MSE=0.045$ 。

3.3 结果分析

将最佳参数 C 和 g 代入SVM模型,选取GPS PRN 12卫星的前35 d数据和土壤湿度真值作为训练集,对后12 d的土壤湿度进行预测反演,所得结果如图5所示。

图5(a)~(c)显示训练样本预测值与土壤湿度实测值具有很好的相关性,误差控制在 $\pm 0.5\text{ cm}^3/\text{cm}^3$ 之内,决定系数 R^2 达到了0.8827。图5(d)~(f)表明利用训练后的GA-SVM模型可以对测试样本进行较好的反演,反演结果接近实测值,反演误差控制在 $\pm 0.3\text{ cm}^3/\text{cm}^3$ 之内,没有出现偏态分布,反演值与实测值的线性回归方程决定系数 R^2 达到了0.9569。在图5(d)~(f)中,还进行了GA-SVM方法与传统的利用SNR频率、幅度、相位的一元线性回归方法的对比,结果表明,本文方法的反演结果更接近实测值,误差较小,相比于单变量反演效果最好的相位反演($R^2=0.8747$),决定系数 R^2 提高了约9.40%,说明GA-SVM优化模型反演精度高,泛化能力较强。

为了进一步验证GA-SVM模型的优越性,在使用同一数据样本的条件下,本文还与粒子群优化的SVM模型(PSO-SVM)、反向传播(BP)神经网络这2种机器学习方法进行了对比,表1给出了对比结果。

通过平均绝对误差、最大相对误差(MRE)、均方根误差(RMSE)、平均绝对百分比误差(MAPE)4项评价指标对表1中3种反演模型的反演结果进行评价对比,对比结果如表2所示。表中: x_i 为实测值; \bar{x}_i 为反演值, $i=1,2,\dots,n$ 。从表1和表2数据对比中可以看出,GA-SVM模型各项误差均较小,效果最好。而BP神经网络误差较大,主要原因为样本数据集较小,神经网络模型容易出现过拟合现象,在测试样本上表现不佳。

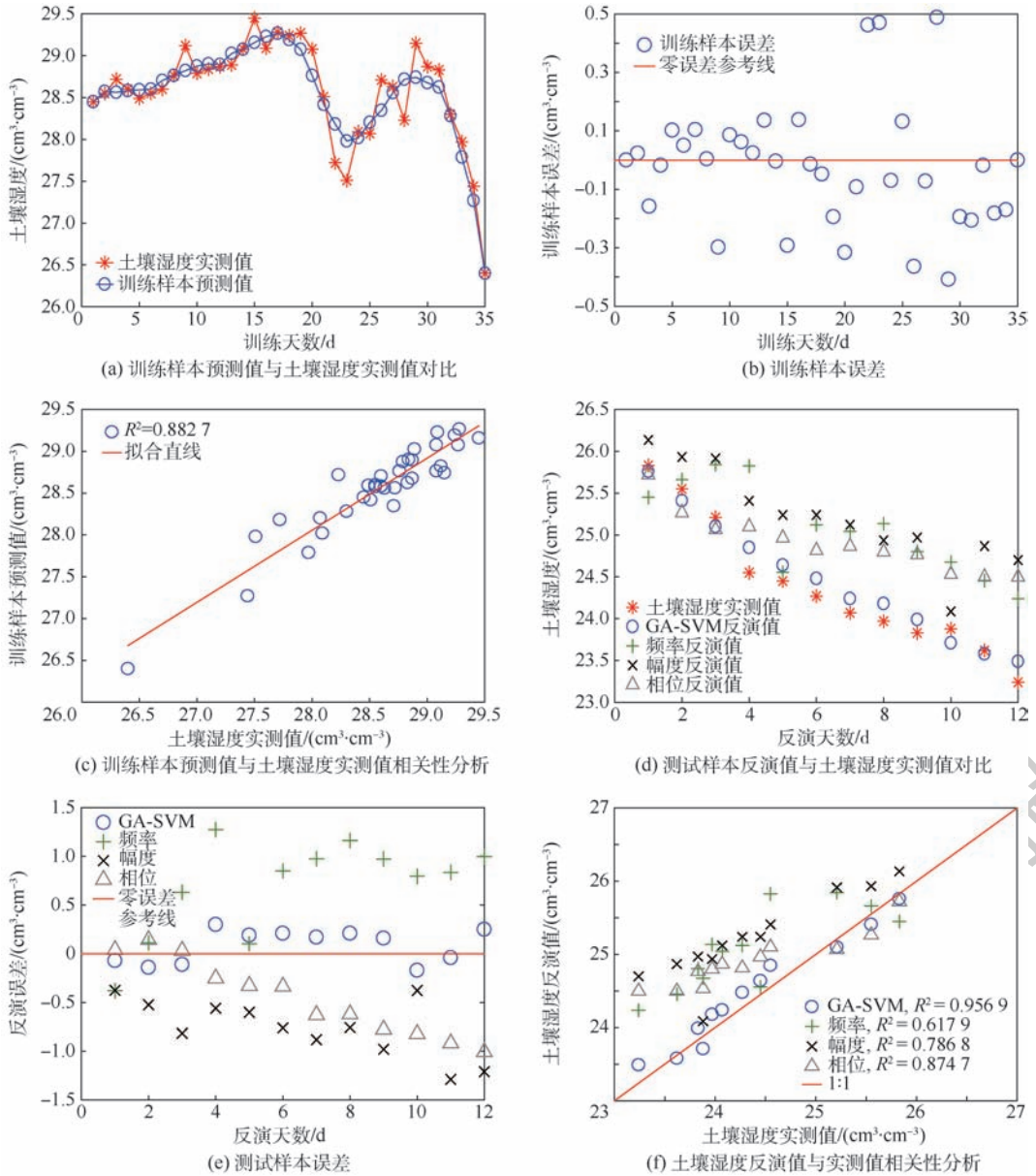


图5 GA-SVM 土壤湿度反演模型结果分析

Fig. 5 Result analysis of GA-SVM soil moisture inversion model

表1 不同土壤湿度反演模型结果比较

Table 1 Result comparison of different soil moisture inversion models

日期	实测值/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	GA-SVM			PSO-SVM			BP 神经网络		
		反演值/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	绝对误差/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	相对 误差/%	反演值/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	绝对误差/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	相对 误差/%	反演值/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	绝对误差/ ($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	相对 误差/%
2014-03-10	25.83	25.76	-0.07	0.27	26.14	0.31	1.20	26.52	0.69	2.67
2014-03-11	25.55	25.41	-0.14	0.55	26.18	0.63	2.47	26.95	1.40	5.48
2014-03-12	25.21	25.10	-0.11	0.44	25.30	0.09	0.36	27.09	1.88	7.46
2014-03-13	24.55	24.85	0.30	1.22	25.72	1.17	4.77	24.95	0.40	1.63
2014-03-14	24.45	24.64	0.19	0.78	25.38	0.93	3.80	24.99	0.54	2.21
2014-03-15	24.27	24.48	0.21	0.87	24.87	0.60	2.47	24.44	0.17	0.70
2014-03-16	24.07	24.24	0.17	0.71	24.24	0.17	0.71	25.23	1.16	4.82
2014-03-17	23.97	24.18	0.21	0.88	23.99	0.02	0.08	25.47	1.50	6.26
2014-03-18	23.83	23.99	0.16	0.67	23.94	0.11	0.46	24.10	0.27	1.13
2014-03-19	23.88	23.71	-0.17	0.71	24.62	0.74	3.10	24.66	0.78	3.27
2014-03-20	23.62	23.58	-0.04	0.17	24.06	0.44	1.86	25.55	1.93	8.17
2014-03-21	23.24	23.49	0.25	1.08	23.62	0.38	1.64	24.36	1.12	4.82

表 2 土壤湿度反演结果评价比较

Table 2 Comparison of soil moisture inversion result evaluation

评价指标	计算方法	GA-SVM	PSO-SVM	BP 神经网络
平均绝对误差/($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i - \bar{x}_i $	0.168	0.466	0.987
最大相对误差/%	$\frac{ x_i - \bar{x}_i _{\max}}{x_i} \times 100$	1.22	4.77	8.18
均方根误差/($\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^{-3}$)	$\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}_i)^2}{n}}$	0.182	0.579	1.144
平均绝对百分比误差/%	$\frac{\sum_{i=1}^n \left \frac{x_i - \bar{x}_i}{x_i} \right }{n} \times 100$	0.69	1.91	4.05

4 结 论

本文提出了基于 GA-SVM 优化模型的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法,给出了数据处理的相关流程,并通过实测数据进行了理论验证,结果表明:

1) 在土壤湿度介于 $23.24 \sim 29.45 \text{ cm}^3/\text{cm}^3$ 范围内,反演值与高精度土壤湿度计测得的实测值的相关度较好,线性回归方程决定系数达到了 0.9569,反演误差控制在 $\pm 0.3 \text{ cm}^3/\text{cm}^3$ 之内。

2) 与传统利用相位等进行一元线性回归的方法相比,决定系数提高了约 9.40%,进一步验证了 GA-SVM 优化模型的有效性。

3) 在相同数据集下,与 PSO-SVM、BP 神经网络的对比结果表明,本文模型各项误差较小,说明其更适用于小样本条件下 GNSS 单天线的土壤湿度反演,具有较好的普适性。

本文为土壤湿度的遥感监测提供了一种新的思路和方法。由于季节所限,本次实验及数据分析都是基于裸土的土壤湿度分析,地表植被和农作物对土壤湿度的影响并未进行修正,这也是后续实验研究的主要内容。

致谢 感谢法国 CESBIO 实验室的 Baup 和 Boniface 博士收集的气象数据,感谢法国图卢兹第三大学的 Roussel 和 Frappart 博士提供的 GNSS 观测数据,同时感谢金华职业技术学院阮宏梁老师在实验中提供的支持。

参考文献 (References)

[1] JACKSON T J, SCHMUGGE J, ENGMAN E T. Remote sensing applications to hydrology: Soil moisture [J]. Hydrological Sci-

ences Journal, 1996, 41(4):517-530.

[2] 严颂华, 龚健雅, 张训械, 等. GNSS-R 测量地表土壤湿度的地基实验 [J]. 地球物理学报, 2011, 54(11):2735-2744.

YAN S H, GONG J Y, ZHANG X X, et al. Ground based GNSS-R observations for soil moisture [J]. Chinese Journal of Geophysics, 2011, 54(11):2735-2744 (in Chinese).

[3] MARTIN-NEIRA M. A passive reflectometry and interferometry system (PARIS) application to ocean altimetry [J]. ESA Journal, 1993, 17(4):331-355.

[4] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Experimental results over a bare soil field [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 47(11):3616-3624.

[5] LARSON K M, SMALL E E, GUTMANN E, et al. Using GPS multipath to measure soil moisture fluctuations: Initial results [J]. GPS Solutions, 2008, 12(3):173-177.

[6] CHEW C C, SMALL E E, LARSON K M, et al. Vegetation sensing using GPS-interferometric reflectometry: Theoretical effects of canopy parameters on signal-to-noise ratio data [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(5):2755-2764.

[7] LI F, PENG X, CHEN X, et al. Analysis of key issues on GNSS-R soil moisture retrieval based on different antenna patterns [J]. Sensors, 2018, 18(8):2498-2513.

[8] YAN S H, ZHANG N, CHEN N C, et al. Feasibility of using signal strength indicator data to estimate soil moisture based on GNSS interference signal analysis [J]. Remote Sensing Letters, 2018, 9(1):61-70.

[9] ZHANG S B, ROUSSEL N, BONIFACE K, et al. Use of reflected GNSS SNR data to retrieve either soil moisture or vegetation height from a wheat crop [J]. Hydrology & Earth System Sciences Discussions, 2017, 21(9):1-26.

[10] LARSON K M, BRAUN J J, SMALL E E, et al. GPS multipath and its relation to near-surface soil moisture content [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2010, 3(1):91-99.

[11] 敖敏思, 朱建军, 胡友健, 等. 利用 SNR 观测值进行 GPS 土壤湿度监测 [J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2015, 40(1):117-120.

AO M S, ZHU J J, HU Y J, et al. Comparative experiments on soil moisture monitoring with GPS SNR observations [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2015, 40(1):117-120 (in Chinese).

[12] CHEW C C, SMALL E E, LARSON K M, et al. Effects of near-surface soil moisture on GPS SNR data: Development of a retrieval algorithm for soil moisture [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2014, 52(1):537-543.

[13] 杨磊, 吴秋兰, 张波, 等. SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6):1134-1141.

YANG L, WU Q L, ZHANG B, et al. SVRM-assisted soil moisture retrieval method using reflected signal from BeiDou GEO satellites [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6):1134-1141 (in Chinese).

[14] ARROYO A A, CAMPS A, AGUASCA A, et al. Dual-polariza-

- tion GNSS-R interference pattern technique for soil moisture mapping[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2014, 7(5):1533-1544.
- [15] BILICH A, LARSON K M. Correction published 29 March 2008: Mapping the GPS multipath environment using the signal-to-noise ratio(SNR) [J]. Radio Science, 2016, 42(6):1-16.
- [16] CHEW C C, SMALL E E, LARSON K M. An algorithm for soil moisture estimation using GPS-interferometric reflectometry for bare and vegetated soil[J]. GPS Solutions, 2016, 20(3):1-13.
- [17] VAPNIK V. The nature of statistical learning theory[C]// Conference on Artificial Intelligence. Berlin: Springer, 1995: 988-999.
- [18] 李晓宇, 张新峰, 沈兰荪. 一种确定径向基核函数参数的方法[J]. 电子学报, 2005, 33(12):2459-2463.
- LI X Y, ZHANG X F, SHEN L S. A selection means on the parameter of radius basis function [J]. Acta Electronica Sinica, 2005, 33(12):2459-2463 (in Chinese).
- [19] HOLLAND J H. Genetic algorithms [J]. Scientific American, 1992, 267(1):66-72.

作者简介:

孙波 男, 博士研究生。主要研究方向: 卫星导航及其应用。

梁勇 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 数字农业。

GNSS-IR soil moisture inversion method based on GA-SVM

SUN Bo¹, LIANG Yong^{1,*}, HAN Mutian², YANG Lei¹, JING Lili¹, YU Yongqing³

(1. College of Information Science and Engineering, Shandong Agricultural University, Taian 271019, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Haiyang Oil Production Plant, Shengli Oil Field of China Petroleum and Chemical Corporation, Dongying 257237, China)

Abstract: In order to improve the precision of soil moisture measurement in a wide range, in this paper, the global navigation satellite system interferometry and reflectometry (GNSS-IR) for soil moisture was studied and a soil moisture inversion model based on support vector machine (SVM) was proposed. In this model, the automatic optimizing function of genetic algorithm (GA) was applied to optimize the parameters of SVM. The results show that the mean absolute percentage error (MAPE), the maximum relative error (MRE) and the coefficient of determination for equation of linear regression are 0.69%, 1.22% and 0.9569 respectively between the soil moisture inverted by the proposed GA-SVM model and the ground measured values. In addition, the performance of GA-SVM model was also compared with the statistical regression, particle swarm optimization SVM model (PSO-SVM) and back propagation (BP) neural network. The comparison results show that the GA-SVM method is more suitable for the GNSS-IR soil moisture inversion than other machine learning algorithms in small training set scenario, and it has higher inversion precision and better generalization performance.

Keywords: soil moisture; global navigation satellite system (GNSS); interferometry and reflectometry (IR); support vector machine (SVM); genetic algorithm (GA)

Received: 2018-07-11; **Accepted:** 2018-10-19; **Published online:** 2018-11-19 15:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1636.004.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFC0803104); Grant of Beihang University BeiDou Technology Transformation and Industrialization (BARI1709); Shandong Agricultural University Funding of First-class Disciplines (XXX201703); Shandong Agricultural University Key Cultivation Discipline Funding for NSFC Proposers; Jinhua Science and Technology Correspondent Project (20180109151645582)

* **Corresponding author.** E-mail: yongl@sdau.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0471

颈动脉内血流动力学特征受向前加速度影响的数值模拟



刘岩^{1,2,3}, 孙安强^{1,3,*}

(1. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 3. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心, 北京 102402)

摘 要: 人们在日常或某些特殊条件下常会面临方向和大小发生迅速变化的加速度环境, 已有研究发现加速度环境会影响心血管系统生理、病理特征。利用计算机模拟方法详细研究了向前加速度环境下人体颈动脉内的血流动力学参数变化规律。结果表明: 加速度会对颈动脉内压力、压力梯度、壁面剪切应力等与血管生理、病理现象密切相关的血流动力学参数产生显著影响。研究结果为加速度环境下颈动脉生理、病理研究提供了一定的理论依据, 也为航空航天领域加速度环境下人员防护提供参考。

关键词: 加速度; 颈动脉; 血流动力学特征; 血流量; 压力梯度

中图分类号: R318.08

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0493-06

无论是日常生活和工作中, 如乘坐电梯、体育锻炼、坐过山车等, 还是在一些特殊环境下, 如急刹车、车祸撞击以及航空航天领域飞行员或宇航员的极端特殊工作环境, 人类都有可能受到加速度作用。人体血液循环系统是一个典型的流体流动系统, 受到加速度的影响非常直接。那么加速度环境对人体血液循环系统的影响如何? 加速度环境变化是否与心血管疾病的发生和发展存在密切关系? 这引起了人们的注意。

最近几十年中有多项关于加速度变化对心血管系统影响的研究。Sud 和 Sekhon^[1]研究了加速度对人体动脉树模型中血流的影响。Chaturani 和 Majhi^[2-4]等提出了加速度对生理脉动状态下血液流动影响的数学模型。Chakravarty 和 Mandal 等^[5-6]研究了加速度对简化的动脉狭窄模型中血流特征的影响。

近年来, 随着医学影像技术和计算机技术的

快速发展, 基于医学影像建立人体血管真实 3D 构型并进行血流状态准确仿真成为可能。本文建立了人体右侧颈动脉真实血管的 3D 模型, 并利用计算机模拟了加速度作用对颈动脉中血液流动的影响。之所以选择颈动脉, 主要原因是: ①颈动脉是为脑部供血的主要动脉血管; ②颈动脉分叉处血流容易紊乱, 根据血流动力学原理和临床统计观察, 此部位易发生动脉粥样硬化斑块和狭窄; ③颈动脉分叉处有颈动脉窦, 属于动脉系统中的压力感受器, 主要发挥监测血压异常以及触发心血管系统心率、心输出量等生理参数调整性改变的生理作用。

目前, 还未发现有关加速度影响颈动脉 3D 模型内生理脉动流变化的文章。本文通过计算机模拟研究, 选取了一个向前的均匀加速度作为加载条件, 考察加速度对颈动脉分叉处血流动力学环境的影响。发现了加速度作用下颈动脉内

收稿日期: 2018-08-10; 录用日期: 2018-09-19; 网络出版时间: 2018-11-01 15:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181030.1645.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(11472031, 11102014)

* 通信作者。E-mail: saq@buaa.edu.cn

引用格式: 刘岩, 孙安强. 颈动脉内血流动力学特征受向前加速度影响的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 493-498. LIU Y, SUN A Q. Influence of forward acceleration on hemodynamic characteristics of carotid arteries: A numerical simulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 493-498 (in Chinese).

血流变化的一些现象,并讨论分析了加速度变化可能对颈动脉生理、病理现象的影响。

1 研究方法

1.1 模型建立与网格划分

基于中日友好医院采集的人体 CT 断层图像,导入 Mimics v9.0 软件后经图像手动分割、3D 重建等步骤,建立了一个具有在体真实血管空间构型的右颈动脉模型(见图 1)。为了后续网格划分和血流模拟的需要,还对模型进行了表面平滑,对颈总动脉、颈内动脉和颈外动脉进行了延长。

模型网格划分在 ICEM 中进行,控制六面体网格最大尺寸 0.1 mm。为了准确获得模型表面(血管内壁面)的血流动力学参数,在划分网格时专门设置了 4 层边界层,第 1 层厚度为 0.01 mm,逐层增长率为 1.2。模型网格如图 1(b)所示。

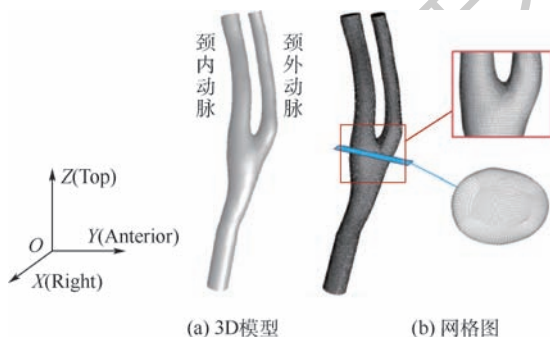


图 1 右侧颈动脉血管 3D 模型及网格图

Fig. 1 Right carotid artery 3D model and meshes

1.2 边界条件

为了更加真实地反映在体血流情况,本文采用生理脉动流动条件,同时对整个系统坐标系施加特定加速度运动条件。分别采用速度入口和压力出口边界条件,参数从已有文献获得^[7-9]:平均入口血流量为 6 mL/s,平均出口压力为 13 300 Pa (约 100 mmHg),波形如图 2 所示。除了主动脉入口和颈内、颈外动脉出口外,其余表面规定为刚性无滑动边界条件,这也符合体内血液流动与血管内壁面的运动关系。

整个模型施加平动加速度条件, $t = 0 \sim 1$ s 阶段,模型速度为 0 m/s,模型保持静止状态。 $t = 1 \sim 2$ s 阶段,模型直线速度遵循式(1),即保持 19.6 m/s^2 (约 $2g$) 的水平匀加速度运动状态。加速度方向为 $+y$ 方向。加速度条件如图 2 所示。

$$V_{\text{frame}} = 19.6(t - 1) \quad (1)$$

1.3 假设与计算

流动仿真计算中将血液假设为各向同性、牛顿、不可压缩流体^[10-11],控制方程为动量守恒方

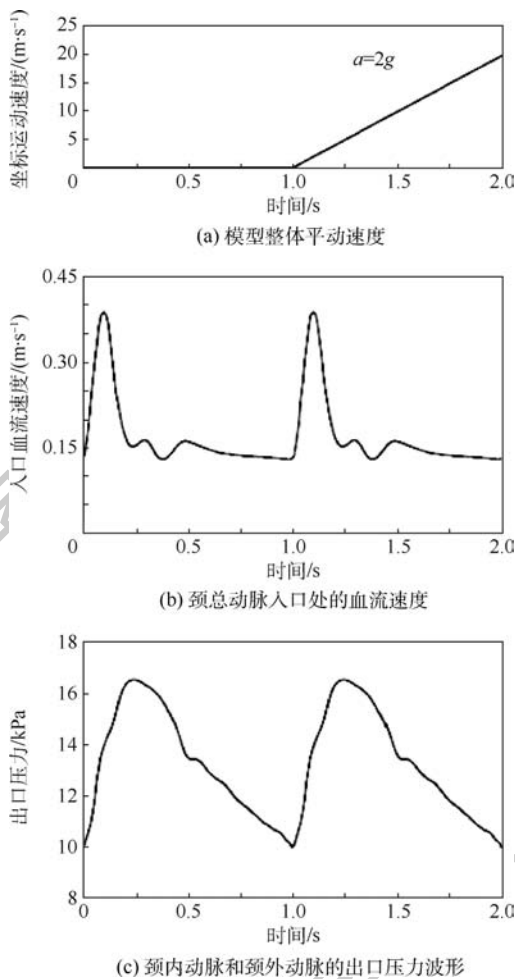


图 2 模型的边界条件

Fig. 2 Boundary conditions of model

程(3D 不可压缩 Navier-Stokes 方程)与流体连续性方程。

$$\rho \left[\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} \right] + \nabla p - \rho \mathbf{a} - \mu \nabla^2 \mathbf{u} = 0 \quad (2)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (3)$$

式中: \mathbf{u} 为血液相对颈动脉模型的流动线速度; p 为压力; \mathbf{a} 为整个颈动脉模型的 $+y$ 向加速度 ($\mathbf{a} = \frac{dV_{\text{frame}}}{dt}$); ρ 和 μ 分别为血液的密度和动力黏度 ($\mu = 3.5 \times 10^{-3} \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$, $\rho = 1060 \text{ kg/m}^3$)。

利用有限体积法 CFD 求解软件包 ANSYS Fluent 15.0 对血液域进行流动仿真模拟计算。

在非定常计算 3 个周期后从第 4 个周期末开始记录每个时间步长计算数值。每个心动周期假设为 1 s,每个心动周期均匀分为 100 个时间步。计算收敛条件为连续性项残差小于等于 1×10^{-4} 。

1.4 结果

在记录结果的 2 个心动周期内选取 8 个时间点,对结果进行对比分析。T1、T5 在心脏收缩期血液流速上升阶段,T2、T6 为收缩期血液流速峰值时刻,T3、T7 在血液流速下降阶段,T4、T8 为舒

张期血流低值阶段(见表1)。

图3为颈动脉壁面压力梯度云图。可以看出, T5~T8阶段颈动脉壁面压力梯度明显高于T1~T4阶段。此外,压力梯度的空间分布特征也存在明显的区别。在T1~T4阶段,压力梯度主要沿血流方向变化。而在T5~T8阶段,压力梯度的条带大致与血液流动方向平行,且相对较高的压力梯度在模型的两侧部位(颈动脉模型的左右两侧)。

图4为颈动脉模型表面各点相对出口的压力
表1 T1~T8代表的具体时刻(记录周期初始时刻为 $T=0$)

Table 1 Specific time represented by T1 - T8 (beginning of cycle is defined as $T=0$)

时间点	T1	T2	T3	T4	T5	T6	T7	T8
时间/s	0.05	0.1	0.15	0.7	1.05	1.1	1.15	1.7

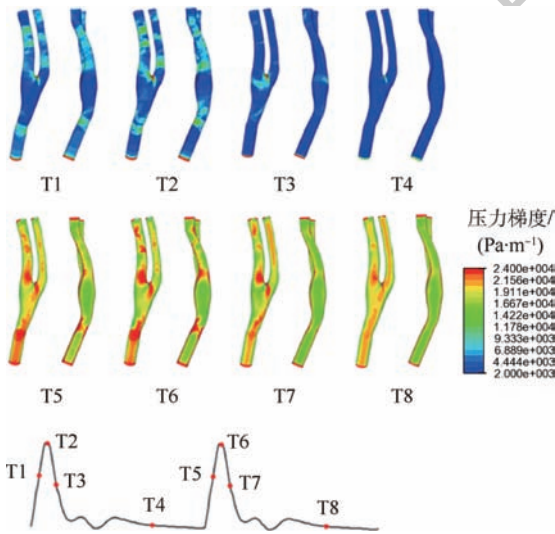


图3 颈动脉模型壁面压力梯度分布云图

Fig. 3 Contours of wall pressure gradient distribution of carotid artery model

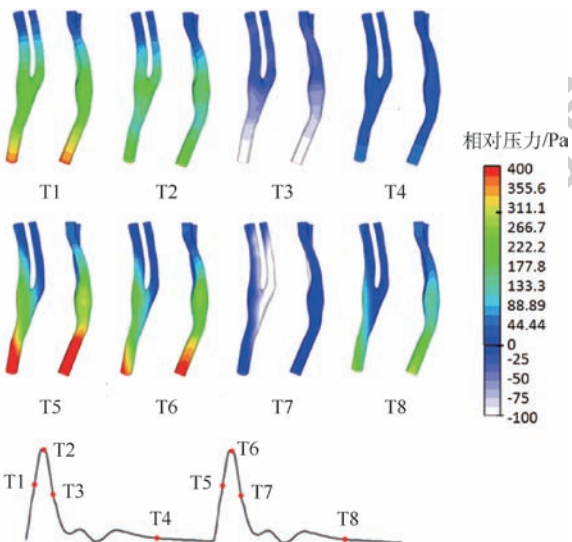


图4 颈动脉模型相对压力云图

Fig. 4 Contours of relative pressure of carotid artery model

云图(图中压力值为相对出口的压力值)。在T1~T4阶段,沿着血液的流动方向压力逐渐降低。而在T5~T8阶段,当模型处在加速度运动环境中时,压力分布特征发生了明显变化。相对较高的压力值主要分布在颈动脉模型的后方区域,相对较低的压力值主要分布在颈动脉模型前方区域。

图5反映的是颈动脉模型壁面剪切应力分布情况,2个心动周期颈动脉壁面剪切应力的区别主要体现在颈内和颈外动脉上。相对第1个心动周期(颈动脉模型无加速度),在第2个心动周期(模型受到 $2g$ 加速度)内,颈外动脉壁面剪切应力降低,而颈内动脉壁面剪切应力升高。

颈动脉分叉处的颈动脉窦部位分布着丰富的压力感受器,是人体进行压力调节的重要压力感受部位。为了研究加速度环境对颈动脉窦部位压力的影响,将颈动脉分叉部位分为4个区域,分别命名为AN区(前部区域)、PO区(后部区域)、L区(左侧区域)、R区(右侧区域),如图6所示。

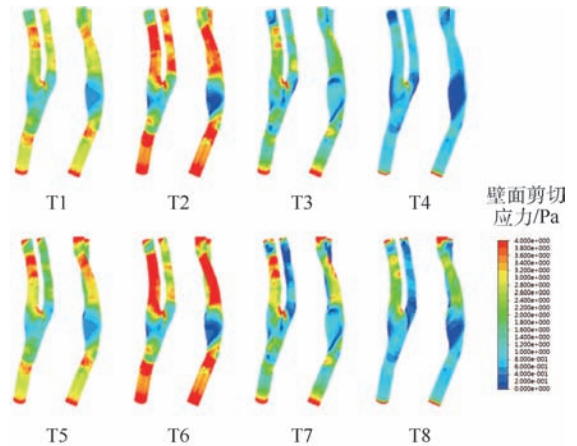


图5 颈动脉模型壁面剪切应力分布云图

Fig. 5 Contours of wall shear stress distribution of carotid artery model

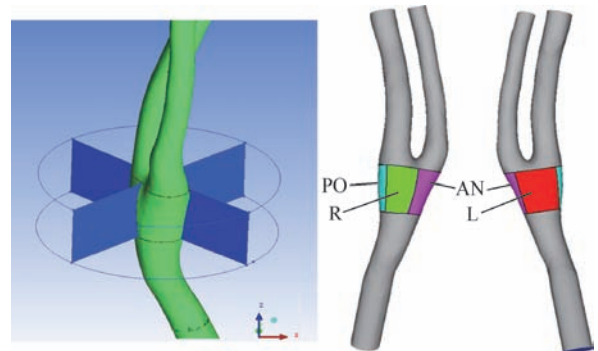


图6 颈动脉分叉处4个分区示意图

Fig. 6 Schematic of four areas at carotid branch

这4个区域上压力及压力梯度平均值随时间变化的曲线如图7所示。在第2个心动周期(2g加速度),4个面上压力梯度均发生明显提高,尤其是左侧区域(L区)和右侧区域(R区)压力梯度的增加值更大。而对平均压力而言,加速度的影响相对较小。后部区域(PO区)压力平均值发生少量增加,前部区域(AN区)压力平均值发生少量降低。左侧区域(L区)和右侧区域(R区)压力值无明显变化。

图8展示了颈内动脉和颈外动脉血液流量变化情况。颈内动脉内血液流量在第2个心动周期内增加到第1个周期的约2倍。而在颈外动脉内,血液流量降低到0以下,说明出现暂时的血液返流现象。

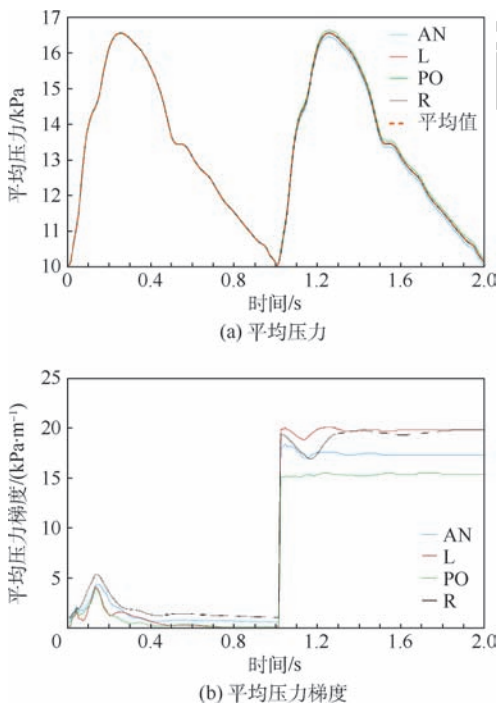


图7 颈动脉分叉处4个分区上平均压力和压力梯度变化曲线

Fig. 7 Average pressure and pressure gradient curves of four areas at carotid branch

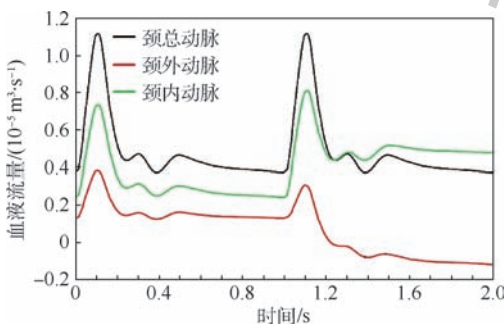


图8 颈动脉内血液流量变化曲线

Fig. 8 Blood flow rate curves of carotid arteries

2 讨论

人类日常生活或工作中经常要面临加速度环境,特别是在一些特殊领域和情况下(如航空航天领域),加速度环境更加恶劣。由于血液的易流动性,加速度对心血管系统的影响是显而易见的。之前已有关于加速度影响动物机体功能的动物实验研究。例如,Shahed等^[12]发现多次+Gz加速度可以引起小鼠大脑水肿。Oyama和Platt^[13]研究了在突然的加速度作用情况下小鼠新陈代谢获得的改变。Erickson等^[14]则研究了在持续+Gz加速度情况下狗的心血管系统功能的改变。还有一些临床病例报道,在受到剧烈攻击或车祸撞机后,人体血管会发生损伤性破裂或夹层发生,其中加速度起到了关键的作用^[15-17]。

因此,有必要研究人体面临减速环境时心血管系统发生了怎样的改变。为此,选取了一个向前的均匀加速度作为加载条件,考察加速度对颈动脉分叉处血流动力学环境的影响,旨在发现基本规律,为更加复杂的加速度条件对不同部位血流动力学环境的影响研究做基础。本文采用计算流体力学的方法,选择典型的颈动脉模型,对加速度引起的血流动力学参数变化进行了详细模拟。这里的颈动脉3D模型基于医学影像重建获得,计算中采用了在体生理条件下的入口和出口边界条件,从而保证计算结果更加真实地反映在体情况。

数值模拟结果表明,加速度可以显著影响血管内壁面剪切应力的梯度值,并改变应力分布规律;加速度可以改变血管内压力分布特征,降低前部壁面压力,提高后部壁面压力,改变压力分布云图条带的方向;加速度可以改变颈动脉分叉处流向颈内动脉和颈外动脉的血液流量比,即改变分叉血管的流量分配。

此外,大量已有研究揭示了压力、压力梯度、壁面剪切应力等血流动力学参数与动脉血管疾病之间的高度相关性。动脉内压力升高是动脉斑块破裂、动脉瘤扩展等临床症状的诱发力学因素^[18-20]。血管内压力梯度还与动脉粥样硬化斑块扩展和破裂存在密切的关系^[21-22]。本文发现,加速度可以显著改变颈动脉血管内压力和压力梯度,这就有可能对动脉的生理功能产生直接影响。因此笔者据此推测,临床中遇到的外伤性心血管损伤(如动脉破裂、夹层等)很可能是由于动脉内压力或压力梯度突然变化引起的,而长期的加速度暴露也可能对心血管系统带来潜在的危害。

加速度对颈内动脉和颈外动脉血流量分配比例的影响同样具有重要的生理意义。颈动脉是为头部供血的主要动脉血管,如为大脑、眼睛供血。本文发现,在向前加速度情况下,颈外动脉血流量降低、颈内动脉血流量增加。如果加速度方向改变,血流量分配比例一定也会发生相应改变。动脉血管内血流量的变化会影响下游器官的供血量,进而影响其生理功能,引起下游器官适应性调整和重建。例如,飞行员做机动动作,暴露在+Gz时常常发生的短时间内意识丧失和视觉功能丧失就是由大脑和眼部缺血引起的^[23-24]。因此,对加速度引起局部血管(特别是脑部血管)血流量变化的深入研究对研究和预防飞行员暂时性意识丧失、一过性失明等现象具有重要意义。

本文对模型进行了部分简化,如将血管壁假设为刚性壁面。这一简化将导致无法获得壁面弹性变形及其对局部流动的影响。由于颈动脉处血管壁在一个脉动周期内变形量很小,参照已有文献报道的常用做法,认为这一简化对结果趋势的影响很小。再进一步详细探讨管壁内应力分布,以及讨论血流-管壁间流固耦合计算时,则需要将管壁弹性体现到计算模型中。

3 结 论

本文以颈动脉为例,通过数值模拟研究,分析了加速度环境下人体颈动脉内血液流动的变化规律。结果表明,加速度环境下动脉血管内压力、壁面剪切应力、分叉血管流量比等流动参数均会受到影响。这些结论有利于更加全面分析人体动脉系统生理、病理变化的生物力学机理,也对航空、航天等特殊环境下人员防护提供有力的理论参考。

参考文献 (References)

- [1] SUD V K,SEKHON G S. Analysis of blood flow through a model of the human arterial system under periodic body acceleration [J]. *Journal of Biomechanics*,1986,19(11):929-941.
- [2] CHATURANI P,PALANISAMY V. Casson fluid model for pulsatile flow of blood under periodic body acceleration[J]. *Biorheology*,1990,27(5):619-630.
- [3] CHATURANI P,PALANISAMY V. Pulsatile flow of blood with periodic body acceleration[J]. *International Journal of Engineering Science*,1991,29(1):113-121.
- [4] MAJHI S N,NAIR V R. Pulsatile flow of third grade fluids under body acceleration—Modelling blood flow[J]. *International Journal of Engineering Science*,1994,32(5):839-846.
- [5] CHAKRAVARTY S,DATTA A,MANDAL P K. Effect of body acceleration on unsteady flow of blood past a time-dependent arterial stenosis[J]. *Mathematical and Computer Modelling*,1996,24(2):57-74.
- [6] MANDAL P K,CHAKRAVARTY S,MANDAL A, et al. Effect of body acceleration on unsteady pulsatile flow of non-Newtonian fluid through a stenosed artery[J]. *Applied Mathematics and Computation*,2007,189(1):766-779.
- [7] JOU L D,BERGER S A. Numerical simulation of the flow in the carotid bifurcation[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*,1998,10(1-4):239-248.
- [8] HOLDSWORTH D W,NORLEY C J,FRAYNE R, et al. Characterization of common carotid artery blood-flow waveforms in normal human subjects[J]. *Physiological Measurement*,1999,20(3):219-240.
- [9] DE SANTIS G,CONTI M,TRACHET B, et al. Haemodynamic impact of stent-vessel (mal) apposition following carotid artery stenting: Mind the gaps! [J]. *Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering*,2013,16(6):648-659.
- [10] PATEL D J,VAISHNAV R N. Basic hemodynamics and its role in disease processes [M]. Baltimore: University Park Press,1980.
- [11] WANG Z,SUN A,FAN Y, et al. Comparative study of Newtonian and non-Newtonian simulations of drug transport in a model drug-eluting stent[J]. *Biorheology*,2012,49(4):249-259.
- [12] SHAHED A R,BARBER J A,WERCHAN P M. Multiple +Gz exposures cause brain edema in rats[J]. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*,1994,65(6):522-526.
- [13] OYAMA J,PLATT W T. Metabolic alterations in rats exposed to acute acceleration stress [J]. *Endocrinology*,1965,76:203-209.
- [14] ERICKSON H H,SANDLETR H,STONE H L. Cardiovascular function during sustained +Gz stress[J]. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*,1976,47(7):750-758.
- [15] KRISTOFFERSEN S,VETTI N,MORILD I. Traumatic dissection of the vertebral artery in a toddler following a short fall [J]. *Forensic Science International*,2012,221(1-3):E34-E38.
- [16] KAISER C,SCHNABEL A,BERKEFELD J, et al. Traumatic rupture of the intracranial vertebral artery due to rotational acceleration[J]. *Forensic Science International*,2008,182(1-3):E15-E17.
- [17] SALVATORI M,KODIKARA S,POLLANEN M. Fatal subarachnoid hemorrhage following traumatic rupture of the internal carotid artery[J]. *Legal Medicine*,2012,14(6):328-330.
- [18] LI Z,TAVIANI V,TANG T, et al. The mechanical triggers of plaque rupture: Shear stress vs pressure gradient[J]. *British Journal of Radiology*,2009,82(1):S39-S45.
- [19] MENDELL J T,OLSON E N. MicroRNAs in stress signaling and human disease[J]. *Cell*,2012,148(6):1172-1187.
- [20] KOUGIAS P,BISMUTH J,HUYNH T T, et al. Symptomatic aneurysm rupture without bleeding secondary to endotension 4 years after endovascular repair of an abdominal aortic aneurysm [J]. *Journal of Endovascular Therapy*,2008,15(6):702-705.
- [21] SAMESHIMA N,YAMASHITA A,SATO S, et al. The values of wall shear stress, turbulence kinetic energy and blood pressure gradient are associated with atherosclerotic plaque erosion in

- rabbits[J]. *Journal of Atherosclerosis and Thrombosis*, 2014, 21(8): 831-838.
- [22] FOLTS J. Arterial blood pressure gradient across vulnerable plaque might increase rupture[J]. *Journal of the American College of Cardiology*, 2007, 50(25): 2440.
- [23] SALIOU G, LEBLANC P E, CAUQUIL C, et al. Sudden loss of consciousness during a flight [J]. *Cerebrovascular Diseases*, 2014, 37(6): 470-471.
- [24] WHINNERY J E, WHINNERY A M. Acceleration-induced loss of consciousness: A review of 500 episodes [J]. *Archives of Neurology*, 1990, 47(7): 764-776.

作者简介:

刘岩 男, 博士研究生。主要研究方向: 流体力学、生物材料。

孙安强 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 血流动力学。

Influence of forward acceleration on hemodynamic characteristics of carotid arteries: A numerical simulation

LIU Yan^{1,2,3}, SUN Anqiang^{1,3,*}

(1. School of Biological Science and Medical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Beijing Advanced Innovation Centre for Biomedical Engineering, Beihang University, Beijing 102402, China)

Abstract: Humans are usually subjected to acceleration with fast changing directions and magnitude in ordinary or some special situations. Previous studies have found that acceleration had physiological and pathological influence on cardiovascular system. However, more in-depth investigations need to be done at present. In this study, the computer simulation method was used to study the hemodynamic parameter variation features laws of carotid artery under forward acceleration condition. The results reveal that acceleration has significant influence on the hemodynamic parameters including pressure, pressure gradient, wall shear stress, etc. in carotid artery, which have close relationship with physiological and pathological behavior of artery. This study provides theoretical basis for the research of carotid artery physiology and pathology under acceleration conditions, and also gives reference for human protection under acceleration conditions in aeronautic and astronautic fields.

Keywords: acceleration; carotid artery; hemodynamic characteristics; blood flow rate; pressure gradient

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0404

阻拦着舰过程中飞行员颈部的损伤分析与预测



包佳仪^{1,2}, 王兴伟^{3,*}, 周前祥^{1,2}, 湛玉红⁴, 李晨明⁴, 刘华蔚⁵

北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心, 北京 100083; 3. 空军航空医学研究所, 北京 100142; 4. 军需工程技术研究所, 北京 100010; 5. 中国人民解放军总医院, 北京 100853)

摘 要: 针对舰载机飞行员在阻拦着舰过程中因受到较大的阻拦载荷而导致颈部疼痛发病率较高问题, 采用有限元方法开展了持续过载条件下飞行员颈部的生物力学响应研究。基于 CT 扫描图像, 运用 Mimics 对头部及 C1-T1 椎体进行三维重建, 利用 Geomagic Studio 进行曲面构型, 运用 Hypermesh 和 ABAQUS 建立有限元模型, 并在 ABAQUS 中计算各椎体及软组织的应力应变情况, 结合损伤评价判定准则——NIC 和 N_{ij} 对飞行员颈部损伤情况进行分析和预测。结果表明: 有限元模型动力学响应与静态和动态实验结果基本吻合, 验证了模型的准确性和建模方法的可行性; 关节囊韧带拉伸较其他韧带更长, 易造成拉伤或松弛, 长期训练会造成韧带受损、椎间盘突出和颈椎失稳等疾病; C4-C5 椎间盘的应力均值大于 C5-C6 椎间盘, 因此, 该部位更容易造成损伤, 应强化保护; 颈部危重及以上损伤的概率仅为 6.07%, 即造成椎骨和脊髓损伤的可能性很小。研究结果可为飞行员颈部保护装置、对抗措施和飞行训练方法的设计与改进提供理论支撑。

关键词: 阻拦着舰; 有限元; 持续过载; 头颈部; 损伤分析

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0499-09

航空母舰是海军的核心力量, 而舰载机是航空母舰的威力所在, 因此其研究和发展一直是各军事强国关注的重点。舰载机依靠阻拦索等辅助设备在航空母舰甲板上降落, 在阻拦着舰的短暂过程中飞行员要承受持续 2 s 左右水平方向上的载荷, 这种载荷被称为着舰阻拦载荷^[1]。阻拦载荷会造成头颈部与肢体之间的异常相对运动, 导致颈椎延伸过度。舰载机飞行员长期反复暴露于该飞行环境易引起颈椎挥鞭 (whiplash) 损伤。据报道, 美太平洋舰队 F/A-18 舰载机飞行人员有 74% 以颈部疼痛为首发症的头颈部损伤发生^[2]。

目前, 国内外学者对舰载机阻拦着舰过程对

飞行员产生的影响的研究主要集中在飞行员出现的生理及心理现象。张建等结合外军舰载机总结了飞行员生理及心理职业特点, 指出特殊起降时的反复冲击性加速度会造成肢体和头颈部与躯干的异常相对运动, 这不仅能引起飞行员颈肌拉伤, 还能造成颈椎骨折、韧带撕裂、椎间盘退变和椎间盘突出等^[3]。对于颈部损伤的研究, 张建国等利用所建立的人体头颈部有限元模型仿真分析了挥鞭样损伤, 得出颈椎在挥鞭运动过程中的变化规律, 结果表明, C7-T1 的最大过伸角度可达 20°, 椎间盘所受最大应力值 16 MPa^[4]。但对于持续性过载条件下, 舰载机飞行员头颈部可能产生的

收稿日期: 2018-07-02; 录用日期: 2018-07-13; 网络出版时间: 2018-10-10 17:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181008.1342.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFC0802807)

* 通信作者. E-mail: xingweiwang2013@sina.cn

引用格式: 包佳仪, 王兴伟, 周前祥, 等. 阻拦着舰过程中飞行员颈部的损伤分析与预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 499-507. BAO J Y, WANG X W, ZHOU Q X, et al. Analysis and prediction of neck injury of pilots during carrier aircraft arrest deck-landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 499-507 (in Chinese).

损伤状况及发生损伤的概率等问题的研究却鲜有报道。

因此,本文将采用有限元模型仿真的方法来计算和分析舰载机飞行员在阻拦着舰过程中持续性过载导致的头颈部的应力分布和应变情况,并结合损伤评价判定准则分析计算是否会造成颈部损伤及损伤发生概率。研究结果可为飞行员头颈部保护装置的设计与改进提供理论依据,从而最大限度地减轻舰载机飞行员在阻拦着舰过程中头颈部的伤害。

1 几何模型与有限元模型的建立

为了得到更准确的仿真计算结果,参考人体头颈部解剖学结果,建立生物逼真度较高的人体头颈部有限元模型,包括头骨、椎骨、椎间盘、韧带、肌肉和关节软骨等组织。

1.1 几何模型的建立

根据中国舰载机飞行员 50 百分位的人体基本数据,选取 24 岁,身高 172 cm,体重 62 kg 的健康男性志愿者一名,无头颈部骨骼畸形和病变。采用 GE 公司 16 排螺旋 CT 进行扫描,得到第 3 节胸椎(T3)及以上的人体组织 CT 图像共 560 张,分辨率为 512 像素 \times 512 像素。

将所得 CT 图像导入到 Mimics17.0 中,通过阈值分割提取骨质的灰度信息,分别建立头部和 C1-T1 的 3D 骨骼模型。再将模型依次导入 RapidformXOR3 中进行光滑处理,得到平滑的头颈部几何模型。之后将该几何模型导入到 Geomagic Studio12.0 中,通过网格医生对模型进行分析检查,并进一步修复得到光滑的几何特征,然后拟合合并构造曲面,完成由点云数据到几何曲面模型的转化。

椎间盘则在 SolidWorks 软件中绘制(如图 1 所示)。根据上下椎体表面的轮廓来绘制椎间盘的外轮廓,并利用缩放等功能将椎间盘分为髓核和纤维环两部分。

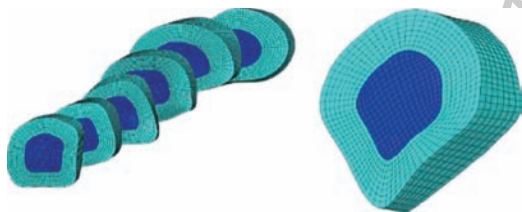


图 1 椎间盘建立

Fig. 1 Intervertebral disc building

1.2 有限元模型的建立

1) 网格划分

将经过平滑优化处理过的曲面几何模型导入

到 Hypermesh14.0 中进行网格的划分。椎体结构复杂,划分为四面体网格,椎间盘结构规则,划分为六面体网格,网格单元尺寸均为 1 mm。

2) 软组织模型建立

在 ABAQUS 中,参考人体头颈部解剖学中韧带形态以及在骨骼上的起止附着点,以线单元的形式连接起止点并赋予相应的横截面积,完成韧带的建立。建立的韧带有限元模型主要包括:前纵韧带(ALL)、后纵韧带(PLL)、黄韧带(LF)、关节囊韧带(JCL)、棘间与棘上韧带(ISL&SSL)。此外头部与颈椎之间的连接处还有寰枕前膜(AAOM)、寰枕后膜(PPOM)、寰椎横韧带(TL)、翼状韧带(AIL)和齿突尖韧带(APL)。

肌肉采用与韧带同样的方式构建。参考头颈部解剖学结构,通过连接肌肉起止附着点,并赋予横截面积来模拟头颈部主要肌肉^[5],包括胸锁乳突肌、颈长肌、头长肌、头夹肌、前斜角肌、中斜角肌、后斜角肌和斜方肌等。

由于软骨终板位于椎体皮质骨上下表面,被认为是椎体皮质骨结构的一部分^[6],在 ABAQUS 中,选取椎体上下表面的部分,并通过拉伸的方式,向椎体的内部偏移(offset)0.5 mm 作为软骨终板,这样的方式能保证软骨终板与椎体共节点,以便更好地连接在一起。

3) 材料属性

在模型的几何形态满足仿真精度前提下,各组织材料属性的选取对有限元模型的计算精度至关重要。本文结合文献[7-8]采用的数据设置模型的材料属性:椎骨包括皮质骨和松质骨两部分,皮质骨选择壳单元(Shell),松质骨选择实体(Solid)单元,软骨终板也采用壳单元来模拟。纤维环与髓核采用六面体实体单元,选用各向同性的线弹性材料。由于韧带主要承受拉力,受压缩的情况下几乎没有力学响应。因此韧带采用各向同性的线弹性材料,且设置为不可压缩。参考文献[9]中给定的关节软骨的材料参数,亦采用各向同性的线弹性材料。具体参数见表 1。

肌肉具有特殊的力学特性:一方面,在外界载荷的作用下,肌肉可以被动地承受载荷,另一方面,又能通过神经的支配产生主动收缩力。本文参考 Li 等的研究^[10],仅模拟肌肉被动响应,材料选用超弹性材料中的 Ogden 模型,具体参数如表 2 所示。

4) 模型的装配

将各部分分别赋予材料属性后,即进行装配工作。将韧带与其在头部及椎体上的附着区域进

行捆绑约束,使其不发生相对运动。同样,椎体与关节软骨、肌肉,纤维环与髓核也进行捆绑约束^[11]。由于关节软骨之间存在着滑动,故每对关节软骨之间建立无摩擦有限滑移面-面接触方式。由于本文只分析颈部的受力与损伤情况,故将头部实体化处理,并添加 4.69 kg 的质量^[12]。装配完成后的有限元模型如图 2 所示。

表 1 模型材料参数^[7-9]

Table 1 Model material parameters^[7-9]

组织名称	弹性模量/MPa	泊松比	密度/ $(10^{-3} \text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	单元类型
皮质骨	10000	0.3	2.0	Shell
松质骨	450	0.3	1.0	Solid
椎骨终板	1000	0.4	1.83	Shell
纤维环	3.4	0.4	1.2	Solid
髓核	1.0	0.49	1.1	Solid
前纵韧带	28.2	0.4	1.1	Truss
后纵韧带	23	0.4	1.1	Truss
黄韧带	3.5	0.4	1.1	Truss
关节囊韧带	5	0.4	1.1	Truss
棘上韧带	4.9	0.4	1.1	Truss
翼状韧带	5	0.4	1.1	Truss
寰椎横韧带	20	0.4	1.1	Truss
齿突尖韧带	20	0.4	1.1	Truss
寰枕前膜	20	0.4	1.1	Truss
寰枕后膜	20	0.4	1.1	Truss

表 2 肌肉的参数设置^[10]

Table 2 Muscle parameter setting^[10]

材料参数	数值
密度 $\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.06
泊松比 ν	0.495
弹性分量 μ_i / MPa	0.011 48
弹性分量 α_i	12.32
黏性分量 G_i	0.001, 0.575, 0.288, 0.137
黏性分量 β_i / s^{-1}	73.4, 50.3, 42.7, 0.255

动实验和 Ewing 等^[14]的志愿者前碰撞实验,从静态及动态 2 个方面对有限元模型的有效性进行了验证。

1) 静态验证

依据 Panjabi 等的头颈部基础运动实验^[13],对模型进行仿真计算。建立如图 3 所示坐标系。

约束第 1 节胸椎 T1 下表面的 6 个自由度。在头部的旋转中心位置选择一参考点,并与头部的其他节点进行运动耦合约束,在该点上分别在 $\pm X$ 、 $\pm Y$ 、 $\pm Z$ 方向加载 $1.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的纯力矩^[15],分别产生前屈、后伸、左右侧屈以及轴向旋转。然后,分别在椎体的前部选取参考点,输出各个参考点在该坐标系的运动参数,并计算出相邻椎体之间的椎间活动度(相邻椎体间活动角度之差)。

静态验证将仿真计算出的椎间活动度与实验数据做对比分析,分为前屈、后伸、侧屈和轴向旋转 4 个过程。以侧屈过程为例,活动度和仿真效果如图 4、图 5 所示,图 4 灰色线段为标准误差线,C1~C7 为椎骨编号。

由图 4 可见,仿真计算得到的数据与离体实验数据进行对比,各椎体之间的活动度均在离体实验的误差范围之内,FE 仿真数据与实验数据基本吻合。因此可认为 FE 模型能较好地模拟颈椎受力时真实运动情况,仿真计算结果可信。

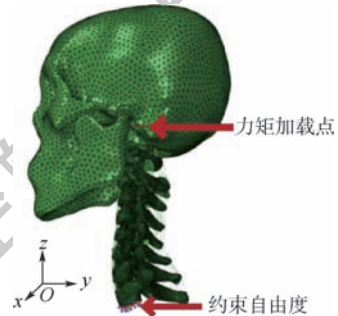


图 3 坐标系示意图

Fig. 3 Schematic diagram of coordinate system



图 2 完整有限元模型

Fig. 2 Complete finite element model

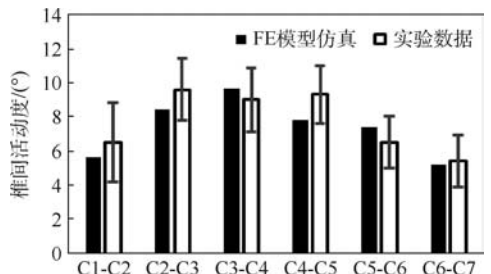


图 4 侧屈椎间活动度数据对比

Fig. 4 Data comparison of lateral flexion intervertebral range of motion

2 头颈部有限元模型的验证

本文结合 Panjabi 等^[13]进行的头颈部基础运



图5 侧屈过程仿真结果

Fig. 5 Simulation results of lateral flexion process

2) 动态验证

通过 Ewing 等的志愿者碰撞实验^[14]数据,验证模型的动力学响应。约束第 1 节胸椎 T1 在 X 和 Z 方向上的平动自由度,以及冠状面和水平面上的旋转自由度,仅释放 Y 方向上的平动自由度和矢状面上的旋转自由度。在整个 T1 上同时施加 Y 方向上的加速度和矢状面上向前的旋转角度来模拟前碰撞实验,模型处于正常重力场中。整个仿真过程持续 250 ms,加载的 T1 加速度和转动角度如图 6 和图 7 所示。

动态验证从有限元模型仿真的结果中获取前碰撞头部的运动参数。选取头部重心 Y 方向上的加速度与志愿者前碰撞实验的结果进行对比,由于该实验包含多名志愿者,因此给出数据上限和下限曲线,如图 8 所示。从仿真数据与实验数据对比结果来看,仿真得到的头部加速度结果与实验数据有很好的相似性,基本上都在实验数据

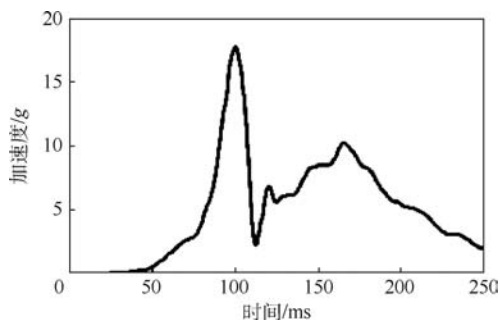


图6 T1 加载的加速度-时间曲线

Fig. 6 Acceleration-time curve of T1 loading

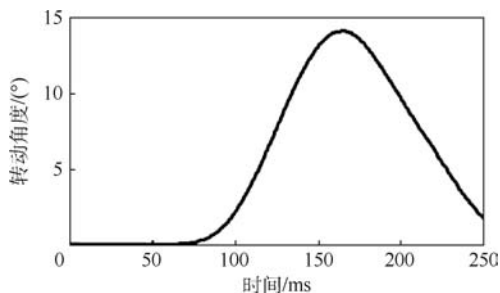
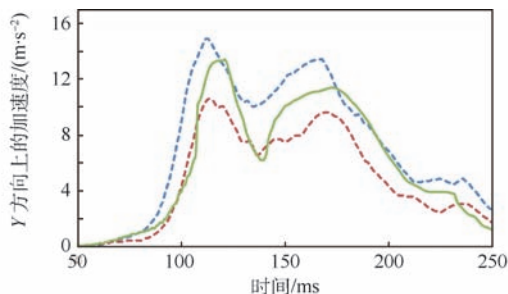


图7 T1 加载的转动角度-时间曲线

Fig. 7 Rotation angle-time curve of T1 loading

---Ewing实验数据上限^[14] ---Ewing实验数据下限^[14] —仿真数据图8 Y 方向上的加速度-时间对比Fig. 8 Acceleration-time comparison in Y direction

的上下限范围之内;仿真计算数据的曲线趋势与实验数据曲线趋势一致,但在时间上稍有延迟。这主要是由于人体肌肉具有主动收缩能力,而模型只模拟了肌肉的被动收缩能力造成的。

综上所述,本文所建立人体头颈部有限元模型具有很好的生物逼真度,动力学响应与真实实验结果基本吻合,故认为该有限元模型计算结果可信,可用于阻拦着舰过程中的动力学仿真分析。

3 阻拦着舰过程有限元仿真计算

利用所建立的模型对舰载机阻拦着舰过程飞行员头颈部的受力过程进行仿真分析。根据文献[16]中所给出的实验数据,本文选取 50 000 lb 重量的舰载机加速度-时间曲线(1 lb = 0.453 59 kg),如图 9 所示。T1 除了前后方向上的平动自由度和矢状面的旋转自由度以外,其他自由度均进行约束,将加速度载荷施加到整个 T1,并给整个头颈部模型一个初始的速度 57 m/s。整个模型处在 1 g 加速度的重力场中,且考虑到飞行员头部佩戴头盔,头部质量增加 2.04 ~ 6.73 kg^[17]。整个过程持续 2.7 s,加速度最大值为 28 m/s²。

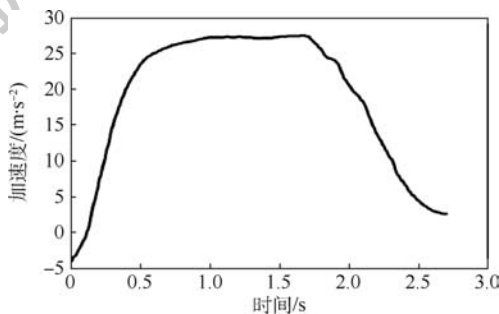


图9 舰载机阻拦着舰加速度-时间曲线

Fig. 9 Acceleration-time curve during arrest deck-landing of carrier-based aircraft

3.1 仿真结果分析

1) 椎骨的应力分析

仿真计算后,截取各椎骨出现最大应力时的

应力云图,如图10所示。由图中数据可知椎骨受到的应力从C1至C7逐渐递增。这是由于飞行员的身体部位有安全带束缚,因此越接近胸腔的椎骨活动度越小,在运动过程中所受的应力也就越大。应力集中出现在椎弓下两侧的位置,最大值为95.39 MPa,无明显形变。而人体皮质骨强度为227 MPa^[18],可见椎骨所受应力并不足以直接造成椎骨的损伤,但该过程存在应力集中点,长期重复受力,易造成疲劳伤害。

2) 椎间盘应力分析

求每个椎间盘所有节点的应力均值,输出应力-时间曲线,如图11所示。C7-T1椎间盘的应力值最大,最大值达到18.3 MPa,这与文献[4]的仿真计算结果基本一致。其他椎间盘的应力逐级减小,但C4-C5的应力均值却大于C5-C6。

截取1300 ms左右仿真过程中的运动形态图,如图12所示,该时刻颈椎呈反“S”型,而C4-C5椎间盘正处于弯曲处,因此受到了较大的应力。较大的应力集中易造成纤维环的破损,引起椎间盘突出等疾病,因此,相比于其他部位,该处也更容易造成损伤。临床上C4-C5椎间盘的发病率高于其他部位,说明该部位的应力较大,这与计算结果相符。

3) 主要韧带最大拉伸量

通过仿真计算可以得到主要韧带的相对最大

拉伸量,如图13所示,关节囊韧带的拉伸最长,棘间棘上韧带次之。由此可以看出,颈部过度前屈会导致关节囊韧带拉伸较长,易造成韧带拉伤或松弛,从而引起椎体失稳。颈椎失稳也是飞行员最常见的疾病之一。



图12 1300 ms时椎体反“S”型

Fig. 12 Vertebral anti-S type at 1300 ms

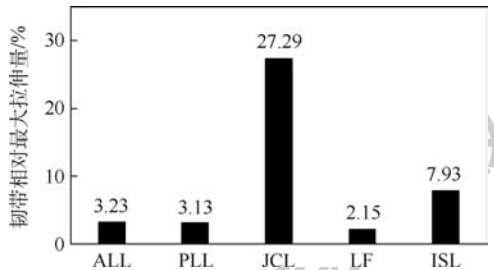


图13 主要韧带相对最大拉伸量

Fig. 13 Maximum relative tensile strain of main ligaments

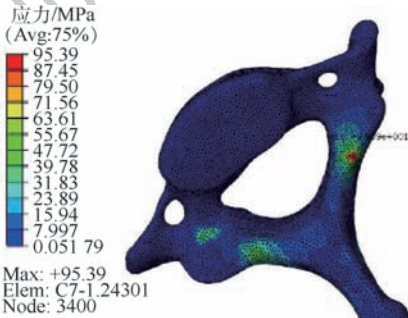


图10 C7椎骨应力云图

Fig. 10 Stress contour of C7 vertebrae

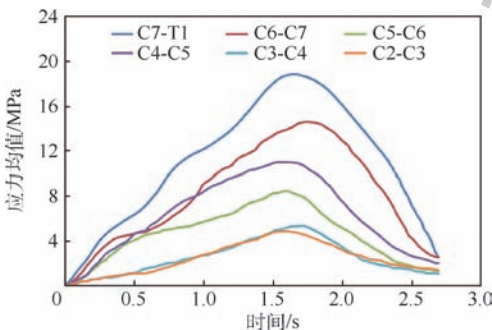


图11 椎间盘应力-时间曲线

Fig. 11 Intervertebral discs' stress-time curve

3.2 颈部损伤判定和预测

为了进一步确定颈部的损伤情况,需对颈部损伤判定标准进行计算。国际公认的颈部损伤评价准则有NIC(Neck Injury Criterion),IV-NIC(Intervertebral Neck Injury Criterion),以及 N_{ij} 、 N_{km} 等。本文选取NIC和 N_{ij} 两准则进行损伤评估分析。

1) NIC损伤判定

颈椎损伤评价标准NIC准则计算公式如下:

$$NIC = 0.2 a_{relative} + V_{relative}^2 \quad (1)$$

式中: $a_{relative}$ 为头部质心与第1节胸椎在水平方向上的相对加速度, m/s^2 ; $V_{relative}$ 为头部质心与第1节胸椎在水平方向上的相对速度, m/s ; 0.2为通过测量猪颈椎的长度得到的常量,单位为 m ^[19]。

仿真得到头部质心与T1之间的相对加速度与相对速度,分别如图14(a)、(b)所示。从相对加速度的图中可以看出,在0.4 s左右头部质心与T1之间的相对加速度达到最大值。

根据NIC的公式,计算得到NIC值随时间变化的曲线如图15所示。

从计算的结果可以看出,NIC最大值为

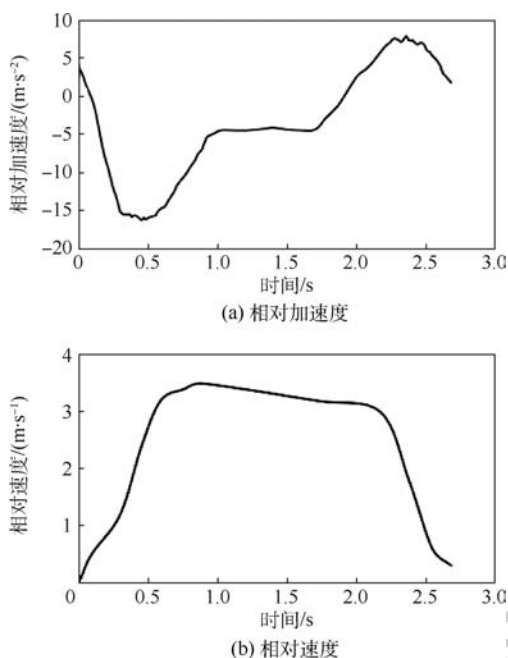


图14 头部质心与T1相对加速度和相对速度
Fig. 14 Mass center of head and T1 relative acceleration and relative speed

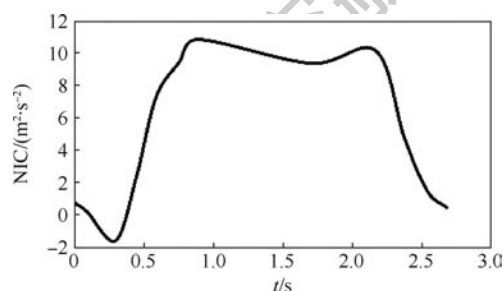


图15 NIC-时间曲线
Fig. 15 NIC-time curve

$10.85 \text{ m}^2/\text{s}^2$, 介于 Panjabi 等给出的损伤的阈值 $8.7 \text{ m}^2/\text{s}^2$ ^[20] 和 Boström 等给出的阈值 $15 \text{ m}^2/\text{s}^2$ ^[19] 之间, 故可以预测, 颈部脊髓不会发生损伤, 但颈椎的软组织可能会有损伤。从实际情况来看, 飞行员在阻拦着舰的过程中, 过载的加速度没有碰撞的瞬时加速度高, 椎骨及内部的脊髓很少会受到损伤, 但由于头颈部的过度前屈, 伴随着韧带的拉伸, 很有可能会造成韧带的损伤, 此外, 椎间盘也会受到较强的压缩从而可能会造成损伤。

2) N_{ij} 损伤判定

N_{ij} 颈部损伤准则是美国高速公路安全管理局 (National Highway Traffic Safety Administration, NHTSA) 提出用于前碰撞过程中颈椎发生严重损伤的风险评估^[21]。 N_{ij} 为利用力和力矩的组合来预测前碰撞过程中颈部可能发生损伤的概率。基本公式为

$$N_{ij}(t) = F_z/F_{int} + M_y/M_{int} \quad (2)$$

式中: 下标 i 为下标代表轴向载荷 (拉伸或压缩); 下标 j 代表矢状面的屈伸运动 (前屈或后伸); F_z 为指枕骨踝 (Occipital Condyles, OC) 处的轴向载荷力, N; M_y 为指枕骨踝处的屈伸力矩, $\text{N} \cdot \text{m}$; F_{int} 为指轴向力标准化截距值, N; M_{int} 为指转矩的标准化截距值, $\text{N} \cdot \text{m}$ 。

文献[21]中给出了各种体型的假人所应当采用的标准截距值, 本文选取第50百分位的标准值, 如图16所示。

因为阻拦着舰的过程中, 由于整个过程是减速运动, 颈椎相当于做前屈的运动, 且头部的速度相对于 T1 总是向前的, 故可判定为向前的拉伸, 此时从图16可知, F_{int} 的值为 4500 N , M_{int} 的值 $310 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。通过仿真结果并计算, 得到阻拦着舰过程中的 N_{ij} 值随时间 t 的变化曲线如图17所示。

2s左右时, N_{ij} 的值达到最大, 最大值为 0.902。选取 N_{ij} 的最大值通过式(3)计算颈部发生不同 AIS (Abbreviated Injury Scale) 等级损伤的概率 P ^[21]。

$$\begin{cases} P(\text{AIS} \geq 2) = \frac{1}{1 + e^{2.054 - 1.195N_{ij}}} \\ P(\text{AIS} \geq 3) = \frac{1}{1 + e^{3.227 - 1.195N_{ij}}} \\ P(\text{AIS} \geq 4) = \frac{1}{1 + e^{2.693 - 1.195N_{ij}}} \\ P(\text{AIS} \geq 5) = \frac{1}{1 + e^{3.817 - 1.195N_{ij}}} \end{cases} \quad (3)$$

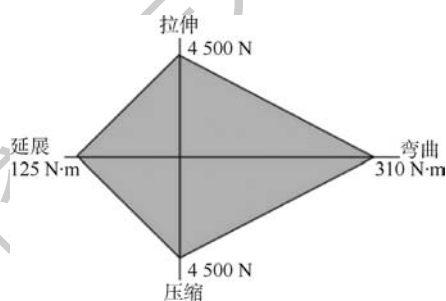


图16 第50百分位假人 N_{ij} 标准化截距值
Fig. 16 The 50th percent dummy N_{ij} normalized intercept value

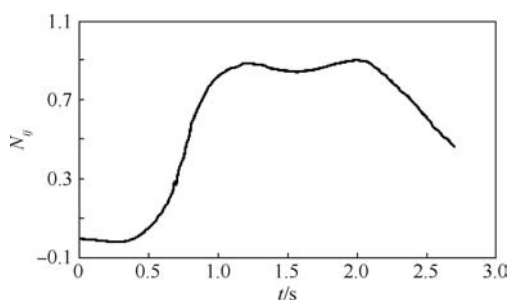


图17 N_{ij} 时间曲线
Fig. 17 N_{ij} time curve

文献[22]给出了简明损伤定级法,并给出了不同 AIS 等级的损伤描述,如表 3 所示。

通过计算,分别得到发生各级损伤的概率如表 4 所示。

表 3 AIS 等级及损伤描述^[22]

Table 3 AIS and injury description^[22]

AIS 等级	损伤描述
0	无损伤 (no injury)
1	轻微伤 (minor)
2	中度伤 (moderate)
3	较重伤 (serious)
4	严重伤 (severe)
5	危重伤 (critical)
6	最危重伤 (maximum)
9	未知等级 (unknown)

表 4 预测各级损伤发生的概率

Table 4 Probability prediction of injury at all levels

损伤等级	概率/%
AIS \geq 2	27.37
AIS \geq 3	18.99
AIS \geq 4	16.59
AIS \geq 5	6.07

结合 AIS 损伤等级的描述,发生中度及以上伤的概率为 27.37%,较重及以上伤的概率为 18.99%,严重及以上伤的概率为 16.59%,而发生危重及以上伤的概率仅为 6.07%。可见,阻拦着舰过程中飞行员头颈部发生危重伤的概率很小。

4 结论

通过对舰载机阻拦着舰过程中人体颈部的生物力学仿真计算,分析飞行员在该过程中的损伤情况,结果表明:

1) 应力最大值出现在 C7 椎弓下两侧的位置,大小为 95.39 MPa,无明显形变。可见椎骨所受应力并不足以直接造成椎骨的损伤,但由于存在应力集中点,长期重复受力,易造成疲劳伤害。

2) 阻拦着舰过程造成头颈部过度前伸,导致关节囊韧带拉伸较其他韧带更长,更易造成拉伤或松弛,从而引起椎体失稳。

3) 椎间盘的应力值最大均值出现在 C7-T1,达到 18.3 MPa。与其他相邻椎间盘间应力变化相反,C4-C5 的应力均值大于 C5-C6,因此,该部位更容易造成损伤,这与临床报告 C4-C5 椎间盘发病率高于其他部位结果一致。

4) 结合 NIC 和 N_{ij} 损伤标准分析可知,阻拦着舰过程造成飞行员头颈部危重及以上损伤的概

率仅为 6.07%,即造成椎骨和脊髓损伤的可能性很小。

综上所述,在舰载机飞行员防护装备的设计开发过程中,应考虑设计有缓冲或固定作用的头枕、更贴合颈部曲线的颈枕,以及通过设计降低头盔重量等方法,来降低阻拦着舰过程对飞行员头颈部的损伤概率。另外,在飞行员体能训练过程中应强化颈部肌肉力量的训练。

参考文献 (References)

- [1] 郑峰婴. 舰载机着舰引导技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
ZHENG F Y. Research on carrier-based carrier navigation technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007 (in Chinese).
- [2] 张选斌,唐勇,岳洪梅. $\pm G_x$ 加速度对航母舰载机飞行员的影响及防护对策[J]. 人民军医,2013,56(10):1124-1125.
ZHANG X B, TANG Y, YUE H M. The influence of $\pm G_x$ acceleration on the pilots of aircraft carriers and countermeasures [J]. People's Military Surgeon, 2013, 56(10): 1124-1125 (in Chinese).
- [3] 张建,王明敏,李明皋,等. 外军航母舰载机飞行员职业特点分析[J]. 海军医学杂志,2012,33(2):144-145.
ZHANG J, WANG Q M, LI M G, et al. Analysis of occupational characteristics of aircraft carrier pilots of foreign military carriers [J]. Journal of Navy Medicine, 2012, 33(2): 144-145 (in Chinese).
- [4] 张建国,周蕊,薛强. 基于挥鞭样损伤研究的颈部有限元模型的建立及验证[J]. 中国生物医学工程学报,2008,27(3):389-392.
ZHANG J G, ZHOU R, XUE Q. Establishment and verification of cervical finite element model based on whiplash injury research [J]. Chinese Journal of Biomedical Engineering, 2008, 27(3): 389-392 (in Chinese).
- [5] ZHANG Q H, TEO E C, TAN K W. Effect of muscles activation on head-neck complex under simulated ejection [J]. Journal of Musculoskeletal Research, 2011, 40 (Supl. 2): 155-165.
- [6] YOGANANDAN N, KUMARESAN S, PINTAR F A. Geometric and mechanical properties of human cervical spine ligaments [J]. Journal of Biomechanical Engineering, 2000, 122(6): 623-629.
- [7] DUAN Y, WANG H H, JIN A M, et al. Finite element analysis of posterior cervical fixation [J]. Orthopaedics & Traumatology: Surgery & Research, 2015, 101(1): 23-29.
- [8] CAI X, YU Y, LIU Z, et al. Three-dimensional finite element analysis of occipitocervical fixation using an anterior occiput-to-axis locking plate system: A pilot study [J]. Spine Journal Official Journal of the North American Spine Society, 2014, 14(8): 399-409.
- [9] YANG K H, HU J, WHITE N A, et al. Development of numerical models for injury biomechanics research: A review of 50 years of publications in the stapp car crash conference [J]. Stapp Car Crash Journal, 2006, 50: 429-490.

- [10] LI F, LI H G, HU W, et al. Simulation of muscle activation with coupled nonlinear FE models[J]. *Journal of Mechanics in Medicine & Biology*, 2016, 16(6): 1-14.
- [11] RAJ P P. Intervertebral disc: Anatomy-physiology-pathophysiology-treatment[J]. *Pain Practice*, 2008, 8(1): 18-44.
- [12] MEYER F, BOURDET N, DECK C, et al. Human neck finite element model development and validation against original experimental data[J]. *Stapp Car Crash Journal*, 2004, 48: 177-206.
- [13] PANJABI M M, JR BRAND R A, WHITE A A. Mechanical properties of the human thoracic spine as shown by three-dimensional load-displacement curves[J]. *Spine*, 1976, 58(5): 42-52.
- [14] EWING C L, THOMAS D J, LUSTICK L, et al. Dynamic response of human and primate head and neck to +Gy impact acceleration; DOT-HS-803-058 [R]. Washington, D. C.: TRID, 1978.
- [15] YOGANANDAN N, KUMARESAN S, PINTAR F A. Biomechanics of the cervical spine Part 2. Cervical spine soft tissue responses and biomechanical modeling [J]. *Clinical Biomechanics*, 2001, 16(1): 1-27.
- [16] LV K, ZHU Q, LI X. Modeling and simulation for arrested landing of carrier-based aircraft [C] // 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1928-1933.
- [17] PARR M J C, MILLER M E, BRIDGES N R, et al. Evaluation of the N_{ij} neck injury criteria with human response data for use in future research on helmet mounted display mass properties [J]. *Neuromodulation Technology at the Neural Interface*, 2012, 56(1): 2070-2074.
- [18] 刘映璇. 高速后碰撞时人体上颈椎的有限元分析[D]. 太原: 太原理工大学, 2017.
- LIU Y X. Finite element analysis of the upper cervical vertebrae in high-speed post-collision[D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2017 (in Chinese).
- [19] BOSTRÖM O, SVENSSON M Y, ALDMAN B, et al. A new neck injury criterion candidate-based on injury findings in the cervical spinal ganglia after experimental neck extension trauma [C] // International IRCOBI Conference on the Biomechanics of Impact, 1996: 882-887.
- [20] PANJABI M M, ITO S, IVANCIC P C, et al. Evaluation of the intervertebral neck injury criterion using simulated rear impacts [J]. *Journal of Biomechanics*, 2005, 38(8): 1694.
- [21] TANNOUS R, EPINGER R, EMILY S, et al. Development of improved injury criteria for the assessment of advanced automotive restraint systems- II [J]. *Dummies*, 1998, 54(8): 151-152.
- [22] SCHMITT K U, MUSER M H, WALZ F H, et al. N_{km} —A proposal for a neck protection criterion for low-speed rear-end impacts [J]. *Traffic Injury Prevention*, 2002, 3(2): 117-126.

作者简介:

包佳仪 女, 博士研究生。主要研究方向: 航空航天人因工程。

王兴伟 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空工效学。

周前祥 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空航天人因工程。

Analysis and prediction of neck injury of pilots during carrier aircraft arrest deck-landing

BAO Jiayi^{1,2}, WANG Xingwei^{3,*}, ZHOU Qianxiang^{1,2}, SHEN Yuhong⁴, LI Chenming⁴, LIU Huawei⁵

(1. School of Biological Science and Medical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Institute of Aviation Medicine, Air Force, Beijing 100142, China; 4. Institute of Military Engineering and Technology, Beijing 100010, China; 5. Chinese PLA General Hospital, Beijing 100853, China)

Abstract: Aimed at the high incidence of neck pain caused by large blocking load in the process of arrest deck-landing the aircraft carrier, the biomechanical response of pilots under the condition of continuous overload is studied by the finite element method. Based on CT scanning images, Mimics was used to perform the 3D reconstruction of the head and C1-T1 vertebrae, and Geomagic Studio was used to form a curved surface. The finite element model was established by Hypermesh and ABAQUS, and the stress and strain of each vertebra and soft tissue were calculated in ABAQUS. Combined with damage assessment criteria NIC and N_{ij} , the neck injury of pilots was analyzed and predicted. The results show that the dynamic response of the finite element model is in agreement with the static and dynamic experimental results, and the accuracy of the model and the feasibility of the modeling method are verified. The tension of the articular capsule ligament is longer than the other ligaments, and it is easy to cause injury or relaxation. Long-term training will cause diseases such as ligament damage, intervertebral disc herniation and instability of cervical vertebra. The mean stress of C4-C5 intervertebral disc is greater than that of C5-C6 intervertebral disc. Therefore, it is easier to cause injury and should be strengthened. The probability of critical and above injuries in head and neck is only 6.07%, that is, the possibility of injury to vertebrae and spinal cord is very small. The research results can provide theoretical support for the design and improvement of neck protection devices, countermeasures and flight training methods for pilots.

Keywords: arrest deck-landing; finite element; continuous overload; head and neck; injury analysis

Received: 2018-07-02; **Accepted:** 2018-07-13; **Published online:** 2018-10-10 17:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181008.1342.001.html

Foundation item: National Key R&D Program of China (2016YFC0802807)

* **Corresponding author.** E-mail: xingweiwang2013@sina.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0339

基于代理模型的制导火箭炮发射诸元计算方法

赵强¹, 汤祁忠², 韩珺礼³, 杨明², 陈志华^{1,*}

1. 南京航空航天大学 瞬态物理重点实验室, 南京 210094; 2. 中国兵器工业集团有限公司 导航与控制技术研究所, 北京 100089;
3. 北京机电研究所, 北京 100083)



摘 要: 针对制导火箭炮发射诸元的快速计算问题, 提出了一种结合大样本数据和代理模型计算发射诸元的新方法。运用代理模型建立射角、无控弹道侧偏与炮位纬度、炮位高程、射向、射程、目标点高程及药温之间的函数关系, 并根据射程和无控弹道侧偏的预测值对射向进行修正。仿真结果表明, 高阶多项式响应面、相关函数为高斯函数的 Kriging、高阶单项式径向基函数、核函数为高斯函数的最小二乘支持向量机、激活函数为正弦函数的超限学习机以及由上述单一代理模型构建的组合代理模型均具有较高的预测精度, 各种单一代理模型对射角和无控弹道侧偏的预测时间均小于 1 ms, 证明了基于代理模型的射角和无控弹道侧偏预测方法切实可行, 且通过对射向进行修正有效减小了由于地球自转引起的无控弹道侧偏。

关键词: 制导火箭炮; 发射诸元; 大样本数据; 代理模型; 射向修正

中图分类号: TJ012.3; TJ393

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0508-12

作为陆军主要远程压制武器, 远程精确制导火箭炮是炮兵对敌远程精确打击的主要力量。在现代及未来战争中, 提高火箭炮自身的生存能力至关重要, 其中缩短发射准备时间以提高其快速反应能力是最重要的方向之一。因此, 在保证一定精度的前提下, 研究发射诸元快速计算问题显得尤为重要。

在制导火箭炮发射前必须对其发射诸元进行快速装定, 即在给出炮位和目标点经度、纬度、高程的条件下快速计算火箭炮的射角和射向^[1]。制导火箭弹具有一定的机动能力, 能有效克服各种随机误差, 如初始发射误差、弹体参数误差、气动参数误差和气象误差, 因此制导火箭炮的发射诸元装定可简化, 不需要输入实际气象文件, 除保留药温修正外, 取消相关的修正诸元计算。因此, 为进一步提高发射诸元的计算精度并有效缩短计

算时间, 亟需对标准气象条件下发射诸元的快速计算方法进行研究。

计算火箭炮发射诸元的方法有 2 种: 射表法和迭代法。其中, 射表法是一种以射表为基础采用插值或数据拟合的方法求解射程对应的基本诸元和修正诸元的处理方法^[2]。该方法是目前工程中常用的发射诸元计算方法, 存在一定的误差, 可在一定范围内满足精度要求。

迭代法是在迭代初值的基础上通过多次求解弹道方程组得到发射诸元的一种计算方法, 该方法可对任意发射条件下的发射诸元进行精确计算。与射表法相比, 迭代法的计算速度较慢, 其计算速度主要取决于弹道模型、迭代初始值和迭代方法。六自由度弹道模型^[3]是最为精确的, 但在实际计算时必须采用较小的步长, 且需要多次迭代计算, 所需的计算时间较长, 而采用其他的弹道

收稿日期: 2018-06-07; 录用日期: 2018-09-03; 网络出版时间: 2018-09-21 15: 18

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180919.1651.001.html

基金项目: 江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX17_0392)

* 通信作者. E-mail: chenzh@mail.njust.edu.cn

引用格式: 赵强, 汤祁忠, 韩珺礼, 等. 基于代理模型的制导火箭炮发射诸元计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 508-519. ZHAO Q, TANG Q Z, HAN J L, et al. Method for calculating firing data of guided rocket launcher based on surrogate model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 508-519 (in Chinese).

模型又会造成射角的计算精度较低,因此,最大限度地减少迭代次数是提高迭代法计算速度的关键。在给定弹道模型条件下,迭代次数主要取决于迭代初值和迭代方法。对于迭代初值的选取,一般通过射表法得到,主要采用插值或多项式拟合的方法^[2,4]。对于迭代方法,周路晶等提出了一种改进的迭代计算方法,该方法可以大幅减少射角计算所需的迭代修正次数^[5];赵东华等提出了一种基于二分法求根的射角计算方法^[6],Chusilp等提出了4种迭代方法,并以M107式榴弹的射角计算为例对比了4种方法的计算速度^[7];此外,Charubhun和Chusilp针对多管火箭炮系统的3种射程与射角的关系提出了一种利用六自由度弹道方程组和二分法计算射角的方法^[8]。

若不考虑弹体参数误差和气象误差等随机误差影响,射角和无控弹道侧偏的大小由炮位纬度、炮位高程、射向、射程、目标点高程和药温等因素确定,且射角、无控弹道侧偏与上述各影响因素间具有高度非线性的函数关系。综合考虑影响发射诸元的各个因素,研究一种标准气象条件下发射诸元的快速、高精度计算方法,其计算结果既可以直接作为制导火箭炮的装定诸元,又可以作为发射筒控和无控火箭弹的火箭炮在实际气象条件下迭代弹道方程组时的初值,具有重要意义。

本文提出了一种基于大样本数据建立射角和无控弹道侧偏代理模型的方法。代理模型是通过仿真模型的输入参数和输出结果进行拟合而得到的新的数学模型,该数学模型的计算结果可以代替昂贵、耗时的高精度模型的仿真分析结果^[9],被广泛应用于实际的工程优化设计中^[10]。

以某制导火箭炮为例,进行了发射诸元计算方法的应用研究。首先,运用拉丁超立方抽样(Latin Hypercube Sampling, LHS)^[11]进行数值试验设计,并分别运用多项式响应面(Polynomial Response Surface, PRS)、Kriging^[12]、径向基函数(Radial Basis Function, RBF)^[13]、最小二乘支持向量机(Least Squares Support Vector Machine, LSSVM)^[14]、超限学习机(Extreme Learning Machine, ELM)^[15]和组合代理模型(Ensemble of Surrogate Model, EOSM),进行了基于代理模型的发射诸元计算方法研究,建立了射角、无控弹道侧偏与炮位纬度、炮位高程、射向、射程、目标点高程及药温之间的函数关系;其次,以预测射角为例,统计了各种代理模型的预测时间;然后,为了减小末制导段的舵资源压力,提出了一种射向修正方法,即通过已建立的无控弹道侧偏与各个影响因素的函数关

系预测无控弹道侧偏,并根据无控弹道侧偏的预测值和射程计算射向的修正角度,同时对射向修正法的修正效果进行了验证;最后,分析了测试样本数量和训练样本数量对预测精度的影响。

1 代理模型的相关理论

1.1 多项式响应面

多项式响应面是一种采用统计学回归分析进行函数拟合的代理模型,具有计算量小、构造简单、鲁棒性良好等特点,在工程产品优化设计中应用较为广泛。为推导和书写方便,假定响应是一维的,则多项式响应面的表达式为

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j \geq i}^n \beta_{ij} x_i x_j + \dots \quad (1)$$

式中: $\hat{y}(\mathbf{x})$ 为代理模型的预测值; x_i 为 n 维自变量 \mathbf{x} 的第 i 个分量; β_0 、 β_i 和 β_{ij} 均为待定系数,通常使用最小二乘估计方法获得。

1.2 Kriging

Kriging是一种基于统计理论,充分考虑变量空间相关特征的插值技术^[12],包含回归模型部分和随机模型部分:

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + z(\mathbf{x}) \quad (2)$$

式中: $f(\mathbf{x})$ 为回归模型部分,提供全局近似,且通常为多项式函数; $z(\mathbf{x})$ 为随机模型部分,提供局部偏差近似,其均值为零,方差为 σ^2 ,协方差为

$$\text{cov}(z(\mathbf{x}^{(i)}), z(\mathbf{x}^{(j)})) = \sigma^2 R(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) \quad (3)$$

式中: $R(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)})$ 为带有参数向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的相关函数,表示训练样本点 $\mathbf{x}^{(i)}$ 和 $\mathbf{x}^{(j)}$ 之间的空间相关性。常见的相关函数包括立方函数(Cubic)、指数函数(Exp)、高斯函数(Gauss)、线性函数(Lin)、球形函数(Spherical)和样条函数(Spline)等。此外,文献[16]给出了2种Matern相关函数Matern32和Matern52,表达式分别为

$$R(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) = (1 + \sqrt{3}l) e^{-\sqrt{3}l} \quad (4)$$

$$R(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) = (1 + \sqrt{5}l + 5l^2/3) e^{-\sqrt{5}l} \quad (5)$$

式中: $l = \sqrt{\sum_{k=1}^n \theta_k (x_k^{(i)} - x_k^{(j)})^2}$, θ_k 、 $x_k^{(i)}$ 和 $x_k^{(j)}$ 分别为 $\boldsymbol{\theta}$ 、 $\mathbf{x}^{(i)}$ 和 $\mathbf{x}^{(j)}$ 的第 k 个分量。

1.3 径向基函数

径向基函数模型是以径向基函数为核函数,并通过线性叠加构造出来的模型^[13]。正定径向基函数模型的基本形式如下:

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{k=1}^{M_R} a_k \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}^{(k)}\|_2) \quad (6)$$

式中: M_R 为基函数个数; a_k 为基函数的加权系

数; $\|\cdot\|_2$ 为欧氏范数; $\phi(\cdot)$ 为基函数, 常见的正定基函数包括高斯函数 (Gauss) 和逆多二次函数 (Inverse Multi-Quadric, IMQ) 等。

在式(6)中添加一个多项式, 即可得到条件正定径向基函数模型的表达式为

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{k=1}^{M_R} a_k \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}^{(k)}\|_2) + \sum_{d \leq q} \lambda_d \mathbf{x}^d \quad (7)$$

式中: q 为径向基函数条件正定的阶数; λ_d 为多项式回归系数; d 为多项式阶数。常见的条件正定基函数包括单项式函数 (Monomial, MN)、多二次函数 (Multi-Quadric, MQ) 和薄板样条函数 (Thin-Plate Splines, TPS) 等。

1.4 最小二乘支持向量机

支持向量机是一种建立在统计学习理论的 VC 维理论和结构风险最小化原则基础上的新的机器学习技术^[17], 已成功应用于处理非线性回归和分类等实际问题。最小二乘支持向量机是 SVM 的一种扩展^[14], 它将不等式约束替代为等式约束, 简化了计算, 具有出色的预测分析能力。其一般表达式为

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{k=1}^{M_S} \gamma_k K(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(k)}) + b \quad (8)$$

式中: M_S 为支持向量的个数; γ_k 为权向量 $\boldsymbol{\gamma}$ 的第 k 个权值; $K(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(k)})$ 为核函数, 常见的核函数包括线性函数 (Lin)、多项式函数 (Polynomial) 和高斯函数 (Gauss) 等; b 为常数项。

1.5 超限学习机

超限学习机是由黄广斌等提出的一种新型快速学习算法^[15]。对于一个具有 M_E 个隐层节点的单隐层神经网络, 表达式为

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{k=1}^{M_E} \mu_k g(\boldsymbol{\eta}_k \mathbf{x} + c_k) \quad (9)$$

式中: μ_k 为隐含层到输出层的权值; $g(\cdot)$ 为激活函数, 常用的激活函数包括径向基传递函数 (Radbasis)、Sigmoid 函数 (Sigmoid)、正弦函数 (Sine)、双曲正切函数 (Tanh) 和三角形基函数 (Tribasis) 等; $\boldsymbol{\eta}_k = [\eta_{k1}, \eta_{k2}, \dots, \eta_{kn}]$ 为输入层到隐含层的权值向量; c_k 为隐含层偏置。

1.6 组合代理模型

组合代理模型, 也称加权平均代理模型 (weighted average surrogate model), 是近似建模领域新的研究热点, 其一般形式为

$$\hat{y}_E(\mathbf{x}) = \sum_{k=1}^{N_S} \omega_k \hat{y}_k(\mathbf{x}) \quad (10)$$

式中: $\hat{y}_E(\mathbf{x})$ 为 EOSM 的预测值; N_S 为单一代理模型的个数; ω_k 和 $\hat{y}_k(\mathbf{x})$ 分别为第 k 个单一代理模

型的权系数和预测值, 且 $\sum_{k=1}^{N_S} \omega_k = 1$ 。

计算权系数是构建 EOSM 的关键环节, 目前典型的权系数计算方法有最优权系数法、反比例平均化法和启发式计算法等^[18]。本文采用最优权系数法, 该方法将权系数的计算过程看作一个优化问题, 使用的优化方法是多变异位自适应遗传算法 (Multi-Mutation Adaptive Genetic Algorithm, MMAGA)^[19], 优化变量是单一代理模型的权系数 ω_k , 目标函数是最小 EOSM 的预测误差, 该优化问题表述如下:

$$\begin{cases} \text{Find: } \omega_k \\ \min: E_E = \text{Err}\{\hat{y}_E(\mathbf{x}), y(\mathbf{x})\} \\ \text{s. t. : } \sum_{k=1}^{N_S} \omega_k = 1 \end{cases} \quad (11)$$

式中: E_E 和 $\text{Err}\{\cdot\}$ 分别为 EOSM 的预测误差和误差测度, 并采用均方根误差作为 EOSM 的误差测度; $y(\mathbf{x})$ 为 \mathbf{x} 处的真实响应值。

1.7 代理模型预测精度的评价方法

采用最大绝对误差 (Maximum Absolute Error, MAE)、最大相对误差 (Maximum Relative Error, MRE) 和均方根误差 (Root Mean Squared Error, RMSE) 指标来衡量代理模型的预测精度, 表达式分别为

$$\text{MAE} = \text{Max}(|\Delta y_1(\mathbf{x})|, |\Delta y_2(\mathbf{x})|, \dots, |\Delta y_{N_T}(\mathbf{x})|) \quad (12)$$

$$\text{MRE} = \text{Max}\left(\frac{|\Delta y_1(\mathbf{x})|}{|y_1(\mathbf{x})|}, \frac{|\Delta y_2(\mathbf{x})|}{|y_2(\mathbf{x})|}, \dots, \frac{|\Delta y_{N_T}(\mathbf{x})|}{|y_{N_T}(\mathbf{x})|}\right) \times 100\% \quad (13)$$

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{N_T} \sum_{k=1}^{N_T} (\Delta y_k(\mathbf{x}))^2} \quad (14)$$

式中: $\Delta y_k(\mathbf{x}) = y_k(\mathbf{x}) - \hat{y}_k(\mathbf{x})$, $y_k(\mathbf{x})$ 和 $\hat{y}_k(\mathbf{x})$ 分别为第 k 个测试样本对应的真实响应值和预测值; $\text{Max}(\cdot)$ 为最大值函数; N_T 为测试样本数量。

2 发射诸元计算方法

2.1 发射诸元的计算流程

基于代理模型的制导火箭炮发射诸元计算流程如图 1 所示, 主要包括射角和无控弹道侧偏的代理模型构建、基于代理模型的发射诸元计算, 其中射角和无控弹道侧偏的代理模型构建过程如下:

1) 建立弹道模型。弹道模型直接决定了发射诸元的计算精度。本文采用文献[20]中的六

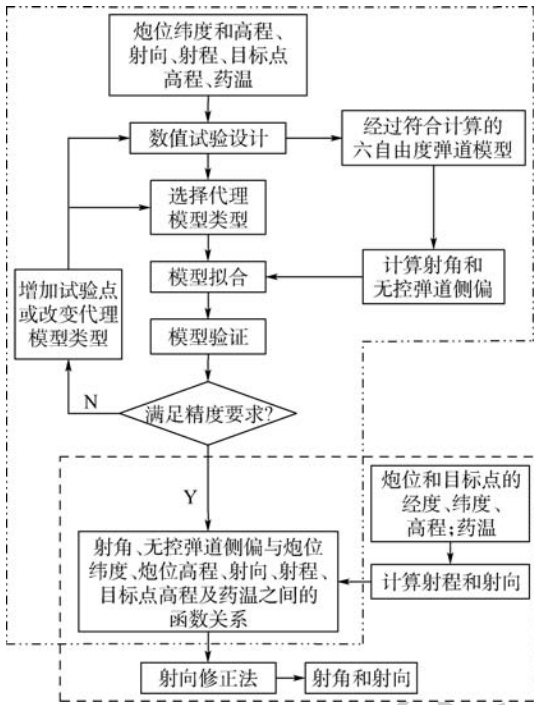


图1 基于代理模型的制导火箭炮发射诸元计算流程
Fig.1 Process for calculating firing data of guided rocket launcher based on surrogate model

自由度弹道模型,该弹道模型综合考虑了地球自转及扁率的影响,并结合多次飞行试验结果进行了符合计算,运用该弹道模型得到的仿真结果与飞行试验结果高度吻合。

2) 运用代理模型建立射角、无控弹道侧偏与炮位纬度 B_0 、炮位高程 H_0 、射向 A_T 、射程 X_C 、目标点高程 H_T 、药温 T_s 之间的函数关系。具体过程包括数值试验设计得到试验数据、基于试验数据等进行代理模型的选择和拟合以及检验代理模型的预测精度等。

在给出炮位和目标点位置信息的情况下,制导火箭炮发射诸元的计算步骤如下:

1) 根据炮位和目标点的经度、纬度、高程,计算射程和射向。

2) 根据炮位纬度、炮位高程、射程、射向、目标点高程和药温,运用已经建立的无控弹道侧偏与各个影响因素之间的函数关系,计算无控弹道侧偏。

3) 根据射程和无控弹道侧偏,使用射向修正法计算射向修正量,从而得到修正的射向和射程。

4) 根据炮位纬度和高程、修正的射向和射程、目标点高程、药温,运用已经建立的射角与各个影响因素之间的函数关系,计算射角。

2.2 各试验点对应的射角和无控弹道侧偏的计算步骤

各试验点对应的射角和无控弹道侧偏通过反

复迭代六自由度弹道程序得到,计算步骤如下:

步骤1 运用二元三点插值法计算标准气象条件下给定的射程 X_C 和炮位高程 H_0 对应的射角 θ_1 ,并将 θ_1 作为迭代计算的初值。

步骤2 使用六自由度弹道程序计算 θ_1 对应的标准气象条件下的射程 X_1 ;并计算 X_1 与 X_C 的差值 $\Delta X_1 = X_C - X_1$ 。

步骤3 根据 ΔX_1 确定射角的迭代步长 $\Delta\theta_1$,则第2次迭代的射角 $\theta_2 = \theta_1 + \Delta\theta_1$,并使用六自由度弹道程序计算 θ_2 对应的射程 X_2 。

步骤4 按照以下迭代修正公式确定更高精度的射角:

$$\theta_k = \theta_{k-1} + \frac{\theta_{k-1} - \theta_{k-2}}{X_{k-1} - X_{k-2}}(X_C - X_{k-1}) \quad (15)$$

式中: θ_k 、 θ_{k-1} 和 θ_{k-2} 分别为迭代 k 、 $k-1$ 和 $k-2$ 次得到的射角; X_{k-1} 和 X_{k-2} 分别为射角 θ_{k-1} 和 θ_{k-2} 对应的射程。基于式(15)进行射角的迭代计算,在每次迭代计算中使用六自由度弹道程序计算射角 θ_k 对应的射程 X_k ,直到 $|X_C - X_k|$ 满足给定的精度,并将试验点中的 X_C 替换为 X_k ,同时输出射角 θ_k 对应的无控弹道侧偏。

在利用式(15)进行射角的迭代计算过程中,若射程 X_C 大于给定的 B_0 、 H_0 、 A_T 、 H_T 、 T_s 条件下的最大射程,则只需在式(15)的基础上,结合迭代关系式 $\theta_k = \theta_{k-1} + \Delta\theta_{k-1}$,将射角迭代到最大射程角,并输出最大射程角对应的射程和无控弹道侧偏,同时将试验点中的 X_C 替换为最大射程。

2.3 射向修正法

考虑到地球自转的影响,指向目标的远程火箭弹的无控弹道会存在一定的侧偏,且侧偏会随着射程和飞行时间的增加而增大。同时,由于远程火箭弹的气动舵较小,因而能提供的控制力有限。若按照传统的控制思路,在末制导段进行修正有可能导致该段长时间舵资源饱和,进而影响弹体稳定和落点精度。为了解决这一难题,提出了一种通过修正射向来减小侧偏的方法。

射向修正法的基本原理如图2所示。其中 O 为炮位, T 为真实目标点, T_1 为虚拟目标点, ON 为真北轴, OT 为真实射程, OT_1 为虚拟射程(即修正的射程), TT_3 为无控弹道侧偏的预测值,且 $T_1T = TT_3$, $\angle OT_1T = \angle OTT_4 = 90^\circ$, T_1T_2 表示 OT_1 对应的真实无控弹道侧偏, TT_4 为 OT 对应的真实无控弹道侧偏, A'_T 为修正的射向, A_T 为根据炮位和目标点经纬度求得的射向, α 为射向修正量。 α 和 A'_T 分别满足如下关系:

$$\alpha = \arcsin(\overline{T_1T}/\overline{OT}) = \arcsin(\overline{TT_3}/\overline{OT}) \quad (16)$$

$$A'_T = A_T - \alpha \quad (17)$$

由图2中的几何关系可知:

$$\begin{aligned} \angle T_1OT_2 &= \arctan(\overline{T_1T_2}/\overline{OT_1}) = \\ &= \arctan(\overline{T_1T_2}/(\overline{OT}\cos\alpha)) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\angle T_2OT = \alpha - \angle T_1OT_2 \quad (19)$$

$$\overline{OT_2} = \sqrt{(\overline{OT_1})^2 + (\overline{T_1T_2})^2} \quad (20)$$

通过射向修正法得到的无控弹道落点(T_2)与真实目标点(T)之间的距离在地面坐标系下 x 轴和 z 轴方向的投影 Δx 和 Δz 分别满足如下关系:

$$\Delta x = |\overline{OT} - \overline{OT_2}\cos\angle T_2OT| \quad (21)$$

$$\Delta z = |\overline{OT_2}\sin\angle T_2OT| \quad (22)$$

当制导火箭弹进入末制导段后,以某种导引方法将火箭弹导向目标。图3给出了制导火箭弹在地面坐标系中的 z 轴分量随时间的变化关系。由图可知,经过射向修正可使得地面坐标系中的 z 轴分量在末制导段得到大幅度减小,从而可有效减小末制导段的舵资源压力。

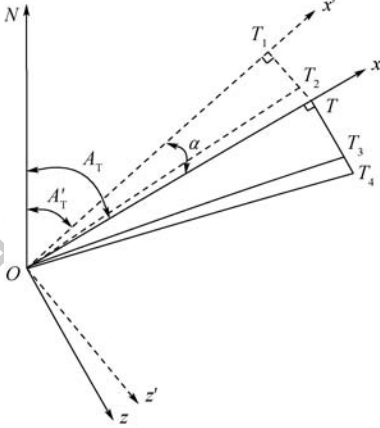


图2 射向修正法的原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of target azimuth correction method

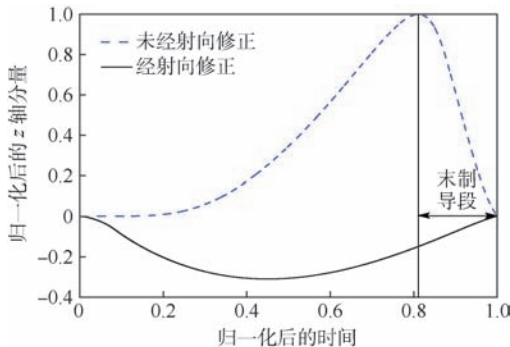


图3 制导火箭弹在地面坐标系中的 z 轴分量随时间的变化关系

Fig. 3 Variation of z -axis component of guided rocket in ground coordinate system with time

3 仿真分析

基于国际标准大气(ISO 2533:1975^[21]),分别运用 PRS、Kriging、RBF、LSSVM、ELM 和 EOSM 对射角和无控弹道侧偏进行了预测,并对各种代理模型的预测精度进行了比较分析。在此基础上,对射角和无控弹道侧偏进行了预测快速性分析,并对射向修正法的修正效果进行了分析。

本文采用 LHS 对各影响因素进行数值试验设计。各影响因素的取值范围如表1所示,表中 $1 \text{ mil} = 0.06^\circ$,训练样本数量为 12 000,测试样本数量为 5 000。

表1 各影响因素的变化范围

Table 1 Variation range of various influencing factors

因素	范围
$B_0/^\circ$	[0,60.00]
H_0/m	[0,5 000.00]
A_T/mil	[0,6 000.00]
X_C/km	[80.00,300.00]
H_T/m	[0,5 000.00]
$T_s/^\circ\text{C}$	[-40.00,50.00]

3.1 代理模型的预测精度分析

表2给出了不同阶数 PRS 的预测精度。对于射角和无控弹道侧偏的预测,在一定范围内,随着阶数的增加,PRS 的预测精度会有所提高。对于常用的 1~4 阶 PRS,其预测精度均较低,其中 4 阶 PRS 对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 6.167 mil 和 1.245 mil,509.76 m 和 94.03 m,主要由于低阶 PRS 仅适用于拟合一定复杂程度的函数关系,并可在局部范围内得到较精确的拟合效果,但当函数关系高度复杂时,低阶 PRS 的近似效果则较差。与低阶 PRS 相比,高阶 PRS 对射角和无控弹道侧偏的拟合效果均较好,其中 9 阶 PRS 的预测精度最高,对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 0.667 mil 和 0.084 mil,13.76 m 和 1.41 m,产生的射程 MAE、MRE 和 RMSE 分别为 208.69 m、0.13% 和 44.40 m。因此,9 阶 PRS 可更好地用于建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_T 、 T_s 之间的高度非线性函数关系。

表3给出了回归模型为 6 阶多项式的条件下,8 种相关函数对 Kriging 预测精度的影响。对于射角和无控弹道侧偏的预测,Kriging 具有较高的精度,且在各样本点处的预测值与真实值相同。相关函数对 Kriging 的预测精度会有很大影响,相关函数为 Gauss 函数和 Spline 函数时,Kriging 具

有很高的预测精度,而相关函数为 Lin 函数和 Exp 函数时,Kriging 的预测精度则较低,其中相关函数为 Gauss 函数的 Kriging 对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 0.483 mil 和 0.064 mil、6.64 m 和 0.65 m,产生的射程 MAE、MRE 和 RMSE 分别为 182.31 m、0.09% 和 33.45 m。因此,运用 Kriging 建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_T 、 T_S 之间的函数关系时,优先选择的相关函数为 Gauss 函数。

5 种基函数对 RBF 预测精度的影响如表 4 所示。对于射角和无控弹道侧偏的预测,基函数的类型对 RBF 的预测精度影响较大,当基函数为 MN 函数和 TPS 函数以及 IMQ 函数和 MQ 函数

时,RBF 的预测精度均较为接近,其中 MN 函数的阶数为最佳阶数 11。当基函数采用 11 阶 MN 函数和 Gauss 函数时,RBF 分别具有最好和最差的预测效果,其中基函数为 11 阶 MN 函数的 RBF 对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 1.033 mil 和 0.133 mil、23.22 m 和 2.59 m,产生的射程 MAE、MRE 和 RMSE 分别为 414.72 m、0.25% 和 69.86 m。因此,运用 RBF 建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_T 、 T_S 之间的函数关系时,最优基函数为 11 阶 MN 函数。

3 种核函数对 LSSVM 预测精度的影响如表 5 所示。核函数的选取对 LSSVM 的预测效果有较大影响。当核函数采用 Gauss 函数和 8 阶 Polyno-

表 2 阶数对 PRS 预测精度的影响

Table 2 Effect of order on prediction accuracy of PRS

阶数	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
1	50.867	5.023	11.813	2455.38	606.87	17422.75	11.57	6658.22
2	24.550	3.211	7.545	1485.90	347.41	11483.88	8.50	4490.55
3	9.817	1.236	2.385	914.41	185.51	4331.12	2.97	1368.86
4	6.167	0.652	1.245	509.76	94.03	2830.85	1.25	706.48
5	3.737	0.384	0.590	234.81	37.76	1298.65	0.77	320.38
6	2.333	0.240	0.323	99.02	16.15	768.27	0.47	172.21
7	1.476	0.151	0.186	49.15	7.01	519.29	0.23	95.82
8	1.085	0.111	0.120	25.06	3.46	343.80	0.15	61.56
9	0.667	0.068	0.084	13.76	1.41	208.69	0.13	44.40
10	0.792	0.078	0.088	18.10	1.93	245.16	0.14	46.51

表 3 相关函数对 Kriging 预测精度的影响

Table 3 Effect of correlation function on prediction accuracy of Kriging

相关函数	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
Cubic	0.550	0.068	0.079	14.26	1.50	217.88	0.11	45.18
Exp	1.667	0.176	0.168	64.60	6.52	583.94	0.23	69.05
Gauss	0.483	0.051	0.064	6.64	0.65	182.31	0.09	33.45
Lin	1.567	0.164	0.174	65.82	5.84	564.56	0.22	76.00
Matern32	1.433	0.151	0.147	34.79	2.44	542.97	0.21	51.70
Matern52	1.183	0.124	0.099	16.82	1.25	449.70	0.17	48.59
Spherical	1.583	0.167	0.165	58.83	5.55	602.85	0.24	67.90
Spline	0.533	0.056	0.070	10.68	1.08	201.42	0.10	40.79

表 4 基函数对 RBF 预测精度的影响

Table 4 Effect of basis function on prediction accuracy of RBF

基函数	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
Gauss	1.783	0.189	0.240	26.05	2.88	852.03	0.51	131.14
IMQ	1.350	0.165	0.182	23.69	2.64	680.56	0.53	101.25
MN	1.033	0.105	0.133	23.22	2.59	414.72	0.25	69.86
MQ	1.317	0.158	0.179	24.30	2.67	657.65	0.50	98.90
TPS	1.103	0.117	0.139	23.44	2.66	443.64	0.34	74.68

mial 函数时, LSSVM 的射角和无控弹道侧偏预测结果精度均较好, 且核函数为 Gauss 函数的 LSSVM 具有更高的预测精度, 其对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 0.983 mil 和 0.114 mil、13.85 m 和 1.77 m, 产生的射程 MAE、MRE 和 RMSE 分别为 335.83 m、0.16% 和 57.17 m; 而当核函数采用 Lin 函数时, LSSVM 的射角和无控弹道侧偏预测效果精度很差。因此, 运用 LSSVM 建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_T 、 T_S 之间的函数关系时, 可以选择的核函数为 Gauss 函数和高阶 Polynomial 函数, 但优先选择 Gauss 函数。

表 6 给出了 5 种激活函数对 ELM 预测精度的影响。激活函数的选取对 ELM 的预测效果有较大影响。对于射角和无控弹道侧偏的预测, 当激活函数分别采用 Sine 函数和 Tribas 函数时, ELM 具有最好和最差的预测效果, 其中激活函数为 Sine 函数的 ELM 对应的射角、无控弹道侧偏的 MAE 和 RMSE 分别为 1.117 mil 和 0.130 mil、24.18 m 和

2.65 m, 产生的射程 MAE、MRE 和 RMSE 分别为 337.00 m、0.22% 和 66.95 m。因此, 运用 ELM 建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_T 、 T_S 之间的函数关系时, 最优激活函数为 Sine 函数。

选择高阶 PRS (PRSho, 阶数为 9)、相关函数为 Gauss 函数的 Kriging (KRIGg)、基函数为 MN 函数的 RBF (RBFm, 阶数为 11)、核函数为 Gauss 函数的 LSSVM (LSSVMg) 和激活函数为 Sine 函数的 ELM (ELMs) 构建组合代理模型, 设置 MMAGA 算法的参数为: 种群大小 $N_p = 80$, 最大进化代数 $N_C = 300$, 杂交常数 $P_{c1} = 0.62$, 杂交常数 $P_{c2} = 0.88$, 变异常数 $P_{m1} = 0.02$, 变异常数 $P_{m2} = 0.05$ 。对于射角的 EOSM, PRSho, KRIGg, RBFm, LSSVMg 和 ELMs 的权系数依次为 0.146 140、0.775 976、0.016 503、0.044 457 和 0.016 924; 对于无控弹道侧偏的 EOSM, PRSho, KRIGg, RBFm, LSSVMg 和 ELMs 的权系数依次为 0.117 428、0.825 656、0.011 516、0.034 321 和 0.011 079。

表 7 给出了各种代理模型的预测精度。6 种

表 5 核函数对 LSSVM 预测精度的影响

Table 5 Effect of kernel function on prediction accuracy of LSSVM

核函数	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
Lin	50.850	5.020	11.813	2455.39	606.87	17422.75	11.56	6658.22
Polynomial	1.017	0.106	0.120	24.49	3.50	365.25	0.17	61.98
Gauss	0.983	0.102	0.114	13.85	1.77	335.83	0.16	57.17

表 6 激活函数对 ELM 预测精度的影响

Table 6 Effect of activation function on prediction accuracy of ELM

激活函数	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
Radbas	11.850	1.932	1.202	190.80	17.04	6131.68	4.78	762.77
Sigmoid	1.167	0.135	0.157	33.68	3.15	640.92	0.44	85.99
Sine	1.117	0.115	0.130	24.18	2.65	337.00	0.22	66.95
Tanh	8.350	1.412	0.920	160.13	15.40	5692.56	3.86	581.62
Tribas	59.217	8.505	9.667	2468.48	519.41	41920.08	31.48	6278.87

表 7 单一代理模型和组合代理模型的预测精度

Table 7 Prediction accuracy of individual surrogate models and ensemble of surrogate models

模型类型	射角			无控弹道侧偏		射程		
	MAE/mil	MRE/%	RMSE/mil	MAE/m	RMSE/m	MAE/m	MRE/%	RMSE/m
PRSho	0.667	0.068	0.084	13.76	1.41	208.69	0.13	44.40
KRIGg	0.483	0.051	0.064	6.64	0.65	182.31	0.09	33.45
RBFm	1.033	0.105	0.133	23.22	2.59	414.72	0.25	69.86
LSSVMg	0.983	0.102	0.114	13.85	1.77	335.83	0.16	57.17
ELMs	1.117	0.115	0.130	24.18	2.65	337.00	0.22	66.95
EOSM	0.467	0.049	0.061	5.93	0.60	177.69	0.08	32.60

代理模型对射角的预测精度从高到低依次为 EOSM、KRIGg、PRSho、LSSVMg、ELMs、RBFm,对无控弹道侧偏的预测精度从高到低依次为 EOSM、KRIGg、PRSho、LSSVMg、RBFm、ELMs,其中 EOSM 和 KRIGg 以及 ELMs 和 RBFm 对射角和无控弹道侧偏的预测精度均较为接近,且 EOSM 和 KRIGg 的预测精度明显高于 ELMs 和 RBFm 的预测精度。与单一代理模型相比,EOSM 对射角和无控弹道侧偏的预测精度并没有显著提高,其主要原因是:KRIGg 的预测精度明显高于其他的单一代理模型,其对应的权系数也最大,EOSM 的预测精度在很大程度上取决于 KRIGg 的预测精度。因此,在运用代理模型建立射角、无控弹道侧偏与 B_0 、 H_0 、 A_T 、 X_C 、 H_r 、 T_s 之间的函数关系时,优先选择的单一代理模型为 KRIGg。

图4和图5给出了6种代理模型对应的射角和射程的绝对误差分布情况。由图4可知,在5000个测试样本中,6种代理模型对应的射角绝对误差小于0.15 mil的测试样本占比均达84.24%以上,小于0.30 mil的测试样本占比均达96.42%以上,其中EOSM、KRIGg、PRSho对应的射角绝对误差小于0.15 mil和0.30 mil的测试样本占比均分别达94.30%以上和98.98%以上。由于射角的预测误差产生的射程误差的分布情况如图5所示,6种代理模型对应的射程绝对误差

小于50 m的测试样本占比均达58.22%以上,小于100 m的测试样本占比均达87.68%以上,其中EOSM、KRIGg、PRSho对应的射程绝对误差小于50 m和100 m的测试样本占比均分别达75.62%以上和97.04%以上。分析结果进一步验证了基于代理模型的射角预测方法具有很高的精度。

图6给出了6种代理模型对应的无控弹道侧偏绝对误差小于10 m的测试样本占比。在5000个测试样本中,6种代理模型对应的无控弹道侧偏绝对误差小于10 m的测试样本占比均达98.96%以上,其中EOSM、KRIGg和PRSho对应的测试样本占比均达99.94%以上。分析结果进

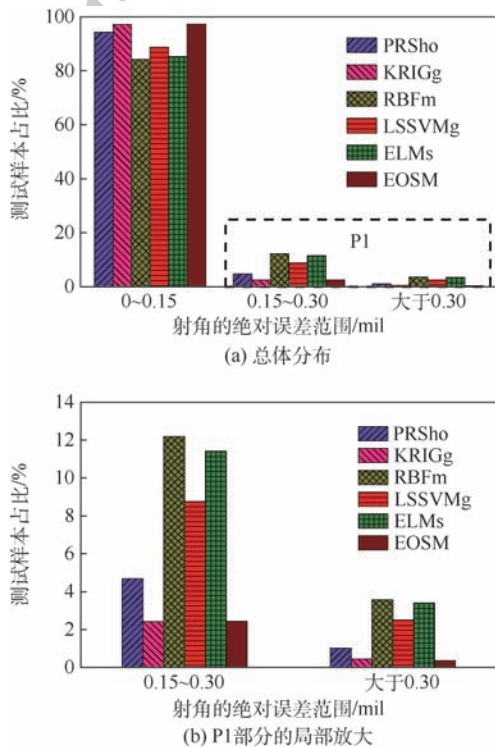


图4 射角的绝对误差分布情况

Fig. 4 Distribution of absolute error of firing angle

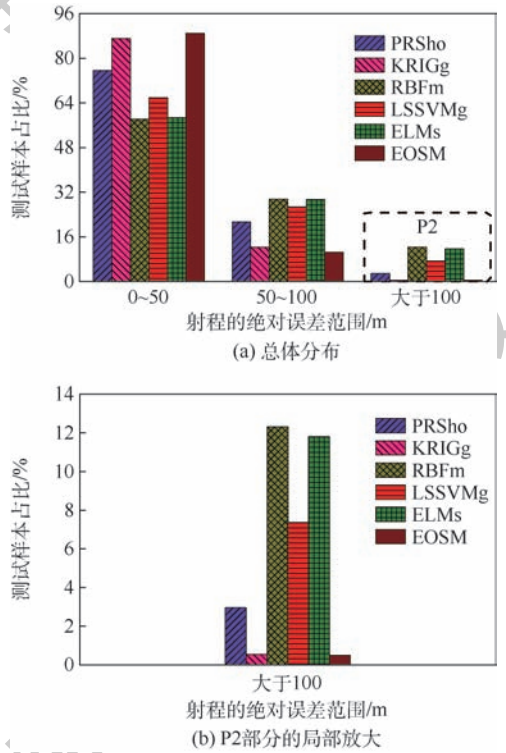


图5 射程的绝对误差分布情况

Fig. 5 Distribution of absolute error of range

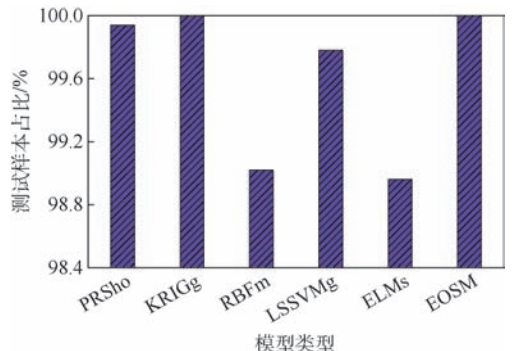


图6 无控弹道侧偏的绝对误差小于10 m的测试样本占比

Fig. 6 Percentage of testing samples with absolute error of uncontrolled lateral range less than 10 m

一步验证了基于代理模型的无控弹道侧偏预测方法具有很高的精度。

3.2 预测快速性分析

基于已建立的各种代理模型,使用 Microsoft Visual C++ 6.0 编写了射角和无控弹道侧偏的预测程序,程序运行的软硬件环境为:CPU 为 Intel(R) Core(TM) i5-6300HQ 2.30 GHz,内存空间为 4.00 GB,操作系统为 Windows7 64 位。以 5000 个测试样本为例,统计 6 种代理模型运行一次射角和无控弹道侧偏预测程序所需要的平均时间。对于同一种代理模型,射角预测程序的运行时间与无控弹道侧偏预测程序的运行时间非常接近,因此本文仅给出了 6 种代理模型的射角预测程序的运行时间,如图 7 所示。5 种单一代理模型预测射角需要的时间均小于 1 ms,其中预报速度最快和最慢的分别是 PRSho 和 KRIGg,预测时间分别为 0.036 8 ms 和 0.948 5 ms。运用组合代理模型预测射角需要的时间为 3.340 9 ms。在极短的时间内,运用各种代理模型即可获得精度较高的射角和无控弹道侧偏。

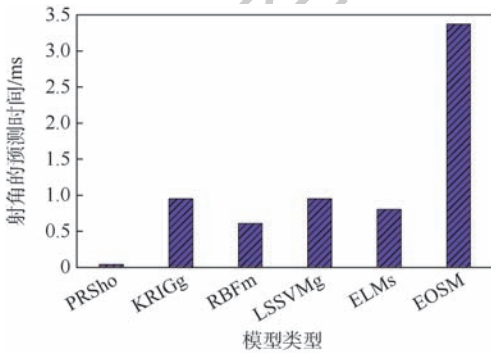


图 7 各种代理模型运行一次射角预测程序所需要的时间

Fig. 7 Execution time of various surrogate models for running one-time firing angle prediction program

3.3 射向修正法的修正效果分析

运用 5000 个测试样本对射向修正法的修正效果进行了验证,如表 8 所示,表中, $(\Delta z)_{\max}$ 和 $(\Delta x)_{\max}$ 分别表示 5000 个测试样本中 Δz 和 Δx 的最大值, $(\Delta z)_{\text{Rmse}} = \sqrt{(\Delta z)^2 / N_T}$ 。6 种代理模型对应的 $(\Delta z)_{\max}$ 和 $(\Delta x)_{\max}$ 均分别小于 33.13 m 和 0.50 m。因此,在射程变化极小的情况下,射向修正法可以有效减小由于地球自转引起的无控弹道侧偏。此外,对 5000 个测试样本进行了有控弹道仿真。结果表明,5000 个测试样本中末制导段的最大偏航角为 3.4618° 。因此,采用修正的射向并不会对弹体姿态产生较大影响。

表 8 射向修正法的修正效果

Table 8 Correction effect of target azimuth

模型类型	correction method		
	$(\Delta z)_{\max}$	$(\Delta z)_{\text{Rmse}}$	$(\Delta x)_{\max}$
PRSho	24.19	4.62	0.42
KRIGg	23.75	4.49	0.42
RBFm	28.72	5.05	0.50
LSSVMg	25.82	4.71	0.43
ELMs	33.13	5.18	0.48
EOSM	23.51	4.46	0.41

3.4 样本数量对预测精度的影响分析

图 8 和图 9 给出了代理模型为 KRIGg 和训练样本数量为 12000 的情况下测试样本数量对射角和无控弹道侧偏的预测精度影响。随着测试样本数量的增加,射角和无控弹道侧偏的 RMSE 均增加,当测试样本数量超过 5000 时,二者增加的速度明显减缓,测试样本数量对其他代理模型的预测精度影响类似。因此,5000 个测试样本即能够很好地反映出各种代理模型的预测精度。

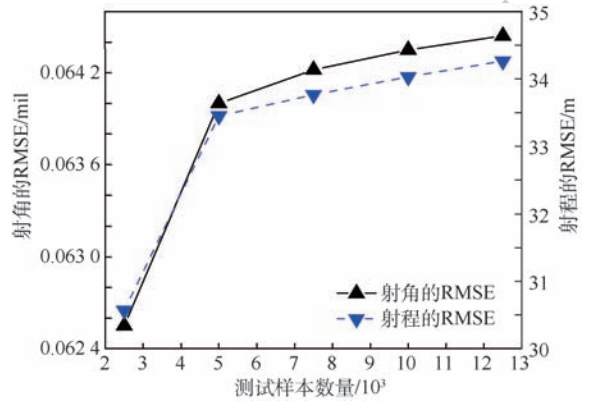


图 8 KRIGg 对射角的预测精度随测试样本数量的变化

Fig. 8 Variation of KRIGg prediction accuracy of firing angle with testing sample size

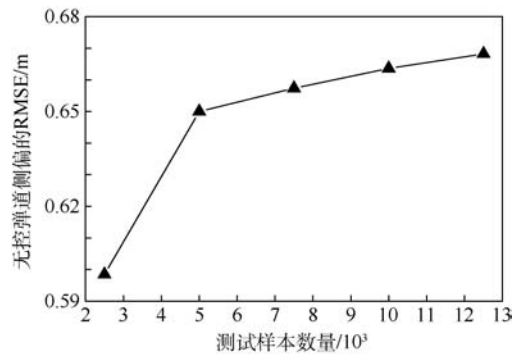


图 9 KRIGg 对无控弹道侧偏的预测精度随测试样本数量的变化

Fig. 9 Variation of KRIGg prediction accuracy of uncontrolled lateral range with testing sample size

图10~图12给出了测试样本数量为5000的情况下训练样本数量对射角和无控弹道侧偏的预测精度影响,其中训练样本6000、9000、15000和18000对应的PRSho最佳阶数依次为8、9、10和10,对应的RBFm最佳阶数依次为9、11、13和13。对于同一种代理模型,随着训练样本数量的增加,射角和无控弹道侧偏的RMSE均显著减小,表明代理模型对射角和无控弹道侧偏的预测精

度随着训练样本数量的增加而得到显著提高;当训练样本数量超过12000时,二者的减小速度明显减缓,射程的RMSE随训练样本数量的变化规律与射角的RMSE随训练样本数量的变化规律相同。因此,12000个训练样本即能够很好地反映出各种代理模型的预测精度。此外,与RBFm和ELMs相比,PRSho、KRIGg、LSSVMg和EOSM对射角和无控弹道侧偏的预测精度均更高。

4 结论

基于大样本数据,运用多种代理模型建立了射角、无控弹道侧偏与各个影响因素之间的函数关系,有效解决了制导火箭炮发射诸元的快速计算问题,主要结论如下:

1) PRSho、KRIGg、RBFm、LSSVMg、ELMs和EOSM可更好地用于建立射角、无控弹道侧偏与各个影响因素之间的函数关系。与RBFm和ELMs相比,PRSho、KRIGg、LSSVMg和EOSM对射角和无控弹道侧偏的预测精度均更高,4种代理模型的预测精度从高到低依次为EOSM、KRIGg、PRSho、LSSVMg。

2) 基于代理模型的射角和无控弹道侧偏预测方法具有精度高、速度快等优点,该方法可为制导火箭炮发射诸元的计算提供一种新的解决方案。

3) 射向修正法可以有效减小由于地球自转引起的无控弹道侧偏,从而可以有效减小制导火箭弹末制导段的舵资源压力。

随着人工智能和机器学习等技术的快速发展,制导火箭炮发射诸元计算方法的研究和应用也会获得长足发展。

参考文献 (References)

[1] 杨明,高宏伟,汤祁忠.制导火箭射表编拟研究[J].火力与指挥控制,2013,38(12):156-159.
YANG M,GAO H W,TANG Q Z. Research on compilation of firing tables of guided rocket[J]. Fire Control & Command Control,2013,38(12):156-159(in Chinese).
[2] 徐劲祥,祁祚康,林德福,等.火箭炮射表编拟及发射诸元快速装定研究[J].南京理工大学学报,2004,28(3):333-336.
XU J X,QI Z K,LIN D F,et al. Study on the compilation of firing tables and rapid firing elements binding of rocket gun system[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology,2004,28(3):333-336(in Chinese).
[3] 韩子鹏.弹箭外弹道学[M].北京:北京理工大学出版社,2014:467-472.
HAN Z P. Exterior ballistics of projectiles and rockets[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2014:467-472

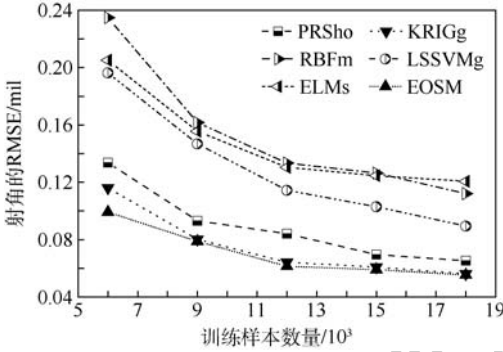


图10 射角的预测精度随训练样本数量的变化
Fig. 10 Variation of prediction accuracy of firing angle with training sample size

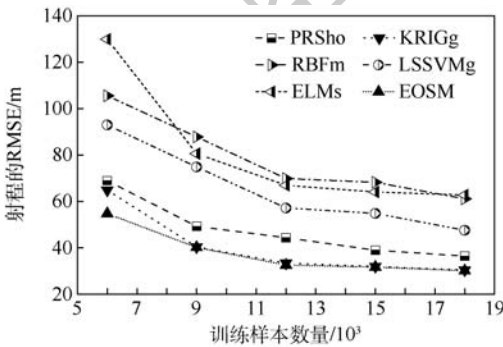


图11 由射角的预测误差引起的射程误差随训练样本数量的变化
Fig. 11 Variation of range error due to prediction error of firing angle with training sample size

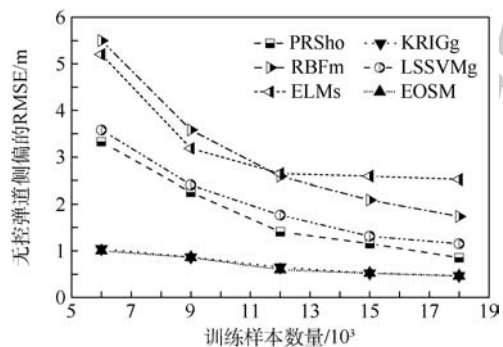


图12 无控弹道侧偏的预测精度随训练样本数量的变化
Fig. 12 Variation of prediction accuracy of uncontrolled lateral range with training sample size

(in Chinese).

- [4] CHUSILP P, CHARUBHUN W, RIDLUAN A. Developing firing table software for artillery projectiles using iterative search and 6-DOF trajectory model[C] // Proceedings of the Second TSME International Conference on Mechanical Engineering. Krabi; The Thai Society of Mechanical Engineers, 2011 : AME04.
- [5] 周珞晶, 张为华, 苏明照, 等. 火箭弹计算机射表的发射角快速确定方法[J]. 弹箭与制导学报, 1998(4) : 48-52.
ZHOU L J, ZHANG W H, SU M Z, et al. Rapid determining method for launching angle of computer's firing table of rocket projectiles[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 1998(4) : 48-52 (in Chinese).
- [6] 赵东华, 张怀智, 郭胜强, 等. 基于二分法的弹道解算决定火炮射击诸元[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(12) : 182-183.
ZHAO D H, ZHANG H Z, GUO S Q, et al. Researched on determining firing data of gun based on solving ballistic equations with binary search[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(12) : 182-183 (in Chinese).
- [7] CHUSILP P, CHARUBHUN W, NUTKUMHANG N. Investigating an iterative method to compute firing angles for artillery projectiles[C] // Proceedings of the 2012 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Piscataway, NJ; IEEE Press, 2012 : 940-945.
- [8] CHARUBHUN W, CHUSILP P. Development of automatic firing angle calculation for ground to ground MLRS[C] // Proceedings of the 2015 Asian Conference on Defence Technology. Piscataway, NJ; IEEE Press, 2015 : 17-26.
- [9] VIANA F A C, SIMPSON T W, BALABANOV V, et al. Meta-modeling in multidisciplinary design optimization: How far have we really come? [J]. AIAA Journal, 2014, 52(4) : 670-690.
- [10] KOZIEL S, LEIFSSON L. Surrogate-based modeling and optimization[M]. Berlin; Springer, 2013 : 285-391.
- [11] VIANA F A C. Surrogates toolbox user's guide version 3.0 [EB/OL]. [2018-06-06]. <http://sites.google.com/site/felipe-acviana/surrogatestoolbox>.
- [12] FORRESTER A I J, SOBESTER A, KEANE A J. Engineering design via surrogate modelling: A practical guide[M]. West Sussex; John Wiley & Sons Ltd., 2008 : 49-63.
- [13] 陈文, 傅卓佳, 魏星. 科学与工程计算中的径向基函数方法[M]. 北京: 科学出版社, 2014 : 28-33.
CHEN W, FU Z J, WEI X. Radial basis function methods in science and engineering calculation[M]. Beijing; Science Press, 2014 : 28-33 (in Chinese).
- [14] SUYKENS J A K, GESTEL T V, BRABANTER J D, et al. Least squares support vector machines[M]. Hackensack, NJ; World Scientific, 2002 : 71-116.
- [15] HUANG G B, ZHU Q Y, SIEW C K. Extreme learning machine: A new learning scheme of feedforward neural networks[C] // Proceedings of the 2004 IEEE International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway, NJ; IEEE Press, 2004 : 985-990.
- [16] RASMUSSEN C E, WILLIAMS C K I. Gaussian process for machine learning[M]. Cambridge; Massachusetts Institute of Technology Press, 2006 : 85.
- [17] CRISTIANINI N, SHAWE-TAYLOR J. An introduction to support vector machines and other kernel-based learning methods[M]. Cambridge; Cambridge University Press, 2000 : 112.
- [18] 马洋, 罗文彩. 组合代理模型研究及在飞行器气动性能预测中的应用[C] // 第17届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集. 北京: 中国自动化学会系统仿真专业委员会, 2016 : 26-31.
MA Y, LUO W C. Study on ensemble of surrogate models and application in prediction of aerodynamic characteristics of space vehicle[C] // Proceedings of 17th Chinese Conference on System Simulation Technology & Application. Beijing; System Simulation Committee of Chinese Association of Automation, 2016 : 26-31 (in Chinese).
- [19] 龚纯, 王正林. 精通 MATLAB 最优化计算[M]. 3版. 北京: 电子工业出版社, 2014 : 337-341.
GONG C, WANG Z L. Proficient in MATLAB optimization calculation[M]. 3rd ed. Beijing; Publishing House of Electronics Industry, 2014 : 337-341 (in Chinese).
- [20] 张志勇, 陈志华, 黄振贵, 等. 远程火箭弹精度影响分析及其修正[C] // 中国力学大会-2015 论文摘要集. 北京: 中国力学学会办公室, 2015 : 239.
ZHANG Z Y, CHEN Z H, HUANG Z G, et al. Precision influence analysis and modification of long-range rockets[C] // Collection of Extent Abstracts of the Chinese Congress of Theoretical and Applied Mechanics 2015. Beijing; Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics Office, 2015 : 239 (in Chinese).
- [21] International Organization for Standardization (ISO). Standard atmosphere; ISO 2533; 1975[S]. Geneva; ISO, 1975.

作者简介:

赵强 男, 博士研究生。主要研究方向: 代理模型理论与应用。

陈志华 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 外弹道优化控制理论与技术。

Method for calculating firing data of guided rocket launcher based on surrogate model

ZHAO Qiang¹, TANG Qizhong², HAN Junli³, YANG Ming², CHEN Zhihua^{1,*}

(1. Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Navigation and Control Technology Institute, China North Industries Group Corporation Limited, Beijing 100089, China;

3. Beijing Institute of Electromechanical Technology, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the problem of rapid calculation of firing data of guided rocket launcher, a new method for calculating firing data based on large sample data and surrogate model is proposed. The surrogate models are used to establish the functional relations between the firing angle, uncontrolled lateral range and six influencing factors, including latitude of artillery location, elevation of artillery location, target azimuth, range between artillery location and target location, elevation of target location and propellant temperature, and the target azimuth is corrected according to the range and predicted value of the uncontrolled lateral range. The simulation results show that the high-order polynomial response surface, the Kriging with Gaussian correlation function, the radial basis function with high-order monomial, the least squares support vector machine with Gaussian kernel function, the extreme learning machine with sine activation function and an ensemble of the above individual surrogate models have higher prediction accuracy, and the execution time of each individual surrogate model for a prediction of firing angle or uncontrolled lateral range is less than 1 ms, which verifies the effectiveness and feasibility of the proposed method. Moreover, the uncontrolled lateral range due to the earth's rotation is effectively reduced after the target azimuth correction.

Keywords: guided rocket launcher; firing data; large sample data; surrogate model; target azimuth correction

Received: 2018-06-07; **Accepted:** 2018-09-03; **Published online:** 2018-09-21 15:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180919.1651.001.html

Foundation items: Weapons and Equipment Pre-research Projects (30107020603); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (KYCX17_0392)

* **Corresponding author.** E-mail: chenzh@mail.njust.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0360

六相永磁容错轮毂电机多物理场综合设计方法



郭嗣, 郭宏, 徐金全*

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对电动装甲车用轮毂电机工况复杂多变, 发热严重的问题, 通过对电机所涉及各物理场之间关系的分析, 提出了一种永磁容错轮毂电机多物理场设计方法。利用该方法对一台电动装甲车用额定功率 50 kW, 最高转速 6 000 r/min 六相永磁容错轮毂电机进行了综合设计。在电机结构初步设计基础上, 通过电磁-应力耦合分析, 在兼顾电磁性能和转子强度的情况下对转子隔磁磁桥进行优化设计; 通过电磁-温度耦合分析计算了电机内各区域温度分布, 并对永磁体在极限温度下的退磁进行了校核; 通过应力-温度耦合设计完成了转子与护套的最大应力计算, 校核了护套厚度及过盈量。仿真结果表明, 基于多物理场综合设计方法得到的电机能同时满足电磁性能、温度限制以及机械强度的要求, 电机可靠性得到了提高。

关键词: 永磁容错轮毂电机; 多物理场; 综合设计; 电磁场; 应力场; 温度场

中图分类号: TM351

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0520-09

电动装甲车兴起于 20 世纪 60 年代, 相比于传统装甲车辆, 电驱动装甲车省去了传动轴等机械部件, 对车的牵引力控制可直接通过电机控制器完成, 极大地提高了整车机动性^[1-2]。轮毂电机作为电驱动系统的核心部件, 其性能优劣对整车系统的可靠性有直接影响。装甲车工况复杂多变, 恶劣的工作环境导致电机更容易出现故障^[3]。传统的三相电机在发生绕组开、短路故障时, 电机转矩急剧下降无法正常工作, 极大地威胁到整车安全及任务的可靠性。因此, 具有高可靠性的多相永磁容错轮毂电机成为电驱动装甲车重要的研究方向^[4]。

为了确保装甲车的可靠运行, 传统的基于单一物理场的电机设计方法已经无法满足永磁容错轮毂电机的设计需求, 因此必须对电机多物理场耦合设计方法进行研究。电机的多物理场耦合分析一直是国内外电机学科的重要研究方向之一,

目前电机的耦合分析主要包括直接耦合分析与间接耦合分析两类。

直接耦合分析时多个物理场同时进行计算, 分析精度高, 但由于电机各物理场之间还存在复杂的耦合关系, 且往往为非线性, 因此运算量大, 计算时间长。直接耦合分析根据电机应用特点, 对涉及的关键物理场进行直接耦合计算。文献[5-9]针对发热严重的电机, 采用了电磁场-温度场直接耦合分析对电机进行了优化设计。文献[10]针对高速电机应用场合, 建立了电磁场-结构场的直接耦合模型, 对转子护套进行了设计与校核。文献[11]重点研究水轮发电机中流体场-温度场耦合模型, 对转子结构做了进一步优化。文献[12]在车用轮毂电机设计中通过分别建立电磁场-温度场、电磁场-应力场直接耦合模型对 3 个物理场进行了分析。可见直接耦合分析法由于受求解模型复杂程度的限制, 通常以求解 2 场

收稿日期: 2018-06-14; 录用日期: 2018-07-27; 网络出版时间: 2018-09-06 10:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180904.1513.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51707004); 航空科学基金(2016ZC51025); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF18BJY166)

*通信作者. E-mail: xujinquan@buaa.edu.cn

引用格式: 郭嗣, 郭宏, 徐金全. 六相永磁容错轮毂电机多物理场综合设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 520-528. GUO S, GUO H, XU J Q. Integrated design method of six-phase fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor based on multi-physics fields[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 520-528 (in Chinese).

耦合问题为主。

间接耦合分析则是以特定的顺序求解单个物理场模型,把前一个场的结果作为后一个场的载荷进行施加并反复迭代来实现 2 个物理场的耦合,避免了直接耦合求解时模型难以建立、运算规模大的问题。对涉及 3 个及以上的多物理场耦合分析,目前大部分都是基于顺序耦合实现的。文献[13]在高速永磁电机设计中,按照电磁场、应力场、温度场的顺序依次迭代计算。文献[14]针对船用感应电机,在文献[13]设计流程基础上加入了流体场分析,形成 4 个物理场的顺序耦合分析方法。文献[15]将电磁计算结果作为载荷分别施加到温度场与流体场分析,完成了船用发电机多场耦合设计。虽然顺序耦合能够有效简化多物理场的耦合问题,但在计算精度上低于直接耦合分析方法。

本文永磁容错轮毂电机的设计主要包含电磁场、温度场以及应力场。针对目前直接耦合与间接耦合方法各自存在的缺点,本文在对多物理场耦合关系分析的基础上,提出了一种多物理场综合设计方法。该方法将电磁-温度-应力耦合设计问题分解为 3 个双耦合设计问题,计算精度与运算量实现了折中。利用该设计方法,完成了一台 50 kW,最高转速 6000 r/min 六相永磁容错轮毂电机的设计,仿真结果表明该设计方法的有效性。

1 多物理场综合设计方法

电驱动装甲车用永磁容错轮毂电机是一个复杂的机电耦合系统,它主要涉及 3 个不同的物理场,分别为电磁场、温度场和应力场。这些物理场并非相互独立,而是关联耦合的。

1.1 各物理场之间耦合关系分析

耦合作用具有方向性,多场耦合问题的一般数学表述如下^[16-17]。设 A 场、B 场的控制微分方程组分别为

$$f(x; o_A; i_A) = 0 \quad (\text{在 } \Omega_A \text{ 内}) \quad (1)$$

$$g(y; o_B; i_B) = 0 \quad (\text{在 } \Omega_B \text{ 内}) \quad (2)$$

A 场对 B 场的作用为

$$C(o_A; i_B) = 0 \quad (\text{在 } \Omega_{AB} \text{ 内}) \quad (3)$$

B 场对 A 场的作用为

$$D(o_B; i_A) = 0 \quad (\text{在 } \Omega_{BA} \text{ 内}) \quad (4)$$

式中: f, g 为微分算子; C, D 为微分或代数算子; x 和 y 分别为场 A 和场 B 的独立变量,这 2 个变量属于各场本身,不出现在耦合方程中; o_A 和 i_A 分别为场 A 的输出和输入变量; o_B 和 i_B 分别为场 B

的输出和输入变量; $\Omega_A, \Omega_B, \Omega_{AB}, \Omega_{BA}$ 分别为各方程的定义域。

根据耦合的相互作用,耦合关系可以分为双向耦合和单向耦合两类,若两场之间相互作用明显,方程式(3)、式(4)均不能忽略,则称为双向耦合。若只有一个方向的作用显著,式(3)、式(4)中有一个可以忽略则为单向耦合。

在永磁容错轮毂电机中,由于应力场中的应力形变对电磁场的影响很小,因此电磁场与应力场的耦合可以看作是单向耦合。温度场对导体的电阻率和永磁体的磁化强度有着较大影响,同时电磁场引起的电机损耗是温度场中的主要热源,因此电磁场与温度场是双向耦合。此外,电机的温度变化会引起相应结构应力的变化,尤其是对发热较严重的电机,而结构应力对温度场影响很小,因此温度场与应力场是单向耦合。根据耦合作用分析,永磁容错轮毂电机内部各物理场之间的主要耦合关系如图 1 所示。

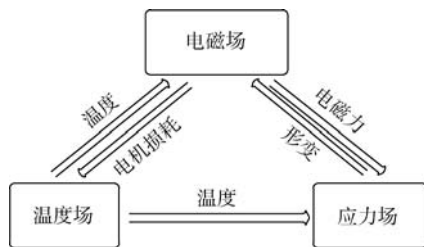


图 1 永磁容错轮毂电机内部各物理场之间的耦合关系
Fig. 1 Coupling relationship between physical fields within fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor

1.2 综合设计方法流程

在电机设计过程中,如果将 3 个物理场直接耦合,虽然计算精度高,但其计算量十分庞大同时会花费大量运算时间。因此为了避免 3 个物理场直接耦合的复杂性,考虑对电机在 3 个物理场中两两耦合进行分析。根据永磁容错轮毂电机的特点和各物理场之间的关系,将多物理场综合设计过程分解为电磁-应力耦合、电磁-温度耦合、应力-温度耦合设计。综合设计方法流程如图 2 所示。

与传统的电机设计方法相比,综合设计方法不仅能够反映 3 个不同物理场之间的耦合关系,同时也简化了计算过程。按照多物理场综合设计方法流程,如果电机的电磁、热和机械强度不满足设计需求,则需要对电机的结构参数进行调整,通过反复迭代设计过程,直到电机各方面性能满足需求,最终完成六相永磁容错轮毂电机的多物理场综合设计。

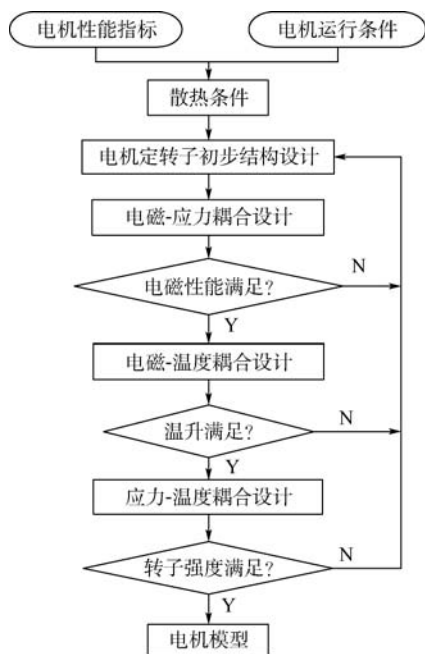


图2 多物理场综合设计方法流程

Fig.2 Procedure of integrated design method based on multi-physics fields

2 电磁-应力耦合设计

由于电动装甲车轮毂安装空间的限制,使电机内外径及轴向长度均受到一定约束。根据轮毂结构约束与性能需求,在电机定转子结构初步设计的基础上,通过电磁-应力耦合设计对转子进行优化设计。

为提高电机容错能力,电机定子采用了单层集中绕组,这种绕组结构具有电磁隔离和物理隔离的优点^[18]。此外,该结构使电机具有较大的自感和相对较小的互感,可以有效降低容错运行时故障相绕组对剩余正常相绕组的影响。在 Ansoft Maxwell 中设计并建立了 50 kW 六相永磁容错轮毂电机模型,如图 3 所示。电机主要参数如表 1 所示。

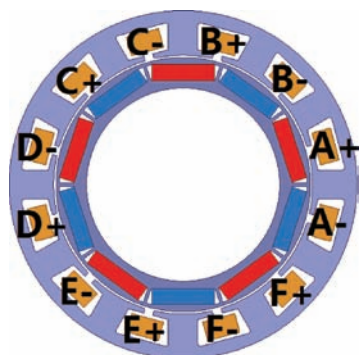


图3 六相永磁容错轮毂电机有限元模型

Fig.3 Finite element model of six-phase fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor

表1 电机主要参数

Table 1 Main parameters of motor

参数	数值
额定功率/kW	50
额定转速/(r·min ⁻¹)	1 000
最高转速/(r·min ⁻¹)	6 000
相数	6
定子槽数/极数	12/10
定子外径/mm	450
定子内径/mm	335
转子外径/mm	327
转子内径/mm	250
铁心轴向长度/mm	150

注:永磁体材料为 SmCo24; 定转子铁心材料为 20WTG1500。

2.1 基于电磁-应力耦合分析的转子隔磁磁桥优化设计

根据轮毂电机初步设计尺寸,转子外径为 327 mm,由于电机的最大转速为 6 000 r/min,因此转子结构除了满足电磁性能,还需要考虑机械强度的要求。转子在提供足够强的旋转磁场的同时,其本身也要能承受因高速旋转产生的离心力,从而保证电机的安全可靠运行。转子的离心力与转子转速的平方和转子的外径成正比,离心力可表示为^[19]

$$\sigma_{\text{stress}} = \frac{\rho D_{\text{rotor}}^2 \omega^2}{4} \quad (5)$$

式中: σ_{stress} 为离心应力; ρ 为转子材料密度; D_{rotor} 为转子外径; ω 为转子角速度。转子需满足的强度条件为

$$\sigma_{\text{stress}} \leq [\sigma] \quad (6)$$

式中:[σ]为转子材料的许用应力。对于嵌入式永磁同步电机而言,通常转子的最大机械应力出现在隔磁磁桥部分,如图 4 所示。通常为了提高永磁体利用率,减小隔磁磁桥尺寸可以有效抑制漏磁,然而与此同时,转子的机械强度会相应降低。因此为了保证最高转速下电机转子的安全运行,需要综合考虑电机电磁性能及转子结构强度来对隔磁磁桥尺寸进行优化设计。

为了研究磁桥(magnetic bridge)宽度与磁肋(magnetic rib)宽度对电机电磁性能及转子结构强度的影响,利用有限元分析软件 ANSYS Work-

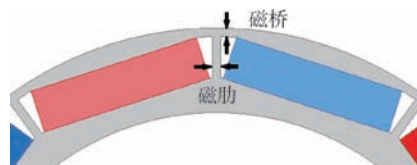


图4 一对极下转子结构模型

Fig.4 Rotor structure model under a pair of poles

bench 与 Maxwell 分别计算转子最大机械应力与空载漏磁系数。容错轮毂电机在最大转速 6000 r/min 工况下,转子最大机械应力及空载漏磁系数随转子磁桥宽度变化曲线如图 5(a) 所示,转子最大机械应力及空载漏磁系数随转子磁肋宽度变化曲线如图 5(b) 所示。

从有限元计算结果可以看出,容错轮毂电机转子最大应力随磁桥及磁肋的宽度增大而减小,但磁肋宽度在达到一定尺寸后转子上最大应力变化不大。这是因为在高转速工况下,磁肋主要承受离心应力的径向分量,而当磁肋达到一定尺寸时,足够小的径向分量将不再会有大幅的降低^[20]。从电磁场中电机空载漏磁系数的变化曲线可以看出,空载漏磁系数随磁桥宽度增加而增加,当磁桥宽度为 5 mm 时,漏磁系数高达 1.47,永磁体的利用率大幅降低。此外空载漏磁系数随磁肋缓慢增加的趋势表明磁肋对空载漏磁系数影响远小于磁桥宽度的影响。综合考虑结构强度与电磁性能,选择磁桥宽度为 4 mm,磁肋宽度为 4 mm。相对于初始结构 2 mm 的磁桥宽度,虽然空载漏磁系数增加了 17.5%,但转子上最大应力减小了 58%,有效地提高了转子机械强度。

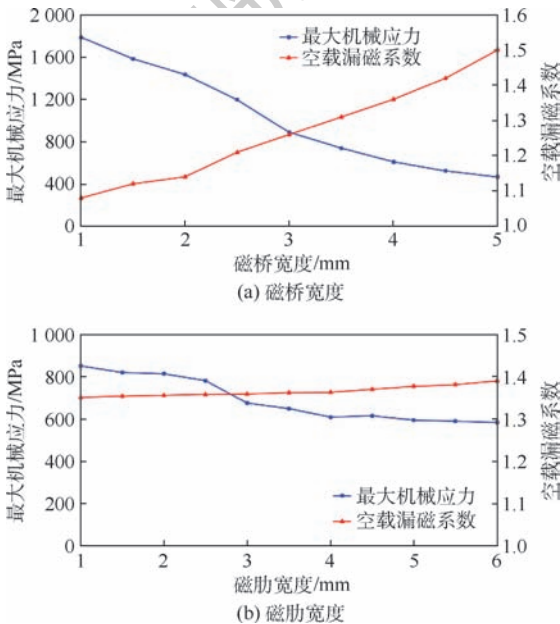


图5 转子最大机械应力及电机空载漏磁系数与隔磁桥尺寸之间的关系曲线

Fig.5 Maximum rotor mechanical stress and leakage coefficient under different sizes of flux barrier

2.2 电磁性能有限元计算

在完成转子结构优化设计基础上,通过有限元分析方法对永磁容错轮毂电机的电磁性能进行了仿真计算。

利用 Maxwell 与 Simplerer 联合仿真,得到电机在 6000 r/min 弱磁工作点采用弱磁调速控制策略时的转速与转矩曲线,输出转矩为 85 N·m,如图 6 所示。仿真结果表明电机在该工作点能保证恒功率运行,弱磁扩速性能满足要求。

图 7 为电机自感与互感的仿真计算曲线,电机的六相分别以 a~f 表示, L_{aa} 表示 a 相绕组自感, $L_{ab} \sim L_{af}$ 表示 a 相与其他五相的互感。可以看出,容错轮毂电机互感仅为自感的 6.1%,因此定子单层集中绕组方案能有效地实现电磁隔离。图 8 为电机在额定转速 1000 r/min 下的短路电流,在达到稳态后其峰值为 96 A,小于额定电流,满足电机容错性能设计需求。

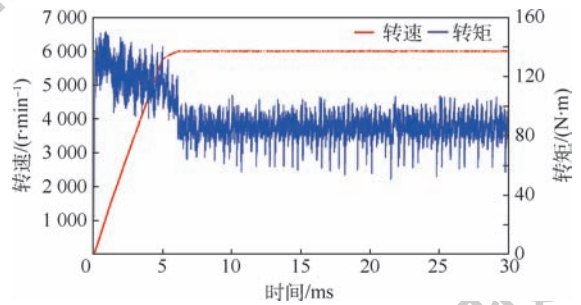


图6 6000 r/min 工作点电机输出转矩与转速曲线

Fig.6 Curves of output torque and speed of motor at 6000 r/min

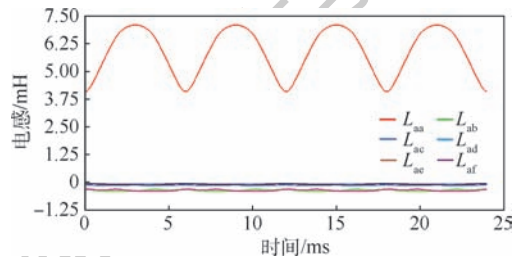


图7 电机自感与互感曲线

Fig.7 Curves of self and mutual inductances of motor

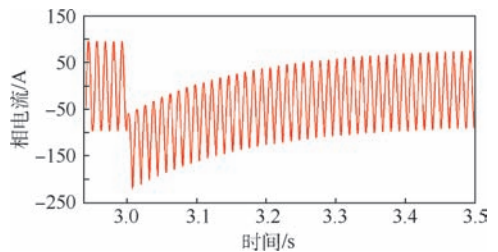


图8 电机短路电流

Fig.8 Short-circuit current of motor

3 电磁-温度耦合设计

永磁容错轮毂电机在工作时,交变的电场和磁场会产生损耗,这些损耗都转变为热能,使电机

各个部件温度升高。相应温度的变化会影响导体的电阻率以及永磁材料的磁性能。由于轮毂电机散热条件恶劣,因此为了保证电机的可靠运行,必须通过电磁-温度耦合设计来计算校验各工况下的电机温升。

3.1 电机损耗计算与热源分析

电机损耗主要包括绕组铜耗、定转子铁损以及永磁体的涡流损耗。绕组铜耗是电流流过铜线导体时产生的损耗,由导体阻值和流过导体的电流决定。

$$P_{cu} = mI_{rms}^2 R \quad (7)$$

式中: P_{cu} 为绕组铜耗; m 为电机相数; I_{rms} 为相电流有效值; R 为相电阻阻值。

定转子铁损是指电机磁通在磁路的铁磁材料中交变时所产生的损耗。考虑趋肤效应影响的铁损可以表示为^[21]

$$P_{fe} = K_h f B_m^2 + K_e(f) f^2 B_m^2 + K_c f^{1.5} B_m^{1.5} \quad (8)$$

式中: P_{fe} 为铁损; K_h 为磁滞损耗系数; $K_e(f)$ 为与频率有关的涡流损耗系数, f 为磁通密度的频率; K_c 为由磁场分布引起的附加(杂散)涡流系数; B_m 为磁通密度最大幅值。

定子电流的时间谐波、定子磁动势的空间谐波以及定子齿槽引起的磁导变化会在转子中引起变化的磁通,从而在转子永磁体中产生涡流损耗。转子涡流损耗可以表示为

$$P_{eddy} = \frac{1}{\sigma} \int_V J_{eddy}^2 dV \quad (9)$$

式中: P_{eddy} 为涡流损耗; σ 为电导率; J_{eddy} 为涡流电流密度; V 为体积。

本文通过有限元计算得到永磁容错轮毂电机在不同工况下的损耗如图9所示,工作点1和工作点2分别对应电机工作转速为1000 r/min,输出转矩为500 N·m和电机工作转速为6000 r/min,输出转矩为83 N·m的工况。

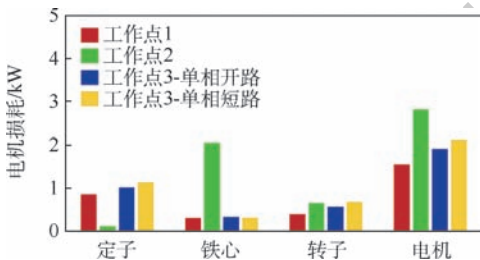


图9 不同工况下电机损耗有限元计算结果

Fig. 9 FEA-calculated losses of motor under different operation conditions

3.2 基于电磁-温度耦合分析的温升计算

温度场对电场的作用主要表现在温升对导体

电阻率的影响,如式(7)所示。导体电阻率的改变会引起相应阻值的变化,从而改变实际绕组铜耗。

$$\rho_T = \rho_0 [1 + \alpha_R (T - T_0)] \quad (10)$$

式中: ρ_T 为实际温度 T 时的电阻率; ρ_0 为温度 T_0 时的电阻率; T_0 为参考温度; α_R 为电阻率温度系数。

根据有限元损耗计算结果,在考虑绕组铜线电阻率随温度变化的条件下,利用电机热设计软件MotorCAD对电机各个工况进行温升计算。在80℃环境温度,冷却水流量20 L/min散热条件下,得到各工况下电机温度分布如图10所示。

根据仿真结果,电机在各工况下主要温升计算值如表2所示。可以看出,在单相短路容错运行情况下电机绕组最高温可以达到185.2℃,这也是电机所有工况下的最高温升,同时在该工况下永磁体的温度也达到146.6℃。

根据温度场计算结果,在考虑温度变化对铜线绕组电阻率影响的基础上,绕组最高温升小于200℃的限制,符合绝缘与温度使用需求。

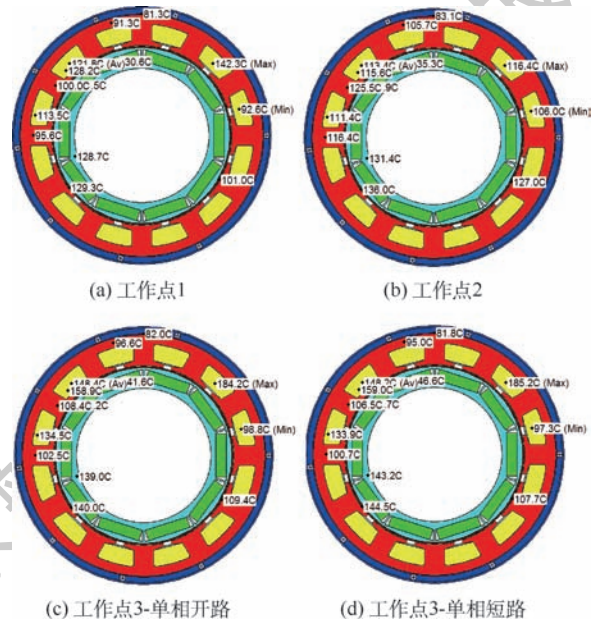


图10 电机温度分布

Fig. 10 Temperature distribution of motor

表2 电机温度

Table 2 Temperature of motor

温度	工作点1	工作点2	工作点3-单相开路	工作点3-单相短路
绕组平均温度	121.8	113.4	148.4	148.2
绕组最高温度	142.3	116.4	184.2	185.2
永磁体温度	130.6	135.3	141.6	146.6
定子平均温度	100.0	125.5	108.4	106.5
转子平均温度	128.7	131.4	139	143.2

3.3 极限温度下的电磁性能校核

温度场除了对电场的影响,其对永磁容错轮毂电机磁场的影响主要表现为温升对永磁材料性能的影响,当温度达到居里温度时,永磁体磁化强度消失。永磁体剩余磁感应强度与温度的关系为^[22]

$$B_r(T_1) = B_r(T_0) \left[1 + \frac{\alpha_{B_r}}{100} (T_1 - T_0) \right] \quad (11)$$

式中: $B_r(T_0)$ 为参考温度 T_0 时的剩余磁感应强度; $B_r(T_1)$ 为实际温度 T_1 时的剩余磁感应强度; α_{B_r} 为永磁体剩磁密度的温度系数。

较大的温升以及过大的电流是造成轮毂电机转子永磁体退磁的主要原因,因此需要对极限温度下的永磁体工作点进行去次校核,防止永磁体失磁。根据温度场计算结果,转子磁钢在一次短路故障下达到接近 150°C 的高温,并且短路瞬态电流峰值约为两倍额定电流,因此选取该工作点作为永磁体退磁校核点。在两倍额定电流激励下,永磁体磁密分布如图11所示。SmCo24材料在极限温度下的膝点为 0 T ,电磁场计算结果表明磁钢表面最小磁密为 0.305 T 。因此电机永磁体在短路工况极限温升情况下不会出现不可逆退磁。

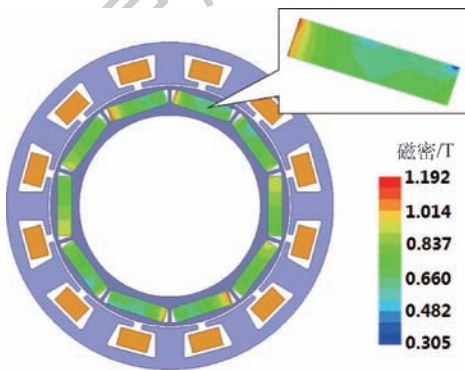


图11 短路故障永磁体磁密分布云图

Fig. 11 Magnetic flux density distribution contour of permanent magnets under short-circuit failure

4 应力-温度耦合设计

根据电机电磁-应力耦合设计仿真结果,虽然通过优化设计有效降低了转子上的最大机械应力,但仍超过了材料屈服强度,因此必须对转子采取保护措施。常用的保护措施一种是采用高强度复合材料,如用碳纤维对转子进行绑扎,另一种是在转子外侧加高强度的非导磁合金护套。与合金护套相比,碳纤维护套具有更高的强度重量比,厚度小,且不产生高频涡流损耗^[23]。因此本文选择

采用碳纤维护套结构。

从温度场仿真结果可以看出,在最高转速 6000 r/min 工作点下,电机转子温度因永磁体的涡流损耗及硅钢片中的铁损产生较大温升。电机温度场的变化会产生热应变,温升越大相应的热应变也就越大,所以温度场对容错轮毂电机结构应力分析有显著的影响^[6]。热应变与温度的关系可以表示为

$$\varepsilon = \alpha_T (T - T_{\text{ref}}) \quad (12)$$

式中: ε 为热应变变量; α_T 为材料热膨胀系数; T_{ref} 为材料应变为零时的参考温度。

结构-温度耦合设计主要目的是通过在温升变化的条件下对转子进行高速旋转时的应力分析,保护套与转子所受应力必须小于相应材料的许用应力,才能保证电机在 6000 r/min 工作点的安全运行。转子材料机械参数如表3所示。

转子与护套采用过盈配合,当转子处于静止状态时,永磁体会受到一定的预紧压应力,当转子高速高温旋转时,转子与护套的过盈量会随离心力和温升而发生变化。因此需要分别对常温静止状态及高温高速状态下的护套,磁钢及转子进行考核。本文设计的转子护套厚度为 3 mm ,与转子间过盈量为 0.25 mm 。根据温度场计算结果,选取①电机静态(转速为 0 r/min),环境温度 80°C ;②最大转速 6000 r/min 及对应工况最高温 140°C 这2种工作状态作为校核条件。转速为 0 r/min ,温度为 80°C 时等效应力仿真结果如图12所示,转子各部分最大应力值如表4所示。

由表4中数据可以看出在静态下,过盈配合使永磁体具有一定的预切向应力,此时碳纤维护套最大切向应力为 293.2 MPa ,安全系数为6。

随温度的升高及转速的增加,护套的径向应力会相应改变,转子与护套间的过盈量也会相应发生变化,在 6000 r/min ,温度为 140°C 时等效应力仿真结果如图13所示,转子各部分最大应力值如表5所示。

从仿真结果可以看出,最大应力出现在碳纤维护套上,其切向应力最大值 696.4 MPa 小于材料

表3 转子材料性能参数

Table 3 Material property parameters of rotor

参数	20WTG1500	SmCo24	碳纤维
密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	7 650	8 300	1 560
弹性模量/GPa	190	130	210
泊松比	0.26	0.23	0.307
抗拉强度/MPa	370	35	1 750
热膨胀系数/ (10^{-6} K^{-1})	11.5	6.9	-0.38

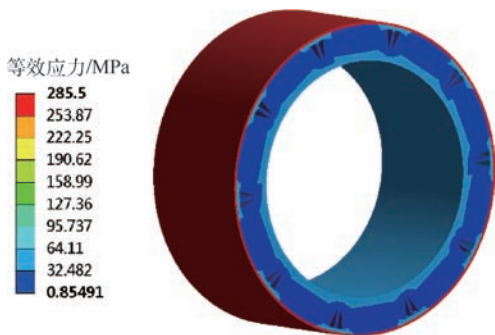


图 12 转速为 0 r/min, 温度为 80°C 下电机转子
等效应力分布云图

Fig. 12 Equivalent stress distribution contour of motor rotor
at speed of 0 r/min and temperature of 80°C

表 4 转速为 0 r/min, 温度为 80°C 下电机转子
各部分应力计算结果

Table 4 Stress calculation results of each part of
motor rotor at speed of 0 r/min and
temperature of 80°C MPa

应力	护套最大 应力(切向)	永磁体最大 应力(径向)	转子最大 应力(等效)
数值	293.2	-4.7	68.4

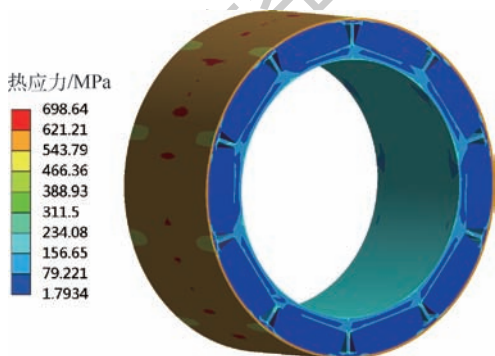


图 13 转速为 6000 r/min, 温度为 140°C 下
电机转子热应力分布云图

Fig. 13 Thermal stress distribution contour of motor rotor at
speed of 6000 r/min and temperature of 140°C

表 5 转速为 6000 r/min, 温度为 140°C 下电机转子
各部分应力计算结果

Table 5 Stress calculation results of each part of
motor rotor at speed of 6000 r/min and
temperature of 140°C MPa

应力	护套最大 应力(切向)	永磁体最大 应力(径向)	转子最大 应力(等效)
数值	696.4	-56.3	237.3

抗拉强度,安全系数为 2.5。永磁体最大应力为压应力,远小于其抗压强度 850 MPa。转子上等效应力最大值 237.3 MPa 小于硅钢片材料的抗拉强度,安全系数为 1.56。因此在电机转子极限温

度及最高转速工况下,碳纤维护套能够保证转子的结构强度,维持电机转子正常运行。

5 结 论

针对电动装甲车用永磁容错轮毂电机工况复杂、散热困难的问题,本文提出一种多物理场综合设计方法。基于该方法完成了一台电动装甲车用 50 kW,最高转速 6000 r/min 六相永磁容错轮毂电机的综合设计。

1) 根据容错轮毂电机特点和技术指标完成电机结构初步设计,并通过电磁-应力耦合设计对转子隔磁磁桥尺寸进行优化设计,在电机空载漏磁系数仅增加 17.5% 的情况下,将转子上最大机械应力减小 58%。

2) 在考虑温度对材料性能影响的前提下,通过电磁-温度耦合设计计算了电机在各工况下的温升,结果表明温度符合绝缘及技术需求,并且在极限温度下电机永磁体未发生退磁。

3) 在碳纤维护套厚度为 3 mm,转子与护套间过盈量为 0.25 mm 的配合下,通过应力-温度耦合设计对护套与转子间的过盈配合进行了校核,结果表明护套与转子的最大应力均小于材料的强度极限,电机转子在高温高速下能够可靠运行。

与传统设计方法相比,基于多物理场耦合的综合设计方法可以有效地解决电动装甲车用永磁容错轮毂电机工况复杂多变、电机发热严重的问题,在提高电机设计可靠性的同时,也为该类电机的优化设计提供了支持。

参考文献 (References)

- [1] 孙逢春,张承宁. 装甲车辆混合动力电传动技术[M]. 2版. 北京:国防工业出版社,2016:1-28.
SUN F C, ZHANG C N. Technologies for the hybrid electric drive system of armored vehicles[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Publishing House, 2016: 1-28 (in Chinese).
- [2] 张运银,马晓军,刘春光,等. 轮毂电机驱动装甲车辆行驶稳定性控制仿真[J]. 火炮发射与控制学报,2016,37(1): 59-64.
ZHANG Y Y, MA X J, LIU C G, et al. Stability control simulation of in-wheel-motor drive armored vehicle[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2016, 37(1): 59-64 (in Chinese).
- [3] XING X, SHI C, QIU J. Design and operation simulation of a direct-drive in-wheel motor for EV[C]// Vehicle Power and Propulsion Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-5.
- [4] 贾珍珍. 电动汽车用轮毂电机温度场的分析与计算[D]. 天津:天津大学,2012:1-3.
JIA Z Z. Thermal analysis and calculation of in-wheel motor for electric vehicle[D]. Tianjin: Tianjin University, 2012: 1-3 (in

- Chinese).
- [5] YI W, DAN M I, STATON D. Ultrafast steady-state multiphysics model for PM and synchronous reluctance machines[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2015, 51(5): 3639-3646.
- [6] AKIKI P, HAGE-HASSAN M, BENSETTI M, et al. Multiphysics design of a V-shape IPM motor[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2018, 33(3): 1141-1153.
- [7] PRIETO D, DESSANTE P, VANNIER J C, et al. Analytical model for a saturated permanent magnet assisted synchronous reluctance motor[C] // International Conference on Electrical Machines. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 72-78.
- [8] 周文. 三相模块化容错永磁电机研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017: 56-65.
- ZHOU W. Research on 3-phase modular fault-tolerant permanent-magnet motor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017: 56-65 (in Chinese).
- [9] 高鹏. 电动汽车用永磁轮毂电机的设计研究[D]. 天津: 天津大学, 2015: 78-104.
- GAO P. Design and research of permanent magnet in-wheel motor for electric static structural(ABAQUS) vehicle[D]. Tianjin: Tianjin University, 2015: 78-104 (in Chinese).
- [10] 尹青华. 永磁同步电动机磁-机械应力耦合场的研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2015: 15-38.
- YIN Q H. Study of the coupled electromagnetic-mechanical stress field of permanent magnet synchronous motor[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2015: 15-38 (in Chinese).
- [11] 李丹. 计及旋转状态的全空冷水轮发电机多物理场耦合计算与分析[D]. 北京: 北京交通大学, 2017: 11-38.
- LI D. Coupled calculation and analysis of multi-physical field of a fully air-cooled hydro-generator considering rotational condition[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017: 11-38 (in Chinese).
- [12] 王光辉, 田德文, 刘华源. 车用轮毂电机多物理场耦合分析[J]. 车辆与动力技术, 2016(3): 27-32.
- WANG G H, TIAN D W, LIU H Y. Multi-physics coupling analysis of in-wheel motor[J]. Vehicle & Power Technology, 2016(3): 27-32 (in Chinese).
- [13] 张凤阁, 杜光辉, 王天煜, 等. 1.12 MW 高速永磁电机多物理场综合设计[J]. 电工技术学报, 2015, 30(12): 171-180.
- ZHANG F G, DU G H, WANG T Y, et al. Integrated design of 1.12 MW high speed PM machine based on multi-physics fields[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2015, 30(12): 171-180 (in Chinese).
- [14] 李冠男. 船用感应电动机多物理场计算及分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2014: 5-45.
- LI G N. Multi-physics field calculation and analysis of the marine induction motor[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2014: 5-45 (in Chinese).
- [15] 刘飞. 船用发电机多物理场耦合数值分析[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2013: 7-51.
- LIU F. Coupled numerical analysis of multiple physical field of marine generator[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2013: 7-51 (in Chinese).
- [16] FELIPPA C A, PARK K C, FARHAT C. Partitioned analysis of coupled mechanical systems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics & Engineering, 2001, 190(24): 3247-3270.
- [17] 宋少云. 多场耦合问题的分类及其应用研究[J]. 武汉轻工大学学报, 2008, 27(3): 46-49.
- SONG S Y. Modeling of multiphysics problem and research of coupling relation[J]. Journal of Wuhan Polytechnic University, 2008, 27(3): 46-49 (in Chinese).
- [18] XU J, GUO H, YU K, et al. Design and analysis of a novel fault tolerant permanent magnet synchronous motor for aircraft application[C] // International Conference on Electrical Machines and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 2790-2795.
- [19] GIERAS J F. Design of permanent magnet brushless motors for high speed applications[C] // International Conference on Electrical Machines and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-16.
- [20] YI L, PEI Y, LIANG P, et al. Analysis of the rotor mechanical strength of interior permanent magnet synchronous in-wheel motor with high speed and large torque[C] // IEEE Conference and Expo Transportation Electrification Asia-Pacific. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-5.
- [21] 江善林. 高速永磁同步电机的损耗分析与温度场计算[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 4-11.
- JIANG S L. High-speed permanent magnet synchronous motor loss analysis and temperature field calculation[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010: 4-11 (in Chinese).
- [22] JANNOT X, VANNIER J C, MARCHAND C, et al. Multiphysics modeling of a high-speed interior permanent-magnet synchronous machine for a multiobjective optimal design[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2011, 26(2): 457-467.
- [23] 张凤阁, 杜光辉, 王天煜, 等. 高速永磁电机转子不同保护措施强度分析[J]. 中国电机工程学报, 2013, 33(S1): 195-202.
- ZHANG F G, DU G H, WANG T Y, et al. Rotor strength analysis of high-speed permanent magnet under different protection measures[J]. Proceedings of the CSEE, 2013, 33(S1): 195-202 (in Chinese).

作者简介:

郭嗣 男, 博士研究生。主要研究方向: 永磁容错电机设计与驱动控制。

郭宏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机载电气系统设计、特种电机设计及其驱动控制。

徐金全 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 高可靠电机设计及其驱动控制。

Integrated design method of six-phase fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor based on multi-physics fields

GUO Si, GUO Hong, XU Jinqun *

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the analysis of the relationships between the physical fields that the in-wheel motor is involved in, an integrated design method for fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor is proposed, aiming at solving the problems of complex working conditions and serious heat of the in-wheel motor for electric armored vehicles. A 50 kW, 6 000 r/min six-phase fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor is designed by the integrated method. On the basis of the preliminary design of the motor structure, the optimal design of the flux barrier is achieved by the electromagnetic-stress coupling design, taking both the electromagnetic performance and the mechanical strength into account. Meanwhile, the temperature distribution of the motor is calculated and the demagnetization of the magnets is completed by electromagnetic-thermal coupling design. Furthermore, the maximum mechanical stresses of the rotor and the sleeve are analyzed, and the thickness of sleeve and the interference fit between the rotor and the sleeve are verified by the thermal-stress coupling design. The simulation results show that the motor designed by integrated design method based on multi-physics fields can meet the requirements of electromagnetic performance, temperature limitation and mechanical strength. Therefore, the reliability of the motor is enhanced.

Keywords: fault-tolerant permanent magnet in-wheel motor; multi-physics fields; integrated design; electromagnetic field; stress field; thermal field

Received: 2018-06-14; **Accepted:** 2018-07-27; **Published online:** 2018-09-06 10:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180904.1513.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51707004); Aeronautical Science Foundation of China (2016ZC51025); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF18BJY166)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0372

卫星姿态控制系统执行器微小故障检测方法



李磊, 高永明*, 吴止媛, 张学波

(航天工程大学 航天信息学院, 北京 101416)

摘 要: 针对卫星姿态控制系统执行器微小故障检测问题, 提出一种基于神经网络干扰观测器的微小故障检测方法。该方法利用卫星姿态控制系统内的冗余关系, 分别构建陀螺干扰观测器和干扰力矩观测器, 对系统内的测量误差、扰动等进行估计, 并对故障检测观测器进行扰动补偿, 提高对执行器微小故障的检测能力。仿真结果表明, 与基于解析模型的方法相比, 该方法能够较精确地对解析模型的误差进行补偿, 明显降低了检测阈值, 实现了对扰动掩盖下的微小执行器故障检测。

关键词: 神经网络; 干扰观测器; 卫星姿态控制系统; 故障检测; 冗余关系

中图分类号: V474; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0529-09

卫星是目前应用最为广泛的航天器, 卫星的姿态控制系统故障会导致严重的后果, 其中执行器由于长期处于工作状态中很容易发生故障, 因此卫星姿态控制系统的执行器故障诊断问题很有研究价值。很多故障在早期表现很微小^[1], 通常会被系统扰动噪声掩盖, 因此微小故障的检测对于故障的早期诊断有重要意义。

基于解析模型的方法, 尤其是观测器方法, 在卫星姿态控制系统故障诊断中取得了很多成果, 也是目前研究最为活跃的方法^[2-3]。基于解析模型的故障诊断易受到扰动干扰, 为解决这个问题, 文献[4-5]研究了鲁棒观测器, 力图使观测器残差对扰动解耦, 但是由于扰动无法完全解耦, 对于微小故障的检测达不到满意的效果。与鲁棒观测器类似, 文献[6-8]提出的学习观测器虽然对空间干扰和测量噪声具有鲁棒性, 但是也没有完全与故障残差解耦。文献[9-10]研究了自适应观测器方法, 通过对故障的自适应估计使得观测结果对扰

动鲁棒, 但是只考虑了输入端的扰动力矩, 而未考虑测量敏感器的噪声。

鉴于解析模型难以解决扰动问题, 神经网络因为其优秀的非线性建模能力被用于故障诊断。文献[11-12]提出应用神经网络对系统中的非线性部分进行估计, 放宽了对系统的匹配条件, 但是没有充分利用系统的结构知识; 文献[13-15]提出了应用神经网络直接估计故障的方法, 但是仍然没有考虑微小故障的检测问题。

干扰观测器^[16-17]通常用来补偿控制系统内的模型误差等扰动, 参考其补偿干扰的思路, 本文提出了一种基于神经网络干扰观测器的微小执行器故障检测方法。利用卫星姿态控制系统内的冗余关系, 通过构建干扰观测器对系统内的测量误差、扰动等进行估计, 对基于解析模型的故障检测观测器进行扰动补偿, 实现对微小故障的检测。并利用 Lyapunov 理论证明了所设计的干扰观测器的稳定性。

收稿日期: 2018-06-19; 录用日期: 2018-10-17; 网络出版时间: 2018-11-27 13:41

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181121.1143.002.html

* 通信作者: E-mail: yongminggao_08@163.com

引用格式: 李磊, 高永明, 吴止媛, 等. 卫星姿态控制系统执行器微小故障检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 529-537. LI L, GAO Y M, WU Z H, et al. Small fault detection method for actuator of satellite attitude control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 529-537 (in Chinese).

1 问题描述

1.1 姿态控制系统建模

考虑如图 1 所示的三轴稳定卫星姿态控制系统,其中敏感器为陀螺和星敏感器;执行器为反作用飞轮;控制算法采用非线性四元数反馈控制律。卫星姿态控制系统可以分为运动学子系统和动力学子系统^[18]。运动学子系统包括陀螺、星敏感器和运动学过程,反映了卫星姿态角与角速度间的关系;动力学子系统包括反作用飞轮、陀螺和动力学过程,反映了卫星受到的控制力矩与角速度间的关系。仅考虑反作用飞轮可能出现故障的情况。

由四元数描述的姿态运动学方程为^[18]

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2}\bar{q}^T\omega \\ \dot{\bar{q}} = \frac{1}{2}(\bar{q}^\times + q_0\mathbf{I}_{3\times 3})\omega \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\bar{q} = [q_1, q_2, q_3]^T$ 为姿态四元数的矢量部分; $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为卫星本体的角速度, ω_x 、 ω_y 和 ω_z 为其在本地坐标系下的分量; $\mathbf{I}_{3\times 3}$ 为单位矩阵。

$$\bar{q}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

选取 $\mathbf{x}_1 = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ 为状态变量,则姿态运动学方程可以写成如下所示的状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \phi(\mathbf{x}_1, \mathbf{u}_1) \\ \mathbf{y}_1 = \mathbf{C}_1\mathbf{x}_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{u}_1 = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为运动学输入; $\mathbf{y}_1 = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ 为运动学输出; $\phi(\mathbf{x}_1, \mathbf{u}_1)$ 为运动学非线性函数。

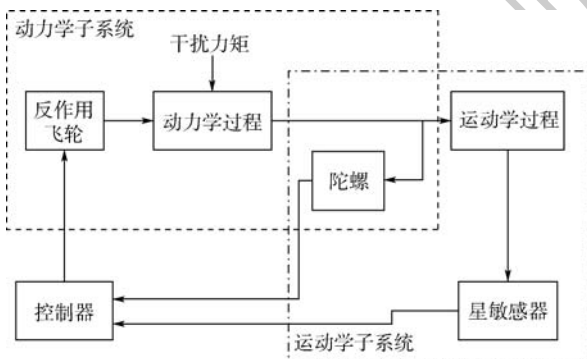


图 1 卫星姿态控制系统

Fig. 1 Satellite attitude control system

$$\phi(\mathbf{x}_1, \mathbf{u}_1) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

考虑陀螺的测量误差,则运动学子系统表达式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \phi(\mathbf{x}_1, \mathbf{u}_1 + \mathbf{b}) \\ \mathbf{y}_1 = \mathbf{C}_1\mathbf{x}_1 \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\mathbf{b} = [b_x, b_y, b_z]^T$ 为陀螺的测量误差,包括常值漂移和随机噪声。

将卫星本体看作刚体,则由刚体运动的动量矩公式可得到卫星姿态动力学方程^[18]为

$$\dot{\mathbf{H}} + \omega^\times \mathbf{H} = \boldsymbol{\tau} \quad (6)$$

式中: \mathbf{H} 为卫星的角动量; $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x, \tau_y, \tau_z]^T$ 为卫星本体受到的合力矩在本地坐标系中的分量。

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

角动量 \mathbf{H} 可以表示为 $\mathbf{H} = \mathbf{I}_J\omega$, 其中 \mathbf{I}_J 为卫星的转动惯量矩阵,通常情况下,卫星的惯性主轴与卫星本体坐标系重合时,则有 $\mathbf{I}_J = \text{diag}\{I_{Jx}, I_{Jy}, I_{Jz}\}$ 。考虑卫星在空间环境中受到的干扰力矩,则式(6)可以写为

$$\mathbf{I}_J\dot{\omega} + \omega^\times \mathbf{I}_J\omega = \boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_d \quad (8)$$

其中: $\boldsymbol{\tau}_c = [\tau_{cx}, \tau_{cy}, \tau_{cz}]^T$ 为执行器产生的控制力矩; $\boldsymbol{\tau}_d = [\tau_{dx}, \tau_{dy}, \tau_{dz}]^T$ 为卫星受到的干扰力矩。

选取 $\mathbf{x}_2 = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为状态变量,则动力学子系统可以写成如下所示的状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_2 = \varphi(\mathbf{x}_2) + \mathbf{B}\mathbf{u}_2 + \mathbf{E}\mathbf{d} \\ \mathbf{y}_2 = \mathbf{C}_2\mathbf{x}_2 + \mathbf{b} \end{cases} \quad (9)$$

其中: $\mathbf{u}_2 = [\tau_{cx}, \tau_{cy}, \tau_{cz}]^T$ 为动力学子系统的输入; $\mathbf{y}_2 = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为动力学子系统的输出; $\mathbf{d} = [\tau_{dx}, \tau_{dy}, \tau_{dz}]^T$ 为干扰力矩; $\varphi(\mathbf{x}_2)$ 为动力学子系统的非线性函数。

$$\varphi(\mathbf{x}_2) = \left[\frac{I_{Jy} - I_{Jz}}{I_{Jx}}\omega_y\omega_z, \frac{I_{Jz} - I_{Jx}}{I_{Jy}}\omega_x\omega_z, \frac{I_{Jx} - I_{Jy}}{I_{Jz}}\omega_x\omega_y \right]^T \quad (10)$$

系统的输入矩阵 \mathbf{B} 、输出矩阵 \mathbf{E} 和扰动分布矩阵 \mathbf{C}_2 表达式如下:

$$\mathbf{B} = \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1/I_{Jx} & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_{Jy} & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{Jz} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

1.2 问题分析

在进行问题描述前,做以下合理假设。

假设1 假设卫星工作在小角度机动状态下,因此式(3)和式(9)中的非线性函数均为满足Lipschitz条件的Lipschitz函数,即

$$\begin{cases} \|\phi(x_1, u_1) - \phi(\hat{x}_1, \hat{u}_1)\| \leq \gamma_1 \|[x_1 - \hat{x}_1, u_1 - \hat{u}_1]^T\| \\ \|\varphi(x_2) - \varphi(\hat{x}_2)\| \leq \gamma_2 \|x_2 - \hat{x}_2\| \end{cases} \quad (11)$$

式中: γ_1 和 γ_2 分别为Lipschitz系数; \hat{x}_1 为 x_1 的估计,其余变量同此处。

假设2 不同部件不会同时发生故障。

假设3 故障和扰动均有界,且故障的变化速率有界。

考虑2类故障:加性故障和乘性故障。相应的故障模型为

$$u_{out} = u + f \quad (12)$$

$$u_{out} = (a + f)u \quad (13)$$

式中: u 为正常信号; u_{out} 为故障后信号; f 为故障参数,可以是一个突变常数,也可以是一个时变参数; a 为某正常参数。

则故障后的动力学子系统模型可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = \varphi(x_2) + B(u_2 + u_f) + Ed \\ y_2 = C_2 x_2 + b \end{cases} \quad (14)$$

式中: $u_f = [u_{fx}, u_{fy}, u_{fz}]^T$ 为飞轮故障向量。

观察式(14)可知,系统中存在模型不确定性、扰动以及测量误差等干扰,因此基于故障观测器的检测方法对于混杂在干扰中的微小故障检测能力很弱。本文的工作即是提出一种基于神经网络干扰观测器的方法对系统内存在的干扰进行估计,并对故障观测器进行干扰补偿,提高故障观测器的检测能力。如图1所示,卫星姿态控制系统可以分为运动学子系统和动力学子系统2个部分。运动学子系统能反映陀螺和星敏感器间的关系,动力学子系统能反映陀螺和反作用飞轮间的关系。因此可以分别利用2个子系统间的冗余关系对陀螺测量误差和干扰力矩进行估计,进而达到补偿故障观测器的目的。

2 微小故障检测方法

基于神经网络干扰观测器的微小执行器故障检测系统框图如图2所示, q 为姿态四元数, r 为检测残差。其中利用运动学子系统估计陀螺干扰;利用动力学子系统以及陀螺干扰估计结果,估计干扰力矩;最后用得到的2个扰动估计值去补偿故障检测观测器。

2.1 基于运动学的陀螺干扰观测器设计

考虑无故障情况下的运动学子系统状态方程

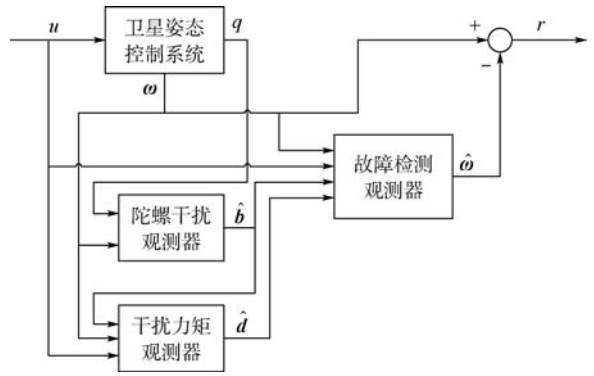


图2 故障检测观测器框图

Fig. 2 Block diagram of fault detection observer

式(3),采用神经网络对陀螺的测量误差进行估计,可以得到的干扰观测器为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \phi(\hat{x}_1, u_1 + b - \hat{b}) \\ \hat{y}_1 = C_1 \hat{x}_1 \end{cases} \quad (15)$$

式中: \hat{y}_1 为星敏感器的测量值估计; \hat{b} 的表达式为

$$\hat{b} = \hat{W}_1 \sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1) \quad (16)$$

其中: $\bar{y}_1 = y_1 - \hat{y}_1$ 为神经网络的输入; \hat{W}_1 和 \hat{V}_1 为神经网络权值矩阵估计; $\sigma_1(\cdot)$ 为隐层神经元的传递函数:

$$\sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1) = \frac{2}{1 + e^{-2\hat{V}_1 \bar{y}_1}} - 1 \quad (17)$$

根据神经网络的逼近特性,存在一组理想权值和阈值使得 b 可以表示为

$$b = W_1 \sigma_1(V_1 \bar{y}_1) + S_1 \quad (18)$$

式中: S_1 为神经网络的建模误差。

由式(5)和式(15)可以得到观测误差动态方程为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \phi(x_1, u_1) - \phi(\hat{x}_1, u_1 + \bar{b}_1) \\ \tilde{y}_1 = C_1 \tilde{x}_1 \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\bar{b}_1 = \hat{W}_1 \sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1) + w_1$, $\hat{W}_1 = W_1 - \hat{W}_1$, $w_1 = W_1[\sigma_1(V_1 \bar{y}_1) - \sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1)] + S_1$,且 $\|w_1\| \leq \bar{w}_1$ 。参照经典的误差反向传播算法,给出如下的神经网络权值更新律:

$$\begin{cases} \dot{\hat{W}}_1 = -\eta_1 \left(\frac{\partial J}{\partial \hat{W}_1} \right) - \rho_1 \|\bar{y}_1\| \hat{W}_1 \\ \dot{\hat{V}}_1 = -\eta_2 \left(\frac{\partial J}{\partial \hat{V}_1} \right) - \rho_2 \|\bar{y}_1\| \hat{V}_1 \end{cases} \quad (20)$$

式中: η_1 和 η_2 为神经网络的学习率; $J = \frac{1}{2} \times (\bar{y}_1^T \bar{y}_1)$ 为神经网络的目标函数; ρ_1 和 ρ_2 为微小正常数。

定义 $\text{net}_{v_1} = \hat{V}_1 \bar{y}_1$ 和 $\text{net}_{w_1} = \hat{W}_1 \sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1)$,根据链式法则可以计算权值更新律:

$$\begin{cases} \frac{\partial J}{\partial \hat{W}_1} = \frac{\partial J}{\partial \bar{y}_1} \cdot \frac{\partial \bar{y}_1}{\partial \hat{x}_1} \cdot \frac{\partial \hat{x}_1}{\partial \mathbf{net}_{\hat{w}_1}} \cdot \frac{\partial \mathbf{net}_{\hat{w}_1}}{\partial \hat{W}_1} \\ \frac{\partial J}{\partial \hat{V}_1} = \frac{\partial J}{\partial \bar{y}_1} \cdot \frac{\partial \bar{y}_1}{\partial \hat{x}_1} \cdot \frac{\partial \hat{x}_1}{\partial \mathbf{net}_{\hat{v}_1}} \cdot \frac{\partial \mathbf{net}_{\hat{v}_1}}{\partial \hat{V}_1} \end{cases} \quad (21)$$

记 $d_{xw1} = \partial \hat{x}_1 / \partial \mathbf{net}_{\hat{w}_1}$ 和 $d_{xv1} = \partial \hat{x}_1 / \partial \mathbf{net}_{\hat{v}_1}$, 则由式(15)可得

$$\begin{cases} \dot{d}_{xw1} = \frac{\partial \phi}{\partial x_1} d_{xw1} + \frac{\partial \phi}{\partial \hat{b}} \cdot \frac{\partial \hat{b}}{\partial \mathbf{net}_{\hat{w}_1}} \\ \dot{d}_{xv1} = \frac{\partial \phi}{\partial x_1} d_{xv1} + \frac{\partial \phi}{\partial \hat{b}} \cdot \frac{\partial \hat{b}}{\partial \mathbf{net}_{\hat{v}_1}} \end{cases} \quad (22)$$

则得到最终的神经网络权值更新律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{W}}_1 = -\eta_1 (\bar{y}_1^T d_{xw1})^T (\sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1))^T - \rho_1 \|\bar{y}_1\| \hat{W}_1 \\ \dot{\hat{V}}_1 = -\eta_2 (\bar{y}_1^T d_{xv1} \hat{W}_1 (I - \Lambda_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1)))^T \bar{y}_1^T - \rho_2 \|\bar{y}_1\| \hat{V}_1 \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\Lambda_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1) = \text{diag} \{ \sigma_{i1}^2(\hat{V}_{i1} \bar{y}_1) \}, i = 1, 2, \dots, m$, m 为输出层神经元个数, σ_{i1}^2 为隐含层神经元对应的激活函数。

定理 1 考虑如式(5)的动态系统, 构造如式(15)的干扰观测器, 以式(19)定义观测误差。如果采用式(23)为神经网络的权值更新律, 则观测误差一致有界, 且神经网络权值估计误差有界。

证明 选择如下正定 Lyapunov 函数:

$$L = \frac{1}{2} \bar{x}_1^T P \bar{x}_1 + \frac{1}{2} \text{tr}(\tilde{W}_1^T \tilde{W}_1) + \frac{1}{2} \text{tr}(\tilde{V}_1^T \tilde{V}_1) \quad (24)$$

其中: $\tilde{V}_1 = V_1 - \hat{V}_1, P = P^T$ 为满足式(25)的正定矩阵。

$$A^T P + PA = -Q \quad (25)$$

式中: A 为 Hurwitz 矩阵; Q 为对称正定矩阵。对式(24)进行微分可得

$$\begin{aligned} \dot{L} = & \frac{1}{2} \dot{\bar{x}}_1^T P \bar{x}_1 + \frac{1}{2} \bar{x}_1^T P \dot{\bar{x}}_1 + \text{tr}(\tilde{W}_1^T \dot{\tilde{W}}_1) + \\ & \text{tr}(\tilde{V}_1^T \dot{\tilde{V}}_1) = -\frac{1}{2} \dot{\bar{x}}_1^T Q \bar{x}_1 + \\ & \bar{x}_1^T P (g_1(x_1, u_1) - g_1(\hat{x}, u_1 + \bar{b})) + \\ & \text{tr}(\tilde{W}_1^T \eta_1 (\bar{y}_1^T d_{xw1})^T (\sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1))^T + \\ & \tilde{W}_1^T \rho_1 \|\bar{y}_1\| (W_1 - \tilde{W}_1)) + \\ & \text{tr}(\tilde{V}_1^T \eta_2 (\bar{y}_1^T d_{xv1} \hat{W}_1 (I - \Lambda_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1)))^T \bar{y}_1^T + \\ & \tilde{V}_1^T \rho_2 \|\bar{y}_1\| (V_1 - \tilde{V}_1)) \end{aligned} \quad (26)$$

式中: $g_1(x_1, u_1) = \phi(x_1, u_1) - A$, 由式(11)可知 $g_1(x_1, u_1)$ 满足 Lipschitz 条件。

$$\begin{cases} \text{tr}(\tilde{W}_1^T (W_1 - \tilde{W}_1)) \leq W_{m1} \|\tilde{W}_1\| - \|\tilde{W}_1\|^2 \\ \text{tr}(\tilde{V}_1^T (V_1 - \tilde{V}_1)) \leq V_{m1} \|\tilde{V}_1\| - \|\tilde{V}_1\|^2 \\ \text{tr}(\tilde{W}_1^T \eta_1 (\bar{y}_1^T d_{xw1})^T (\sigma_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1))^T) \leq \\ \sigma_{m1} \|\tilde{W}_1\| \|\eta_1 d_{xw1}^T\| \|\bar{y}_1\| \\ \text{tr}(\tilde{V}_1^T \eta_2 (\bar{y}_1^T d_{xv1} \hat{W}_1 (I - \Lambda_1(\hat{V}_1 \bar{y}_1)))^T \bar{y}_1^T) \leq \\ \|\tilde{V}_1\| (W_{m1} + \|\hat{W}_1\|) \|\eta_2 d_{xv1}^T\| \|\bar{y}_1\| \end{cases} \quad (27)$$

将式(11)和式(27)代入式(26), 可以得到

$$\begin{aligned} \dot{L} \leq & -\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) \|\bar{x}_1\|^2 + \|\bar{x}_1\| \|P\| (\gamma_1 \|\bar{x}_1\| + \\ & \gamma_1 \|\bar{b}_1\|) + \sigma_{m1} \|\tilde{W}_1\| \|\eta_1 d_{xw1}^T\| \|C_1\| \|\bar{x}_1\| + \\ & (W_{m1} \|\tilde{W}_1\| - \|\tilde{W}_1\|^2) \rho_1 \|C_1\| \|\bar{x}_1\| + \\ & \|\tilde{V}_1\| (W_{m1} + \|\tilde{W}_1\|) \|\eta_2 d_{xv1}^T\| \|C_1\| \|\bar{x}_1\| + \\ & (V_{m1} \|\tilde{V}_1\| - \|\tilde{V}_1\|^2) \rho_2 \|C_1\| \|\bar{x}_1\| \end{aligned} \quad (28)$$

于是, 可以得到如下保证 \dot{L} 半负定的条件:

$$\begin{cases} \|\bar{x}_1\| \geq 2 [\|P\| \bar{w}_1 + (\rho_1 \|C_1\| - K_2^2) K_2^2 + \\ (\rho_2 \|C_1\| - 1) K_3^2] / (\lambda_{\min}(Q) - 2\gamma_1) \\ \lambda_{\min}(Q) - 2\gamma_1 > 0 \end{cases} \quad (29)$$

式中:

$$\begin{cases} K_1 = \frac{\|\eta_2 d_{xv1}^T\| \|C_1\|}{2} \\ K_2 = \frac{\rho_1 W_{m1} \|C_1\| + \sigma_{m1} \|\eta_1 d_{xw1}^T\| \|C_1\| + \sigma_{m1} \|P\|}{2(\rho_1 \|C_1\| - K_2^2)} \\ K_3 = \frac{\rho_2 V_{m1} \|C_1\| + (1 - \sigma_{m1}^2) \|\eta_2 d_{xv1}^T\| \|C_1\| W_{m1}}{2(\rho_2 \|C_1\| - 1)} \end{cases} \quad (30)$$

证毕

2.2 基于动力学的干扰力矩观测器设计

考虑无故障情况下的动力学子系统状态方程式(9), 采用神经网络对陀螺的测量误差进行估计, 可以得到如下的干扰观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_2 = \varphi(\hat{x}_2) + B u_2 + E \hat{d} \\ \hat{y}_2 = C_2 \hat{x}_2 + \hat{b} \end{cases} \quad (31)$$

由 2.1 节中基于运动学的陀螺干扰观测器式(15)得到。 \hat{d} 为由神经网络估计的干扰力矩, 表示如下:

$$\hat{d} = \hat{W}_2 \sigma_2(\hat{V}_2 \bar{y}_2) \quad (32)$$

式中: 隐层神经元的传递函数 $\sigma_2(\cdot)$ 与 $\sigma_1(\cdot)$ 相同。同样地, 根据神经网络的逼近特性, 存在一组理想权值和阈值使得 d 可以表示为

$$d = W_2 \sigma_2(V_2 \bar{y}_2) + \mathcal{S}_2 \quad (33)$$

式中: \mathcal{S}_2 为神经网络建模误差。

由式(9)和式(31)可以得到观测误差动态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}}_2 = \varphi(x_2) - \varphi(\hat{x}_2) + E(\tilde{W}_2 \sigma_2(\hat{V}_2 \bar{y}_2) + w_2) \\ \bar{y}_2 = C_2 \bar{x}_2 + \bar{b} \end{cases} \quad (34)$$

式中: $w_2 = W_2 [\sigma_2(V_2 \bar{y}_2) - \sigma_2(\hat{V}_2 \bar{y}_2)] + \mathcal{S}_2$; 由

2.1节可知 $\bar{\mathbf{b}}$ 有界,即 $\bar{\mathbf{b}} \leq \|\mathbf{b}_m\|$ 。

与式(23)类似,给出如下权值更新率:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{W}}}_2 = -\eta_3 (\bar{\mathbf{y}}_2^T \mathbf{d}_{xw2})^T (\sigma_2(\hat{\mathbf{V}}_2 \bar{\mathbf{y}}_2))^T - \rho_3 \|\bar{\mathbf{y}}_2\| \hat{\mathbf{W}}_2 \\ \dot{\hat{\mathbf{V}}}_2 = -\eta_4 (\bar{\mathbf{y}}_2^T \mathbf{d}_{xv2} \hat{\mathbf{W}}_2 (\mathbf{I} - \Lambda_2 (\hat{\mathbf{V}}_2 \bar{\mathbf{y}}_2)))^T \bar{\mathbf{y}}_2^T - \\ \rho_4 \|\bar{\mathbf{y}}_2\| \hat{\mathbf{V}}_2 \end{cases} \quad (35)$$

定理2 考虑如式(9)形式的动态系统,构造如式(31)的干扰观测器,以式(34)定义观测误差。如果采用式(35)为神经网络的权值更新律,则观测误差一致有界,且神经网络权值估计误差有界。

证明过程参照定理1。

2.3 微小故障检测观测器设计

为检测执行器的微小故障,在2个干扰观测器的基础上,针对式(9)设计如下执行器微小故障检测观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}_2 = \varphi(\hat{\mathbf{x}}_2) + \mathbf{B}\mathbf{u}_2 + \mathbf{E}\hat{\mathbf{d}} + \mathbf{L}_2(\mathbf{y}_2 - \hat{\mathbf{y}}_2) \\ \hat{\mathbf{y}}_2 = \mathbf{C}_2 \hat{\mathbf{x}}_2 + \hat{\mathbf{b}} \end{cases} \quad (36)$$

得到的观测误差动态方程为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}}_2 = -\mathbf{L}_2 \mathbf{C}_2 \tilde{\mathbf{x}}_2 + \varphi(\mathbf{x}_2) - \varphi(\hat{\mathbf{x}}_2) + \mathbf{E}\tilde{\mathbf{d}} - \mathbf{L}_2 \tilde{\mathbf{b}} \\ \dot{\tilde{\mathbf{y}}}_2 = \mathbf{C}_2 \tilde{\mathbf{x}}_2 + \tilde{\mathbf{b}} \end{cases} \quad (37)$$

式中: $\hat{\mathbf{b}}$ 由干扰观测器式(15)给出; $\hat{\mathbf{d}}$ 由干扰观测器式(31)给出;由2.1节和2.2节可知 $\tilde{\mathbf{b}}$ 和 $\tilde{\mathbf{d}}$ 均有界。残差评价函数 $r = \left(\frac{1}{T} \int \tilde{\mathbf{y}}_2^T \tilde{\mathbf{y}}_2 dt\right)^{1/2}$ 。

以下定理保证所设计故障观测器的稳定性。

定理3 对于给定常数 γ_0 ,如果存在矩阵 \mathbf{M} 和对称正定矩阵 \mathbf{Q} 满足:

$$\mathbf{M}^T \mathbf{Q} + \mathbf{Q}\mathbf{M} + \gamma_0^2 \mathbf{Q}\mathbf{Q} + \mathbf{I} \leq 0 \quad (38)$$

则观测器的增益矩阵可选为 $\mathbf{L}_2 = -\mathbf{M}\mathbf{C}_2^{-1}$,使得状态估计误差一致有界。

证明 以运动学子系统故障检测观测器(36)为例,选择如下正定 Lyapunov 函数:

$$V = \tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q} \tilde{\mathbf{x}}_2 \quad (39)$$

对其求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{\tilde{\mathbf{x}}}_2^T \mathbf{Q} \tilde{\mathbf{x}}_2 + \tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q} \dot{\tilde{\mathbf{x}}}_2 = \tilde{\mathbf{x}}_2^T ((-\mathbf{L}_2 \mathbf{C}_2)^T \mathbf{Q} + \\ &\mathbf{Q}(-\mathbf{L}_2 \mathbf{C}_2)) \tilde{\mathbf{x}}_2 + 2(\varphi(\mathbf{x}_2) - \varphi(\hat{\mathbf{x}}_2))^T \mathbf{Q} \tilde{\mathbf{x}}_2 + \\ &2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{E}\tilde{\mathbf{d}} - 2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{L}_2 \tilde{\mathbf{b}} \leq \tilde{\mathbf{x}}_2^T (\mathbf{M}^T \mathbf{Q} + \\ &\mathbf{Q}\mathbf{M}) \tilde{\mathbf{x}}_2 + \tilde{\mathbf{x}}_2^T (\gamma_0^2 \mathbf{Q}\mathbf{Q} + \mathbf{I}) \tilde{\mathbf{x}}_2 + \\ &2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{E}\tilde{\mathbf{d}} - 2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{L}_2 \tilde{\mathbf{b}} = \tilde{\mathbf{x}}_2^T (\mathbf{A}) \tilde{\mathbf{x}}_2 + \\ &2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{E}\tilde{\mathbf{d}} - 2\tilde{\mathbf{x}}_2^T \mathbf{Q}\mathbf{L}_2 \tilde{\mathbf{b}} \end{aligned} \quad (40)$$

式中: $\mathbf{A} = \mathbf{M}^T \mathbf{Q} + \mathbf{Q}\mathbf{M} + \gamma_0^2 \mathbf{Q}\mathbf{Q} + \mathbf{I}$ 为负定的,因此只要满足如下条件即可保证 V 半负定:

$$\|\tilde{\mathbf{x}}_1\| \geq \frac{2\lambda_{\max}(\mathbf{Q})(\|\mathbf{E}\tilde{\mathbf{d}}\| - \|\tilde{\mathbf{b}}\|)}{\lambda_{\min}(-\mathbf{A})} \quad (41)$$

证毕

3 数值仿真分析

3.1 仿真参数设定

卫星姿态控制系统仿真框架如图1所示。控制器采用非线性四元数反馈算法,比例系数 $\mathbf{K}_p = [40, 40, 40]^T$,微分系数 $\mathbf{K}_d = [1\ 000, 1\ 000, 1\ 000]^T$ 。卫星的转动惯量矩阵为 $\mathbf{I}_j = \text{diag}\{930, 800, 1\ 070\}$ kg·m²;初始轨道角速度为 $\boldsymbol{\omega}_0 = [0, 1.2 \times 10^{-6}, 0]^T$ rad/s;初始姿态角速度 $\boldsymbol{\omega}(0) = [0, 0, 7.3]^T \times 10^{-5}$ rad/s;初始姿态为 $\mathbf{Q}_0 = [0.9786, -0.0704, -0.1798, 0.0704]^T$;干扰力矩为 $\boldsymbol{\tau}_d = [A_x \sin \omega_d t, A_y \sin \omega_d t, A_z \sin \omega_d t]^T$,其中 $A_x = 1.4 \times 10^{-5}$ N·m, $A_y = 1.5 \times 10^{-5}$ N·m, $A_z = 1.6 \times 10^{-5}$ N·m, $\omega_d = 0.02$ rad/s;陀螺常值漂移为 8.72×10^{-5} rad/s,噪声为高斯白噪声 $N(0, 10^{-7})$ 。神经网络的参数选择并没有统一的公式可循,通常参考经验公式并根据具体问题进行粗略设定,然后根据网络的表现情况进行优化。本文略去了参数的优化过程,直接给出了表现较好的一组参数。由式(16)可知,陀螺干扰观测器采用3层神经网络,其中输入层4个神经元,隐藏层14个神经元,输出层3个神经元,学习率 $\eta_1 = \eta_2 = 20, \rho_1 = \rho_2 = 1 \times 10^{-7}$;由式(32)可知,干扰力矩观测器采用3层神经网络,其中输入层3个神经元,隐藏层10个神经元,输出层3个神经元,学习率 $\eta_3 = \eta_4 = 10, \rho_3 = \rho_4 = 1 \times 10^{-6}$ 。

系统仿真长度为400s,步长为0.01s,设置故障时刻为200s。设置常值故障、斜坡故障和乘性故障3种故障,故障案例1为x轴的常值故障,参数为 $\mathbf{u}_{n1} = [-3 \times 10^{-4}, 0, 0]^T$;故障案例2为z轴的斜坡故障,参数为 $\mathbf{u}_{n2} = [0, 0, -5 \times 10^{-5}(t - 200)]^T$;故障案例3为y轴的乘性故障,参数为

$$\mathbf{u}_{n3} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

3.2 仿真算例

3.2.1 干扰估计

图3~图5分别为各轴受到的干扰力矩估计情况, ε 为估计误差。可以看出神经网络的估计误差在100s左右收敛到0附近,能够对干扰力矩进行很好的跟踪估计。

图6~图8分别为各轴陀螺的测量误差估计

情况, b_x 、 b_y 、 b_z 为各轴陀螺噪声。可以看出相对力矩干扰观测器, 陀螺干扰观测器的收敛速度很快, 这是因为陀螺干扰观测器中只有陀螺测量误差为干扰源, 而力矩干扰观测器中不仅在输入端

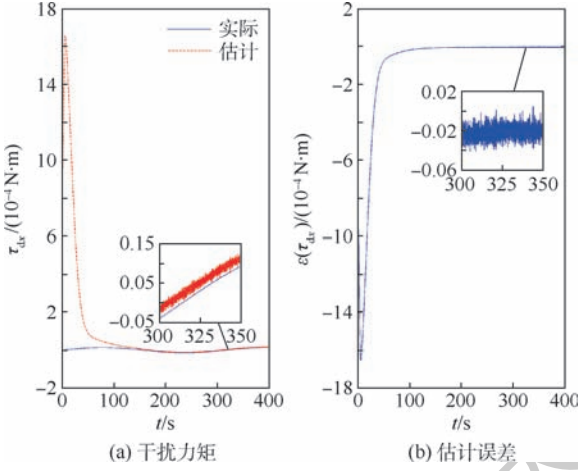


图3 x轴干扰力矩估计

Fig. 3 Estimated disturbance torque in x axes

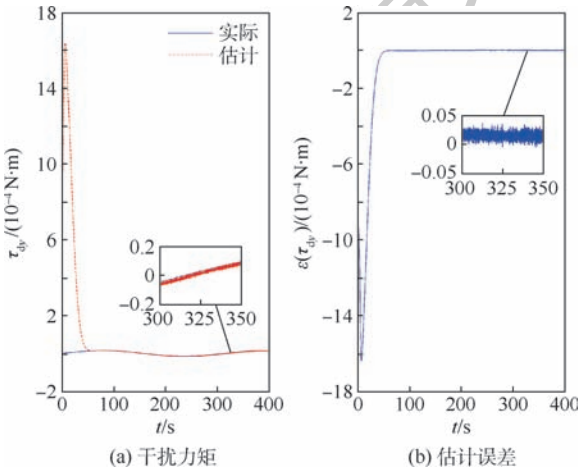


图4 y轴干扰力矩估计

Fig. 4 Estimated disturbance torque in y axes

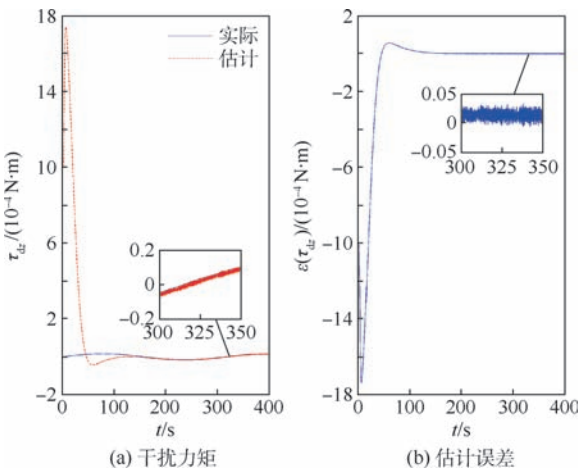


图5 z轴干扰力矩估计

Fig. 5 Estimated disturbance torque in z axes

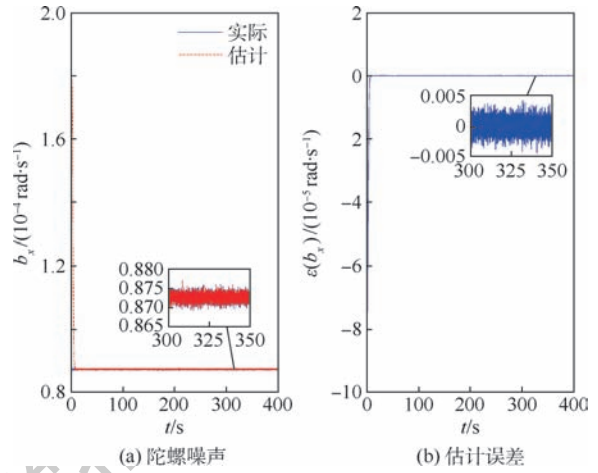


图6 x轴陀螺噪声估计

Fig. 6 Estimated noise of gyro in x axes

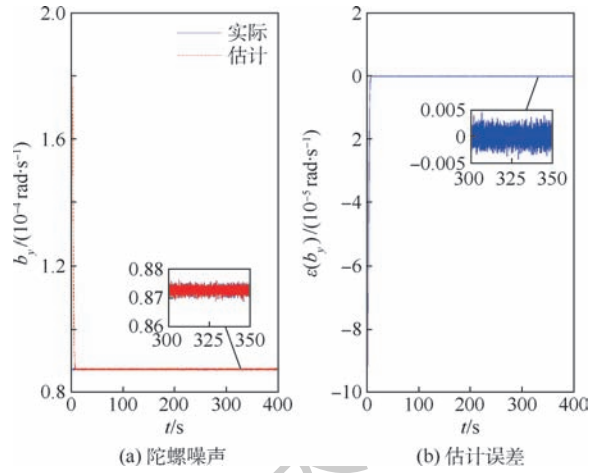


图7 y轴陀螺噪声估计

Fig. 7 Estimated noise of gyro in y axes

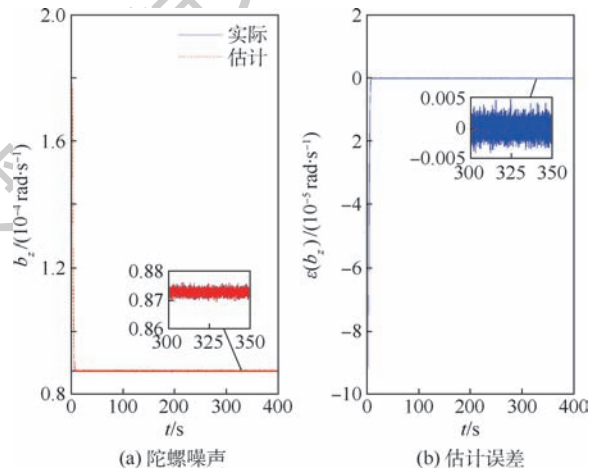


图8 z轴陀螺噪声估计

Fig. 8 Estimated noise of gyro in z axes

存在力矩干扰, 还在输出端存在测量干扰。

3.2.2 微小执行器故障检测

对3类不同类型故障的检测结果如图9~图11所示。其中, 图9为对故障参数为 $u_{fl} =$

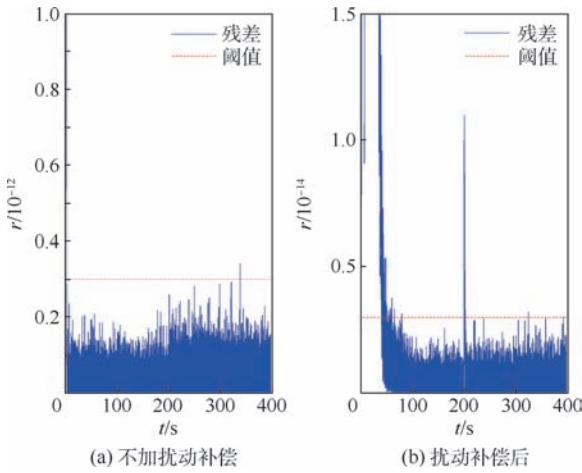


图9 故障案例1检测残差

Fig. 9 Detection residual of fault case 1

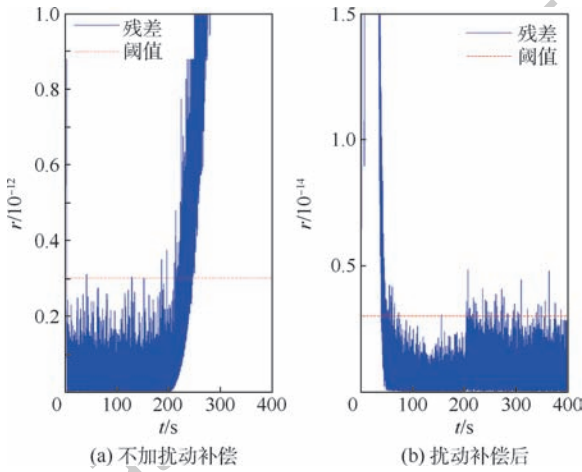


图10 故障案例2检测残差

Fig. 10 Detection residual of fault case 2

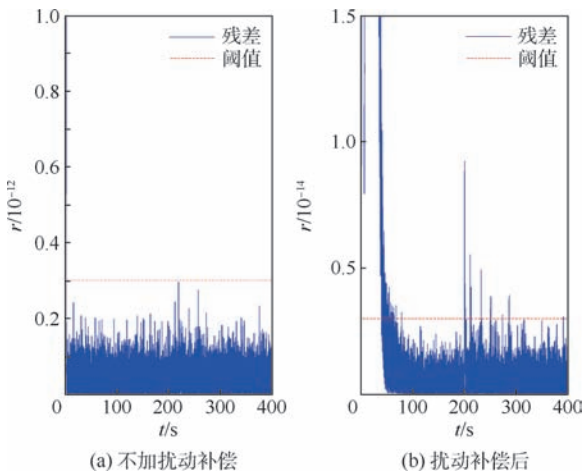


图11 故障案例3检测残差

Fig. 11 Detection residual of fault case 3

对故障参数为 $u_{13} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ 的 y 轴执行器乘

性故障检测结果。检测阈值一般有2种确定方法:一种是无故障情况下的残差最大值;另一种是 3σ 原则,即残差的平均值叠加上3倍的方差。本文选择无故障情况下残差的最大值作为检测阈值。不加扰动补偿的情况下的检测阈值设为 3×10^{-13} ,扰动补偿的情况下的检测阈值设为 3×10^{-15} 。

图9(a)、图10(a)和图11(a)的结果显示,不加扰动补偿的情况下,除斜坡故障在幅值增大一定程度后可以被检测外,其他2个故障都被掩盖在扰动产生的残差中。图9(b)、图10(b)和图11(b)的结果显示,进行扰动补偿后,降低了检测阈值,且3个故障均可及时检测出来,其中前100s为动态调整过程,不做讨论。

由3个不同故障案例的检测结果来看,该方法解决了微小执行器故障的检测问题,但是不能解决故障的隔离、诊断问题,后续还需要进行故障隔离观测器等工作。

4 结论

1) 通过利用姿态控制系统内冗余关系设计干扰观测器,对故障检测器进行扰动补偿,从而实现了微小执行器故障的检测,但是不能进行故障隔离等。

2) 干扰观测器采用神经网络进行设计,证明了采用的自适应权值更新律能够保证观测器的稳定性;证明了扰动补偿下的故障检测观测器的稳定性。

3) 以3轴稳定卫星姿态控制系统为例,仿真了本文方法对不同类型的微小执行器故障的检测能力,并与未进行扰动补偿的情况进行了对比。

参考文献 (References)

[1] 肇刚,李泽,李言俊.基于TSEOPM的在轨航天器故障预报方法研究[J].计算机测量与控制,2009,17(12):2352-2354.
ZHAO G,LI Z,LI Y J. Research on method of fault prediction for onboard spacecrafts based on times series event omen pattern mining[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(12):2352-2354 (in Chinese).

[2] 苏林,尚朝轩,刘文静.航天器姿态控制系统故障诊断方法概述[J].长春理工大学学报(自然科学版),2010,33(4):23-27.
SU L,SHANG C X,LIU W J. Survey on the technology of fault

$[-3 \times 10^{-4}, 0, 0]^T$ 的 x 轴执行器常值故障检测结果;图10对故障参数为 $u_{12} = [0, 0, -5 \times 10^{-5}(t - 200)]^T$ 的 z 轴执行器斜坡故障检测结果;图11为

- diagnosis for spacecraft attitude control system [J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2010, 33(4): 23-27 (in Chinese).
- [3] CHENG Y, WANG R X, XU M Q. Simultaneous state and actuator fault estimation for satellite attitude control systems [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 714-721.
- [4] GAO C, DUAN G R. Robust adaptive fault estimation for a class of nonlinear systems subject to multiplicative faults [J]. Circuits, Systems, and Signal Processing, 2012, 31(6): 2035-2046.
- [5] MONDAL S, CHAKRABORTY G, BHATTACHARYY K. LMI approach to robust unknown input observer design for continuous systems with noise and uncertainties [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010, 8(2): 210-219.
- [6] 张科, 韩治国, 郭小红, 等. 航天器姿控系统的 PD 型学习观测器故障重构 [J]. 航空学报, 2017, 38(6): 320629.
ZHANG K, HAN Z G, GUO X H, et al. PD-type learning observer based fault reconstruction for spacecraft attitude control systems [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 320629 (in Chinese).
- [7] 贾庆贤, 张迎春, 陈雪芹, 等. 卫星姿态控制系统故障重构观测器设计 [J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 442-450.
JIA Q X, ZHANG Y C, CHEN X Q, et al. Observer design for fault reconstruction in satellite attitude control system [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 442-450 (in Chinese).
- [8] 贾庆贤, 张迎春, 沈毅, 等. 基于迭代学习-未知输入观测器的卫星姿控系统鲁棒故障重构 [J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(1): 120-124.
JIA Q X, ZHANG Y C, SHEN Y, et al. Robust fault reconstruction method for satellite attitude control system based on iterative learning-unknown input observer [J]. System Engineering and Electronics, 2012, 34(1): 120-124 (in Chinese).
- [9] 岑朝辉, 魏蛟龙, 蒋睿, 等. 基于综合观测器的执行器过程故障量精确诊断 [J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1318-1326.
CEN C H, WEI J L, JIANG R, et al. Accurate diagnosis on process fault parameters of nonlinear actuator based on adaptive observer and extended state observer [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(6): 1318-1326 (in Chinese).
- [10] 胡正高, 赵国荣, 李飞, 等. 基于自适应未知输入观测器的非线性动态系统故障诊断 [J]. 控制与决策, 2016, 31(5): 901-906.
HU Z G, ZHAO G R, LI F, et al. Fault diagnosis for nonlinear dynamical system based on adaptive unknown input observer [J]. Control and Decision, 2016, 31(5): 901-906 (in Chinese).
- [11] 马立玲, 杨英华, 王福利. 一类基于神经网络非线性观测器的鲁棒故障检测和诊断 [J]. 控制与决策, 2003, 18(3): 309-316.
MA L L, YANG Y H, WANG F L. Robust fault detection and diagnosis based on neural network nonlinear observer [J]. Control and Decision, 2003, 18(3): 309-316 (in Chinese).
- [12] 姜寅令, 李艳辉, 王海星. 改进的神经网络观测器在非线性系统中的应用 [J]. 吉林大学学报 (信息科学版), 2015, 33(4): 471-475.
JIANG Y L, LI Y H, WANG H X. Improved neural network state observer designed for nonlinear system [J]. Journal of Jilin University (Information Science Edition), 2015, 33(4): 471-475 (in Chinese).
- [13] TALEBI H A, KHORASANI K. A neural network-based multiplicative actuator fault detection and isolation of nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(3): 842-851.
- [14] SHEN Q K, JIANG B, SHI P. Novel neural networks-based fault tolerant control scheme with fault alarm [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2014, 44(11): 2190-2201.
- [15] LI Q G, FENG Y Z, TONG S C, et al. Fault detection and fault tolerant control of nonlinear systems using neural networks [J]. Information and Control, 1998, 27(6): 440-445.
- [16] 王肖, 郭杰, 唐胜景, 等. 吸气式高超声速飞行器鲁棒非奇异 Terminal 滑模反步控制 [J]. 航空学报, 2017, 38(3): 320287.
WANG X, GUO J, TANG S J, et al. Robust nonsingular Terminal sliding mode backstepping control for air-breathing hypersonic vehicles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 320287 (in Chinese).
- [17] 骆长鑫, 张东洋, 雷虎民, 等. 输入受限的高超声速飞行器鲁棒反演控制 [J]. 航空学报, 2018, 39(4): 321801.
LUO C X, ZHANG D Y, LEI H M, et al. Robust backstepping control of input-constrained hypersonic vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 321801 (in Chinese).
- [18] WANG R X, CHENG Y, XU M Q. Analytical redundancy based fault diagnosis scheme for satellite attitude control systems [J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(5): 1906-1931.

作者简介:

李磊 男, 博士研究生。主要研究方向: 故障诊断、数据挖掘、机器学习。

高永明 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 计算机仿真、复杂系统建模。

吴止媛 男, 博士研究生。主要研究方向: 图像处理、数据挖掘、机器学习。

张学波 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 并行算法、数据挖掘、机器学习。

Small fault detection method for actuator of satellite attitude control system

LI Lei, GAO Yongming*, WU Zhihuan, ZHANG Xuebo

(School of Space Information, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: Aimed at the problem of small fault detection for actuator of satellite attitude control system, a small fault detection method based on neural network disturbance observer is proposed. By using the redundant relationship in the satellite attitude control system, a gyro disturbance observer and disturbance torque observer are constructed to estimate the measurement error and disturbance torque in the system, and the fault detection observer is compensated for disturbances to improve actuator's small fault detection capability. The simulation results show that, compared with the analytical model based method, this method can compensate the error of the analytical model more accurately, reduce the detection threshold significantly, and realize the small fault detection for actuator under disturbance concealment.

Keywords: neural network; disturbance observer; satellite attitude control system; fault detection; redundant relationship

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0377

基于切换系统的变体飞行器鲁棒自适应控制



梁小辉¹, 王青^{1,*}, 董朝阳²

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对变体飞行器变形过程的控制问题, 将切换系统理论与多变量自适应控制理论相结合, 提出了一种基于切换系统的鲁棒自适应控制器设计方法。首先, 建立了变体飞行器纵向短周期线性切换模型, 描述了飞行器的整个变形过程; 然后, 设计了一种改进的鲁棒自适应控制律, 抑制了各类干扰和不确定性对系统的影响, 实现了切换系统对参考模型的良好跟踪; 最后, 提出了一种基于模型依赖驻留时间(MDDT)的切换控制律, 保证了变体飞行器在变形切换过程中的稳定性, 利用 Lyapunov 函数方法证明了本文方法最终一致有界。仿真验证表明, 在存在外部干扰和各类不确定性的情况下, 本文方法能保证飞行器在变形过程中精确跟踪参考模型, 且具有较好的抗干扰能力。

关键词: 变体飞行器; 切换系统; 鲁棒自适应控制; 模型依赖驻留时间(MDDT); 参考模型; 抗干扰

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0538-08

变体飞行器是一类极具发展潜力的现代新型概念飞行器, 可通过改变自身的气动外形来适应不同的飞行环境、剖面和任务, 确保整个飞行过程的最优飞行效能^[1-2]。因此, 相比于传统飞行器, 变体飞行器具有更大的飞行包线和更好的环境适应能力^[3], 具有广阔的应用前景和重要的研究价值。但是, 由于其强不确定性和复杂多变的气动特点给飞行控制系统的设计带来了巨大挑战, 一直受到国内外许多学者的关注^[4-6], 是当前航空航天领域的研究热点之一。

目前, 针对变体飞行器快速变形过程中的飞行控制系统设计问题, 主要采用鲁棒控制、自适应控制和滑模变结构等方法。为保证变体飞行器变形过程的稳定性, 文献[7]设计了一种基于自适应神经网络修正的动态面控制方法, 解决了控制

系统输入、输出受限和反步法中存在的“指数爆炸”的问题。考虑到变体飞行器受外部干扰和不确定性影响严重, 气动特性复杂的特点, 文献[8]设计了一种带指令滤波的鲁棒控制器, 保证了系统具有良好的跟踪性能, 且跟踪轨迹光滑不存在跳变。但是, 由于变体飞行器是一个复杂的非线性系统, 其变形过程存在严重的外部干扰, 上述文献多采用几种控制方法相结合的思想, 这就导致其控制器设计过程显得异常复杂。

切换系统作为一个处理复杂系统的有效工具, 可将一个复杂的非线性系统转化为若干简单子系统切换, 这为解决变体飞行器控制系统设计问题提供了一条有效途径, 近年来受到了国内外许多学者的关注^[9-12]。文献[13-16]构造了一类切换线性变参数(LPV)模型, 在真实反映变体飞

收稿日期: 2018-06-20; 录用日期: 2018-08-24; 网络出版时间: 2018-09-05 15:51

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180904.1011.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61873295, 61833016); 航空科学基金(2016ZA51011)

* 通信作者. E-mail: wangqing@buaa.edu.cn

引用格式: 梁小辉, 王青, 董朝阳. 基于切换系统的变体飞行器鲁棒自适应控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 538-545. LIANG X H, WANG Q, DONG C Y. Robust adaptive control for morphing aircraft based on switching system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 538-545 (in Chinese).

飞行器动态特性的同时,将变体飞行器这一复杂系统转化为线性切换模型,简化了飞行控制系统的设计过程。考虑到变形过程中存在的异步切换问题,文献[15]设计了一类 H_∞ 鲁棒控制器保证了控制器异步情况下系统的稳定性。针对变体飞行器切换过程中存在的系统状态跳变问题,文献[16]提出了一种基于平滑过度的切换控制策略,成功抑制了切换过程中的状态跳变,实现了整个变形过程的平稳光滑切换。但是以上针对变体飞行器的切换控制方法,并未考虑实际飞行中存在的强不确定性与外部干扰。

本文主要针对一类后掠角可变的变体飞行器飞行控制问题展开研究。利用切换系统理论,将变体飞行器复杂的气动模型转换为了线性切换系统,在真实反映其变形动态特性的基础上,降低了整个飞行控制系统设计的复杂程度。考虑到变形过程中存在的严重不确定性和外部干扰,提出了一种改进的鲁棒自适应更新律,克服了参数更新对模型的依赖,降低了系统不确定性和外部干扰的影响。利用变形序列已知的特点,设计了一种模型依赖平均驻留时间切换控制律,保证了系统整个切换过程的最终一致有界(Ultimate Uniformly Bounded, UUB),并降低了方法的保守性,确保系统能够快速切换。通过仿真验证,证明了本文方法的有效性。

1 变体飞行器建模与分析

本文主要以美国 NextGen 航空公司设计的“火蜂”(Teledyne Ryan BQM34 “Fire-bee”)变体飞行器为研究对象,其结构如图1所示。“火蜂”变体飞行器是一款变体飞行技术验证机,为适应各类任务需求,如亚音速或超音速飞行、侦查和战斗等,其机翼后掠角可在一定范围内连续变动^[1,14],以此来改变飞行器的气动与飞行性能,实现“巡航”、“高速”、“标准”和“机动”等多种构型。由于其在飞行过程中的外形变化会引起质心位置、转动惯量、翼展与面积等多种构型参数的变

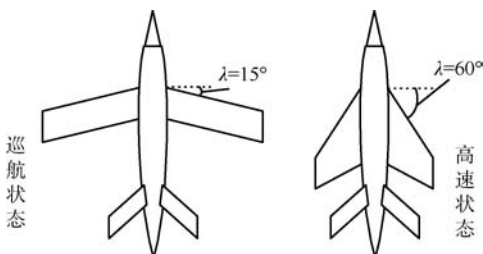


图1 变体飞行器结构^[1,14]

Fig. 1 Structure of morphing aircraft^[1,14]

化,还会引起气动力和惯性力的非线性变化,给飞行器的控制器设计带来了巨大挑战。

“火蜂”变体飞行器在变形过程中机翼后掠角 λ 的变化范围为 $15^\circ \sim 60^\circ$ (其中 15° 对应“巡航”状态, 60° 对应“高速”状态),且平均气动弦长、机翼面积和机翼展长等参数随机翼后掠角连续变化,重心位置可通过机身的配重自动调整,其他构型参数可参考文献[17]。根据牛顿-欧拉法,“火蜂”变体飞行器的纵向短周期非线性动力学模型为^[1]

$$\begin{cases} m_T V_T (\dot{\alpha} - q) = gm_T (\cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) - \\ S \bar{q} C_L (\lambda, H, Ma, \delta_e, q, \dot{\alpha}) + (m_w \ddot{x}_w + \\ m_a \ddot{x}_a) \sin \alpha - 2(m_w \dot{x}_w + m_a \dot{x}_a) q \cos \alpha \\ J_f \dot{q} = S \bar{q} c C_m (\lambda, H, Ma, \delta_e, q, \dot{\alpha}) - (m_w x_w^2 + \\ m_a x_a^2) \dot{q} - 2(m_w x_w \dot{x}_w + m_a x_a \dot{x}_a) q \end{cases} \quad (1)$$

式中: α 为迎角; q 为俯仰角速率; θ 为航迹倾角; δ_e 为升降舵偏角; H 、 V_T 和 Ma 分别为高度、飞行速度和马赫数; m_T 、 m_w 和 m_a 分别为总重、机翼质量和配重; S 和 J_f 分别为机翼面积和俯仰转动惯量; x_w 和 x_a 分别为机翼质心位置和配重质心位置; \bar{q} 、 g 、 C_L 、 c 和 C_m 分别为动压、重力加速度、气动力、气动弦长和气动力矩系数。在非线性动力学模型(1)基础上,定义函数 f_1 和 f_2 分别为

$$\begin{cases} f_1 = \left(\frac{1}{m_T V_T} \right) [gm_T (\cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) - \\ S \bar{q} C_L + (m_w \ddot{x}_w + m_a \ddot{x}_a) \sin \alpha - \\ 2(m_w \dot{x}_w + m_a \dot{x}_a) q \cos \alpha] + q \\ f_2 = \frac{S \bar{q} c C_m - 2(m_w x_w \dot{x}_w + m_a x_a \dot{x}_a) q}{J_f + (m_w x_w^2 + m_a x_a^2)} \end{cases} \quad (2)$$

利用小扰动线性化方法对系统(1)进行线性化处理。选取高度 $H = 9144 \text{ m}$ 、马赫数 $Ma = 0.5$ 作为配平点,可以获得不同机翼后掠角 ($\lambda = 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$) 下的变体飞行器纵向短周期线性模型:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} \\ B_{21} \end{bmatrix} \Delta \delta_e \quad (3)$$

式中:

$$A_{11} = \frac{\partial f_1}{\partial \alpha}, A_{12} = \frac{\partial f_1}{\partial q}, A_{21} = \frac{\partial f_2}{\partial \alpha}, A_{22} = \frac{\partial f_2}{\partial q}, B_{11} = \frac{\partial f_1}{\partial \delta_e}, B_{21} = \frac{\partial f_2}{\partial \delta_e}。$$

为描述简单,将上述系统改写为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t) + \mathbf{d}(t) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x} = [\alpha, q]^T$ 为状态变量; $\mathbf{u} = [\delta_c]$ 为控制输入; $\mathbf{d}(t)$ 为外部干扰, 并已知其上界为 $\|\bar{\mathbf{d}}\|$ 。

根据切换理论, 飞行器的整个变形过程, 即机翼后掠角由 15° 变化到 60° , 可以被描述为一个线性切换系统:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}_{\sigma(t)} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_{\sigma(t)} \mathbf{u}(t) + \mathbf{d}(t) \quad \sigma(t) \in \Omega \quad (5)$$

式中: 切换律 $\sigma(t)$ 是一个分段右连续的常值函数, 每个切换瞬间可在有限集 $\Omega = \{1, 2, \dots, m\}$ 中取值, m 为子系统总数; 对于时间序列 $\{t_0 = 0 < t_1 < t_2 < \dots < t_i < t_{i+1} < \dots\}$, 当 $t \in (t_i, t_{i+1})$, $\sigma(t_i) = p$ 时, 即第 p 个子系统被激活; 矩阵 $(\mathbf{A}_p, \mathbf{B}_p)$ 对应式(5)的 p^{th} 子系统的系统矩阵。

考虑到变体飞行器系统的复杂性, 系统(4)在线性化处理时不可避免的忽略了一些结构参数摄动和环境不确定因素的影响。因此, 该系统必然存在一定的未建模动态和外部干扰, 即获得的模型(5)是一个受外部干扰的不确定线性切换系统。

现给出一些必要定义和引理。

定义 1^[18] 如果存在一个正数 τ_{pq}^* , 当 $\sigma(t_i) = p, \sigma(t_{i+1}) = q$ 时, 满足 $t_{i+1} - t_i \geq \tau_{pq}^*$, 那么就称切换控制律 $\sigma(\cdot)$ 是满足模型依赖驻留时间(MD-DT)。

注 1 在上述定义中, 正数 τ_{pq}^* 的选取与切换序列密切相关, 即 τ_{pq}^* 的选择由此刻激活子系统 p 和下一时刻激活子系统 q 决定。

引理 1^[19] 令常数 $\phi \in \mathbf{R}_g, \varphi \in \mathbf{R}_s, \mathbf{W} \in \mathbf{R}_{g \times g}, \mathbf{V} \in \mathbf{R}_{g \times s}$, 其中, $\phi, \varphi, \mathbf{W}$ 和 \mathbf{V} 是常数矩阵, 则下列不等式成立:

$$2\phi^T \mathbf{W} \mathbf{V} \varphi \leq \phi^T \mathbf{W} \mathbf{W}^T \phi + \varphi^T \mathbf{V}^T \mathbf{V} \varphi$$

2 问题描述

对于变体飞行器的不确定线性切换系统(5), 给出切换参考系统(5)为

$$\dot{\mathbf{x}}_m(t) = \mathbf{A}_{m\sigma(t)} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_{m\sigma(t)} \mathbf{r}(t) \quad \sigma(t) \in \Omega \quad (6)$$

式中: \mathbf{x}_m 为期望的状态变量; \mathbf{r} 为有界参考输入; \mathbf{A}_{mp} 和 \mathbf{B}_{mp} 是已知矩阵, 且矩阵 $\mathbf{A}_{mp}, \forall p \in \Omega$ 是 Hurwitz 的。为使得系统(5)能够跟踪给定的参考模型(6), 构造如下的状态反馈控制器:

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_p^{*T}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{M}_p^*(t) \mathbf{r}(t)$$

其中: $\mathbf{K}_p^*, \mathbf{M}_p^*, p \in \Omega$ 为参考增益矩阵, 满足

$$\begin{cases} \mathbf{A}_p + \mathbf{B}_p \mathbf{K}_p^* = \mathbf{A}_{mp} \\ \mathbf{B}_p \mathbf{M}_p^* = \mathbf{B}_{mp} \end{cases} \quad (7)$$

由于矩阵 \mathbf{A}_p 和 \mathbf{B}_p 的不确定性, 不能通过式(7)直接获得增加矩阵 $\mathbf{K}_p^*, \mathbf{M}_p^*$ 。设计如下的状态依赖控制器:

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_p^T(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{M}_p(t) \mathbf{r}(t) \quad (8)$$

其中: 矩阵 $\mathbf{K}_p, \mathbf{M}_p$ 是 $\mathbf{K}_p^*, \mathbf{M}_p^*$ 的估计。定义跟踪误差 $\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_m(t)$, 可以得到

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \mathbf{A}_{m\sigma(t)} \mathbf{e}(t) + \mathbf{B}_{\sigma(t)} [\tilde{\mathbf{K}}_{\sigma(t)}^T(t) \mathbf{x}(t) + \tilde{\mathbf{M}}_{\sigma(t)} \mathbf{r}(t)] + \mathbf{d}(t) \quad (9)$$

其中: $\tilde{\mathbf{K}}_p = \mathbf{K}_p - \mathbf{K}_p^*, \tilde{\mathbf{M}}_p = \mathbf{M}_p - \mathbf{M}_p^*$ 。

结合上述讨论, 本文的主要目的是: 针对存在不确定性和外部干扰的变体飞行器线性切换系统(5), 设计状态反馈控制器(8)和切换控制律 $\sigma(\cdot)$, 使得变体飞行器在变形过程中能够精确跟踪参考模型并具良好抗干扰能力。

3 自适应切换控制器设计

3.1 自适应更新律设计

根据多变量自适应理论^[20], 给出如下的假设。

假设 1 存在矩阵 $\mathbf{S}_p, p \in \Omega$, 使得矩阵 \mathbf{M}_p 满足条件:

$$\mathbf{Z}_p := \mathbf{M}_p^* \mathbf{S}_p = (\mathbf{M}_p^* \mathbf{S}_p)^T = \mathbf{S}_p^T \mathbf{M}_p^{*T} > \mathbf{0} \quad \forall p \in \Omega$$

考虑到变体飞行器机翼后掠角 λ 在整个变形过程中不存在突变, 是一个随时间连续变化的过程, 整个变形的切换是已知的, 即机翼后掠角的变化是事先确定的。因此对于已知的切换序列, 当 $t \in (t_i, t_{i+1}), \sigma(t_i) = p, \sigma(t_{i+1}) = q$ 时, 假设存在正定对称矩阵 \mathbf{P}_p 和正常数 θ_p 满足:

$$\mathbf{A}_{mp}^T \mathbf{P}_p + \mathbf{P}_p \mathbf{A}_{mp} + (1 + \theta_p) \mathbf{P}_p \leq \mathbf{0} \quad (10)$$

利用如下的自适应更新律^[20]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{K}}_p^T(t) = -\mathbf{S}_p^T \mathbf{B}_{mp}^T \mathbf{P}_p \mathbf{e}(t) \mathbf{x}^T(t) - \kappa_p \mathbf{Z}_p \mathbf{K}_p^T(t) \\ \dot{\mathbf{M}}_p(t) = -\mathbf{S}_p^T \mathbf{B}_{mp}^T \mathbf{P}_p \mathbf{e}(t) \mathbf{r}^T(t) - \kappa_p \mathbf{Z}_p \mathbf{M}_p(t) \\ \dot{\mathbf{K}}_q^T(t) = -\kappa_q \mathbf{Z}_q \mathbf{K}_q^T(t) \\ \dot{\mathbf{M}}_q(t) = -\kappa_q \mathbf{Z}_q \mathbf{M}_q(t) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $q = 1, \dots, p-1, p+1, \dots, m$; 泄漏率 κ_p 满足 $\kappa_p - \max_{p \in \Omega} \{\theta_p\} \lambda_{\max}(\mathbf{Z}_p^{-1}) \geq 0$ (12)

观察自适应更新律(11)可知: ①利用泄露系数法 κ_q , 该控制律不需要预知参考增益矩阵 \mathbf{K}_p^* 和 \mathbf{M}_p^* 的不确定边界; ②式(11)对于每个子系统的参数估计是连续更新的。

3.2 切换控制律设计

考虑一类满足 MDDT 的策略的切换序列, 即当 $t \in [t_i, t_{i+1})$ 时, 有 $\sigma(t_i) = p, \sigma(t_{i+1}) = q$ 。首

先,定义 $\bar{\lambda}_p = \max \lambda \{P_p\}$, $\underline{\lambda}_p = \min \lambda \{P_p\}$, $\theta_{\max} = \max_{p \in \Omega} \theta_p$, $\zeta = \max_{p \in \Omega} \bar{\lambda}_p$, $\beta = \min_{p \in \Omega} \underline{\lambda}_p$
 根据定义1可知,上述切换序列应满足 MDDT:

$$\tau_{pq} = (t_{i+1} - t_i) > \tau_{pq}^* = \frac{1}{\xi \theta_p} \ln \mu_{pq} \quad \forall p, q \in \Omega \quad (13)$$

式中: $\mu_{pq} = \bar{\lambda}_p / \underline{\lambda}_p$, 且 $\xi \in (0, 1)$ 是一个正常数。

注2 考虑到变体飞行器变形过程的实际情况,假设整个切换变形过程是提前已知的。

3.3 系统稳定性分析

本文针对带外部干扰的不确定线性切换系统(5),利用自适应更新律(11)和切换控制序列(13),提出了一种新的鲁棒稳定性判据。在切换序列已知的前提下,结合文献[10],给出如下定理。

定理1 对于存在外部干扰的不确定线性切换系统(5),当其状态反馈控制器(8)满足自适应更新律(11),且切换序列 $\sigma(\cdot)$ 满足 MDDT 时,该系统是最终一致有界的,且跟踪误差满足:

$$\|e(t)\|^2 \leq \frac{1}{\beta} \max \left\{ c_1, \max_{p, q \in \Omega} \mu_{pq} \cdot \frac{c_2 + \zeta \|\bar{d}\|^2}{\beta(1-\xi) \max_{p \in \Omega} \theta_p} \right\} \quad (14)$$

式中: c_1 和 c_2 为2个正常数; \bar{d} 为干扰的上界。且跟踪误差也是有界的,其边界 b 满足:

$$b \in \left[0, \frac{1}{\beta} \sqrt{\frac{\zeta(c_2 + \zeta \|\bar{d}\|^2)}{(1-\xi) \max_{p \in \Omega} \theta_p}} \right] \quad (15)$$

证明 首先,构造 Lyapunov 函数。

$$V(t) = e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t) + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t) N_p^{-1} \tilde{K}_p^T(t)] + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{L}_p^T(t) Z_p^{-1} \tilde{M}_p(t)] \quad (16)$$

考虑到切换序列已知,切换律为 $\sigma(t_i) = \sigma(t_{i+1}^-) = p$ 且 $\sigma(t_{i+1}) = q$,在切换瞬间 t_{i+1} 有

$$V(t_{i+1}^-) = e^T(t_{i+1}^-) P_{\sigma(t_{i+1}^-)} e(t_{i+1}^-) + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t_{i+1}^-) Z_p^{-1} \tilde{K}_p^T(t_{i+1}^-)] + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t_{i+1}^-) Z_p^{-1} \tilde{M}_p(t_{i+1}^-)]$$

$$V(t_{i+1}) = e^T(t_{i+1}) P_{\sigma(t_{i+1})} e(t_{i+1}) + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t_{i+1}) Z_p^{-1} \tilde{K}_p^T(t_{i+1})] + \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t_{i+1}) Z_p^{-1} \tilde{M}_p(t_{i+1})]$$

由式(9)和式(11)可知,系统跟踪误差 $e(\cdot)$ 和参数估计误差 \tilde{K}_p 和 \tilde{M}_p ,是连续的。故

$$V(t_{i+1}) - V(t_{i+1}^-) = e^T(t_{i+1}) (P_{\sigma(t_{i+1})} - P_{\sigma(t_{i+1}^-)}) e(t_{i+1})$$

由于

$$e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t) \leq \bar{\lambda}_{\sigma(t)} e^T(t) e(t) \Rightarrow \frac{e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t)}{\bar{\lambda}_{\sigma(t)}} \leq e^T(t) e(t)$$

$$e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t) \geq \underline{\lambda}_{\sigma(t)} e^T(t) e(t) \Rightarrow e^T(t) e(t) \leq \frac{e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t)}{\underline{\lambda}_{\sigma(t)}}$$

可得 $\frac{e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t)}{\bar{\lambda}_{\sigma(t)}} \leq \frac{e^T(t) P_{\sigma(t)} e(t)}{\underline{\lambda}_{\sigma(t)}}$, 即

$$V(t_{i+1}) - V(t_{i+1}^-) \leq \frac{(\bar{\lambda}_{\sigma(t_{i+1})} - \underline{\lambda}_{\sigma(t_{i+1}^-)})}{\underline{\lambda}_{\sigma(t_{i+1})}} V(t_{i+1}^-)$$

因此,在切换瞬间 t_{i+1} 处, Lyapunov 函数 $V(t)$ 满足

$$V(t_{i+1}) \leq \mu_{\sigma(t_{i+1})} V(t_{i+1}^-) \quad \mu_{\sigma(t_{i+1})} = \frac{\bar{\lambda}_{\sigma(t_{i+1})}}{\underline{\lambda}_{\sigma(t_{i+1}^-)}} \geq 1 \quad (17)$$

考虑到 $\sigma(t_i) = \sigma(t_{i+1}^-) = p, t \in [t_i, t_{i+1})$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= e^T(t) (A_{mp}^T P_p + P_p A_{mp}) e(t) - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t) \kappa_p K_p^T(t)] - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t) \kappa_p M_p(t)] + d^T(t) P_p e(t) + e^T(t) P_p d(t) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= e^T(t) (A_{mp}^T P_p + P_p A_{mp}) e(t) - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t) \kappa_p K_p^T(t)] - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t) \kappa_p M_p(t)] + d^T(t) H_p H_p^T e(t) + e^T(t) H_p H_p^T d(t) \leq e^T(t) (A_{mp}^T P_p + P_p A_{mp}) e(t) - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t) \kappa_p K_p^T(t)] - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t) \kappa_p M_p(t)] + e^T(t) P_p e(t) + d^T(t) P_p d(t) \leq -\theta_p e^T(t) P_p e(t) - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{K}_p(t) \kappa_p (\tilde{K}_p^T(t) + \tilde{K}_p^{*T}(t))] - 2 \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{M}_p^T(t) \kappa_p (\tilde{M}_p(t) + \tilde{M}_p^*(t))] + e^T(t) P_p e(t) + d^T(t) P_p d(t) \end{aligned} \quad (19)$$

因为 $P_p = H_p H_p^T$, 其中 H_p 非奇异矩阵。结合引理1,式(18)可以被重写为式(19)。又由 $\text{tr}[\tilde{K}_p K_p^{*T}] = \text{tr}[K_p^{*T} \tilde{K}_p]$ 可得, $-2\text{tr}[\tilde{K}_p \tilde{K}_p^T] - 2\text{tr}[\tilde{K}_p K_p^{*T}] \leq -\text{tr}[\tilde{K}_p \tilde{K}_p^T] + \text{tr}[K_p^* K_p^{*T}]$ 。因此,不等式(19)被改写为

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & -\theta_p \mathbf{e}^T(t) \mathbf{P}_p \mathbf{e}(t) - \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \tilde{\mathbf{K}}_p(t) \tilde{\mathbf{K}}_p^T(t)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{K}_p^*(t) \mathbf{K}_p^{*T}(t)] - \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \tilde{\mathbf{M}}_p(t) \tilde{\mathbf{M}}_p^T(t)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{M}_p^*(t) \mathbf{M}_p^{*T}(t)] + \\ & \mathbf{d}^T(t) \mathbf{P}_p \mathbf{d}(t) \leq -\theta_p V(t) + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{\mathbf{K}}_p(t) \tilde{\mathbf{K}}_p^T(t) (\theta_p \lambda_{\max}(\mathbf{Z}_p^{-1}) - \kappa_p)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{K}_p^*(t) \mathbf{K}_p^{*T}(t)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\tilde{\mathbf{M}}_p^T(t) \tilde{\mathbf{M}}_p(t) (\theta_p \lambda_{\max}(\mathbf{Z}_p^{-1}) - \kappa_p)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{M}_p^*(t) \mathbf{M}_p^{*T}(t)] + \mathbf{d}^T(t) \mathbf{P}_p \mathbf{d}(t) \end{aligned}$$

for $t \in [t_i, t_{i+1})$
 $\forall \xi \in (0, 1)$

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & -\xi \theta_p V(t) - (1 - \xi) \theta_p V(t) + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{K}_p^*(t) \mathbf{K}_p^{*T}(t)] + \\ & \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{M}_p^*(t) \mathbf{M}_p^{*T}(t)] + \mathbf{d}^T(t) \mathbf{P}_p \mathbf{d}(t) \end{aligned} \quad (20)$$

定义正数 b 为

$$b = \frac{\zeta \|\bar{\mathbf{d}}\|^2 + c_2}{(1 - \xi) \max_{p \in \Omega} \theta_p}$$

式中:

$$c_2 = \sum_{p=1}^m \text{tr}[\kappa_p \mathbf{K}_p^*(t) \mathbf{K}_p^{*T}(t) + \kappa_p \mathbf{M}_p^*(t) \mathbf{M}_p^{*T}(t)]$$

当 $t \in [t_i, t_{i+1})$, 存在以下 2 种情况: $V(t) \geq$

b , 此时易得 $\dot{V}(t) \leq -\xi \lambda_p V(t)$, 即 $V(t)$ 是按指数减小的; $V(t) < b$, 此时 $V(t)$ 有可能增加。

下面讨论初始时刻 $V(t_0) \geq b$ 和 $V(t_0) < b$ 两种情况。

情况 1 假设当 $t \in [t_0, t_0 + T_1)$ 时, 有 $V(t_0) \geq b$, 其中 T_1 为 Lyapunov 函数到达边界 b 的时刻。设 N_1 为在 $[t_0, t_0 + T_1)$ 内所有子系统被激活的总次数, N_{1p} 为在 $[t_0, t_0 + T_1)$ 内子系统 p^{th} 被激活的次数。由式(17)和(20)可知, 当 $t \in [t_0, t_0 + T_1)$ 时, 可得

$$\begin{aligned} V(t) \leq V(t_{N_1}) & \leq \mu_{\sigma(t_{N_1-1})} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_{N_1})} (t_{N_1} - \\ & t_{N_1-1})] V(t_{N_1-1}) \leq \mu_{\sigma(t_{N_1-1})} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_{N_1})} (t_{N_1} - \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & t_{N_1-1})] \mu_{\sigma(t_{N_1-2})} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_{N_1-1})} (t_{N_1-1} - \\ & t_{N_1-2})] V(t_{N_1-2}) \cdots \leq \\ & \mu_{\sigma(t_{N_1-1})} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_{N_1})} (t_{N_1} - \\ & t_{N_1-1})] \mu_{\sigma(t_{N_1-2})} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_{N_1-1})} (t_{N_1-1} - \\ & t_{N_1-2})] V(t_{N_1-2}) \cdots \mu_{\sigma(t_0)} \exp[-\xi \theta_{\sigma(t_0)} (t_1 - \\ & t_0)] V(t_0) \leq \prod_{p=1}^m \mu_p^{N_{1p}} \exp\left[-\sum_{p=1}^m N_{1p} \xi \theta_p (t_{p1+1} - \right. \\ & \left. t_{p1})\right] V(t_0) \end{aligned} \quad (21)$$

由 $\tau_{pq} = t_{p1+1} - t_{p1} > \tau_{pq}^* = \frac{1}{\xi \theta_p} \ln \mu_{pq}$ 可知, 当 $t \in [t_0, t_0 + T_1)$, $V(t) < V(t_0)$, 且 $V(t_0 + T) < b$, 即在下一个切换时刻 t_{N_1+1} , 有 $V(t_{N_1+1}) < \mu_{\sigma(t_{N_1+1})} \cdot V(t_{N_1+1}^-) < \mu_{\sigma(t_{N_1+1})} b$, 所以, $V(t)$ 在 t_{N_1+1} 时刻之可能超出边界 b 。同样地, 假设 $t \in [t_{N_1+1}, t_0 + T_2)$ 时, 有 $V(t_0) \geq b$, 令 N_2 表示在 $[t_{N_1+1}, t_0 + T_2)$ 内所有子系统被激活的总次数。用 $V(t_{N_1+1})$ 替换式(21)中的 Lyapunov 函数 $V(t)$, 同样可得当 $t \in [t_{N_1+1}, t_0 + T_2)$ 时, 有 $V(t) < V(t_{N_1+1})$ 。同时, 可得到在下一切换时刻 $t_{N_1+N_2+2}$, 有 $V(t_{N_1+N_2+2}) < \mu_{\sigma(t_{N_1+N_2+2})} V(t_{N_1+N_2+2}^-) < \mu_{\sigma(t_{N_1+N_2+2})} b$ 。因此, 可知

当 $t \in [t_0 + T_1, \infty)$ 时, 有 $V(t) \leq b \frac{\max_{p,q \in \Omega} \{\mu_{pq}\}}{\beta}$ 。此式表明, 对于满足 MDDT 条件的切换控制律, 当 $V(t)$ 一旦进入区间 $[0, b]$, 就不会再超出边界 $b \max_{p,q \in \Omega} \{\mu_{pq}\} / \beta$ 。综上所述, 利用自适应更新律和切换控制律, 带存在外部干扰的不确定线性切换系统在状态反馈控制器作用下是一致最终有界的。

情况 2 ($V(t_0) < b$): 利用同样的方法可以得到上述结论。 证毕

4 仿真验证

根据定理 1, 设计并验证“火蜂”变体飞行器的控制器。考虑“火蜂”变体飞行器不同机翼后掠角 ($15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$) 对应的纵向短周期线性模型。

首先, 利用 LQR 状态反馈控制器 $\mathbf{u} = \mathbf{K}_p^* \mathbf{x}$ 设计每个子系统的参考模型, 其中 $\mathbf{Q} = \text{diag}(0.5, 0.5)$, $R = 2$, 因此, 可以得到参考子系统的状态反馈增益矩阵 \mathbf{K}_p^* , $\forall p \in \Omega$, 有

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_1^* &= [-0.0032 \quad -0.0075] \\ \mathbf{K}_2^* &= [0.0008 \quad -0.0145] \\ \mathbf{K}_3^* &= [0.0064 \quad -0.0244] \end{aligned}$$

$$\mathbf{K}_4^* = [0.0094 \quad -0.0460]$$

同时,令 $\mathbf{M}_1^* = \mathbf{M}_2^* = \mathbf{M}_3^* = \mathbf{M}_4^* = \mathbf{I}$,参考模型为

$$\dot{\mathbf{x}}_m(t) = \mathbf{A}_{mp}\mathbf{x}_m + \mathbf{B}_{mp}u = (\mathbf{A}_p + \mathbf{B}_p\mathbf{K}_p^*)\mathbf{x}_m + \mathbf{B}_p r$$

其次,设计鲁棒自适应更新律。令 $\theta_1 = 1.8$, $\theta_2 = 1, \theta_3 = 0.5, \theta_4 = 0.05$,解不等式(10),可得到正定对称矩阵 $\mathbf{P}_p, \forall p \in \Omega$,有

$$\mathbf{P}_1 = \begin{bmatrix} 0.7462 & -0.2915 \\ -0.2915 & 1.2351 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_2 = \begin{bmatrix} 1.6147 & -0.5722 \\ -0.5722 & 1.9971 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_3 = \begin{bmatrix} 1.0850 & -0.4141 \\ -0.4141 & 0.9583 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_4 = \begin{bmatrix} 3.7302 & -2.2899 \\ -2.2899 & 3.3393 \end{bmatrix}$$

考虑“火蜂”变体飞行器的整个变形过程,其切换序列如图2所示,由图2可知,该切换序列包含了变体飞行器由“巡航状态”($\lambda = 15^\circ$)到“高速状态”($\lambda = 60^\circ$)的整个过程,即能够完整的反映机翼后掠角由“小”变“大”的完整过程。

根据定理1,自适应切换控制器的主要参数选取如表1所示。系统初始状态 $\mathbf{x}_0 = [0 \quad 0]^T$, $\mathbf{x}_{m0} = [5 \quad 2]^T, \mathbf{K}_p(0) = 0.5\mathbf{K}_p^*, \mathbf{M}_p(0) = 0.5\mathbf{M}_p^*$,外部干扰 $\mathbf{d}(t)$ 是一个满足高斯分布,均值为零,方差为0.2的随机信号。利用同样的变体飞行

表1 自适应切换控制器主要参数

Table 1 Main parameters of adaptive switching controller

主要参数	1 th 子系统	2 th 子系统	3 th 子系统	4 th 子系统
S_p	$S_1 = \mathbf{I}$	$S_2 = 0.8\mathbf{I}$	$S_3 = \mathbf{I}$	$S_4 = 0.5\mathbf{I}$
κ_p	$\kappa_1 = \kappa_2 = \kappa_3 = \kappa_4 = 0.05$			
μ_{pq}	$\mu_{12} = 5.9746, \mu_{23} = 7.1979, \mu_{34} = 9.6782,$ $\mu_{43} = 6.1650, \mu_{32} = 6.9973, \mu_{21} = 5.1401$			
τ_{pq}^*	$\tau_{12}^* = 1.9861, \tau_{23}^* = 3.9476, \tau_{34}^* = 9.0795,$ $\tau_{43}^* = 9.5114, \tau_{32}^* = 7.7821, \tau_{21}^* = 3.2741$			

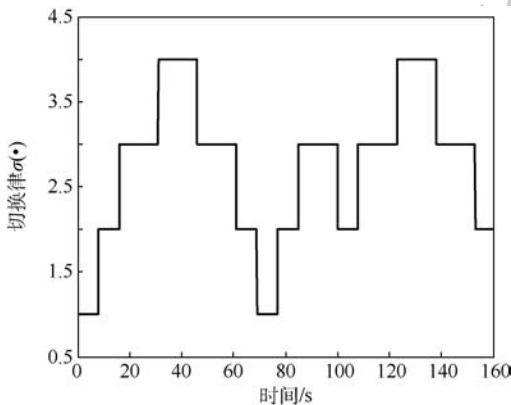


图2 变体飞行器切换律

Fig.2 Switching law of morphing aircraft

器模型参数,根据文献[16]方法,设计相应的鲁棒控制器,可得子系统的控制增益矩阵如下所示:

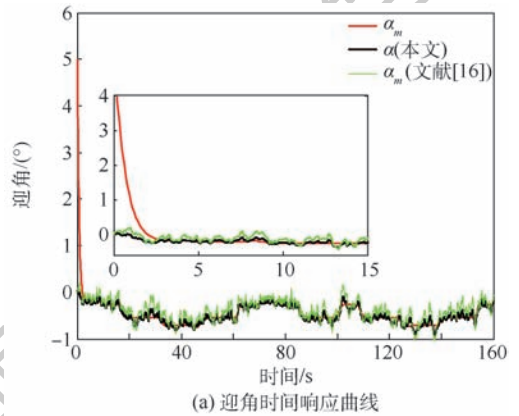
$$\mathbf{Q}_1 = [-45.4861 \quad -17.9006]$$

$$\mathbf{Q}_2 = [-39.7685 \quad -15.6587]$$

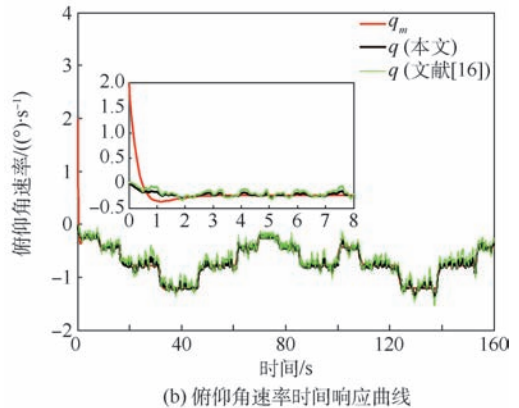
$$\mathbf{Q}_3 = [-33.8514 \quad -13.3527]$$

$$\mathbf{Q}_4 = [-26.9258 \quad -10.7075]$$

进行仿真验证,变体飞行器迎角 α 和俯仰角速率 q 的时间响应曲线如图3所示。观察可知,在变体飞行器的整个切换变形过程中,2种方法都能够保证飞行器的迎角 α 和俯仰角速率 q 快速有效的跟踪参考模型,且在外部干扰的情况下能够保持系统稳定,但是对比发现,本文方法具有更好的抗干扰能力。图4为系统状态跟踪误差的时间响应曲线。由图可知:跟踪误差 $e(t)$ 能够在有效时间内快速收敛,实现系统对参考模型的有效跟踪,在存在外部干扰的情况下,跟踪误差仍能够保持良好收敛性,且在整个变体飞行器变形过程中,本文方法具有良好的抗干扰能力,系统状态的跟踪误差明显小于文献[16]方法。通过上述仿真对比验证可知,利用上文设计的鲁棒自适应切换控制器,在保证变体飞行器在整个切换过程精确稳定跟踪参考模型的同时,具有较好的抗干扰能力。



(a) 迎角时间响应曲线



(b) 俯仰角速率时间响应曲线

图3 迎角和俯仰角速率时间响应曲线

Fig.3 Time response curves of angle of attack and pitch rate

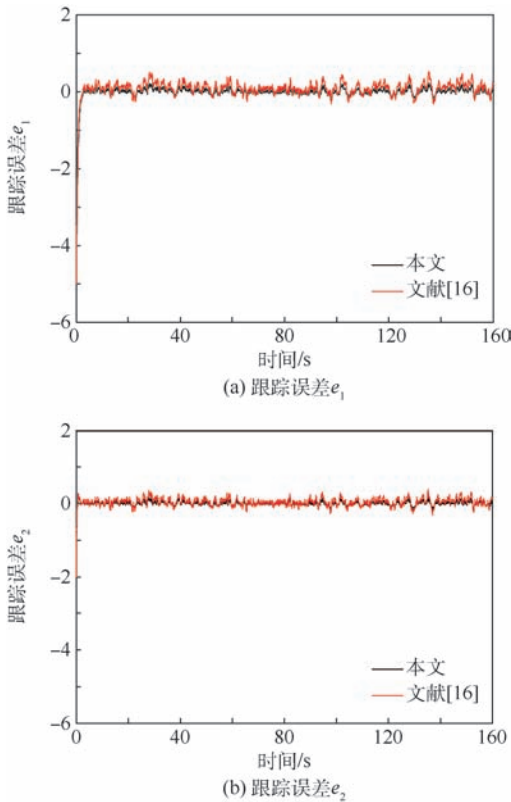


图4 系统状态跟踪误差

Fig. 4 System state tracking error

5 结论

本文针对一类机翼后掠角可变的变体飞行器控制系统设计问题进行了研究。

1) 将变体飞行器的变形过程建模为一类不确定线性切换系统,降低了系统的复杂性,简化了飞行控制系统的设计过程。

2) 设计了一种改进的自适应更新律,消除了系统外部干扰和各类不确定性影响,保证了系统跟踪误差收敛。

3) 考虑到变体飞行器的变形序列提前已知的特点,设计了一种改进的 MDDT 的切换方法,允许更为快速的切换,降低了本文方法的保守性。

4) 仿真结果证明了所设计的鲁棒自适应切换控制器能够保证变体飞行器在切换过程中精确跟踪参考模型,并具有良好的抗干扰能力。

参考文献 (References)

- [1] YUE T, ZHANG X Y, WANG L X, et al. Flight dynamic modeling and control for a telescopic wing morphing aircraft via asymmetric wing morphing [J]. Aerospace Science & Technology, 2017, 70: 328-338.
- [2] JIANG W L, DONG C Y, WANG Q. A systematic method of smooth switching LPV controllers design for a morphing aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1640-1649.
- [3] 殷明, 陆宇平, 何真. 变体飞行器 LPV 建模与鲁棒增益调度控制 [J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(2): 202-208.
YIN M, LU Y P, HE Z. LPV Modeling and robust gain scheduling control of morphing aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(2): 202-208 (in Chinese).
- [4] AFONSO F, VALE J, LAU F, et al. Performance based multidisciplinary design optimization of morphing aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 1-12.
- [5] AJAJ R M, BEAVERSTOCK C M, FRISWELL M I. Morphing aircraft: The need for a new design philosophy [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 154-166.
- [6] SU H Q, HUANG Z, BAO X X, et al. Morphing process research of UAV with PID controller [J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 873-877.
- [7] WU Z H, LU J C, ZHOU Q, et al. Modified adaptive neural dynamic surface control for morphing aircraft with input and output constraints [J]. Nonlinear Dynamics, 2016, 87(4): 2367-2383.
- [8] WANG L, LIU C S, GONG H J. A novel robust controller with command filter for uncertain morphing aircraft [J]. International Journal of Computer and Electrical Engineering, 2018, 10(1): 523-523.
- [9] AHMADI A A, PARRILO P A. Sum of squares certificates for stability of planar, homogeneous, and switched systems [J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 2017, 62(10): 5269-5273.
- [10] YUAN S, SCHUTTER B D, BALDI S. Robust adaptive tracking control of uncertain slowly switched linear systems [J]. Nonlinear Analysis Hybrid Systems, 2018, 27: 1-12.
- [11] WANG R H, XING J C, XIANG Z R. Finite-time stability and stabilization of switched nonlinear systems with asynchronous switching [J]. Applied Mathematics and Computation, 2018, 316(1): 229-244.
- [12] ZHAO X D, SHI P, YIN Y F, et al. New results on stability of slowly switched systems: A multiple discontinuous Lyapunov function approach [J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 2016, 62(7): 3502-3509.
- [13] HE X, ZHAO J. Multiple Lyapunov functions with blending for induced l_2 -norm control of switched LPV systems and its application to an F-16 aircraft model [J]. Asian Journal of Control, 2014, 16(1): 149-161.
- [14] 王青, 王通, 后德龙, 等. 基于速度线性化的变体飞行器鲁棒 LPV 控制 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(6): 1130-1136.
WANG Q, WANG T, HOU D L, et al. Robust LPV control for morphing vehicles via velocity-based linearization [J]. System Engineering and Electronics, 2014, 36(6): 1130-1136 (in Chinese).
- [15] CHENG H Y, DONG C Y, JIANG W L, et al. Non-fragile switched H_∞ control for morphing aircraft with asynchronous switching [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(3): 1127-1139.
- [16] 江未来, 董朝阳, 王通, 等. 变体飞行器平滑切换 LPV 鲁棒控制 [J]. 控制与决策, 2016, 31(1): 66-72.

- JIANG W L, DONG C Y, WANG T, et al. Smooth switching LPV robust control for morphing aircraft[J]. Control and Decision, 2016, 31(1): 66-72 (in Chinese).
- [17] SEIGLER T M. Dynamics and control of morphing aircraft [D]. Charlottesville: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005: 30-55
- [18] ZHAO X D, YIN S, LI H Y, et al. Switching stabilization for a class of slowly switched systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2014, 60(1): 221-226.
- [19] XU S Y, CHEN T W. Robust H_∞ control for uncertain stochastic systems with state delay[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 47(12): 2089-2094.
- [20] TAO G. Multivariable adaptive control: A survey[J]. Automatica, 2014, 50(11): 2737-2764.

作者简介:

梁小辉 男, 博士研究生。主要研究方向: 切换控制、故障诊断与容错控制。

王青 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 切换控制、故障诊断、飞行器控制。

Robust adaptive control for morphing aircraft based on switching system

LIANG Xiaohui¹, WANG Qing^{1,*}, DONG Chaoyang²

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

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: For the morphing process control of morphing aircraft, by combining the switching system theory and the multivariable adaptive control theory, a robust adaptive controller design method based on the switched system is proposed in this paper. First, the longitudinal short-period linear switching model for morphing aircraft is established, which can describe the whole morphing process. Second, an improved robust adaptive control law to reject the external disturbance and uncertainties is designed, which can guarantee the switching system's good tracking of the reference model. Then, based on the mode-dependent dwell time, a switching control law is put forward, which ensures the stability of the morphing aircraft in morphing process. According to the Lyapunov function methods, the ultimate uniform bound of the proposed approach is proved. The simulation results show that the proposed approach can guarantee the accurate tracking of the reference model during the morphing process with good disturbance rejection ability under the conditions of external disturbance and various uncertainties.

Keywords: morphing aircraft; switching system; robust adaptive control; mode-dependent dwell time (MDDT); reference model; disturbance rejection

Received: 2018-06-20; **Accepted:** 2018-08-24; **Published online:** 2018-09-05 15:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180904.1011.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873295, 61833016); Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA51011)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0384

悬停状态下小型无人直升机飞行动力学模型辨识



武梅丽文, 陈铭*, 王放

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要:为了更好地研究小型无人直升机悬停状态动力学特性,对一个 8.1 kg 三轴陀螺仪增稳的电动直升机,从线性系统辨识方面及非线性建模方面,进行了动力学模型深入研究。在线性系统辨识过程中,应用频域辨识方法,在飞行中同时采集陀螺仪之前及之后的操纵数据进行双系统辨识。在非线建模过程中,机体、旋翼及尾桨动力学被分别建模。尾桨动力学应用 3 阶段辨识法单独提取基底、陀螺仪及整体增稳模型。结合 2 种分析过程,应用非线性-线性模型结合修正方法,提高相互的仿真精度。结果表明:13 阶高阶模型在线性辨识过程中相对比 11 阶模型表现更优;双系统线性模型的基底模型数据具有高质量高频特性,最高频率限制可达 30 rad/s;除挥舞方程参数和尾桨参数以外,非线性数学模型(NMM)进行了 7 个非线性变量的修正,有效地拟合了悬停实验数据。

关键词: 频域响应; 小型无人直升机; 三轴陀螺仪; 非线性分析; 系统辨识

中图分类号: V212.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0546-14

无人机在多种应用领域发展迅速,如农林防护、遥感勘测、搜救救援、物流传送、武器装载等。从民用领域到军用领域,无人直升机越来越受到重视。其中小型无人直升机,拥有高操纵灵活性,可完成高难度特技飞行动作,应用前景广泛,潜力巨大。近些年,电器元件得到了进一步的优化,如传感器的尺寸大大减小,精度得到提升,控制芯片尺寸更加紧凑,可靠性更高。得益于电器元件的升级,小型无人直升机也相继改善,结构更加紧凑,载荷余度更大,机械结构得到优化。例如,对比以前的模型直升机,现在的模型直升机在机械结构上有一点不同,就是利用三轴陀螺仪来取代以前旋翼头上的伺服小翼稳定杆。没有了小翼结构以后,旋翼头的结构变得非常简单,减轻了维护和调试的难度。模型直升机具有高操纵性能,被很多研究机构应用到学术领域,用于探究小型无人直升机的飞行动力学特性及研究实现高级控制

算法。当引入三轴陀螺仪以后,没有了伺服小翼在主旋翼之上旋转,主旋翼的人流将没有干扰,研究得到的动力学特性将更能反映主旋翼的特征。并且模型直升机利用三轴陀螺仪增稳,可以达到更高水平的操纵效果,操纵灵活性增加,飞行效果得到改善。陀螺仪就像一个黑箱模型,其内部控制模型是未知的,由于直升机基底模型过于灵活,为了飞行安全,在初始阶段陀螺仪不能被拆去,需要进行特别的研究处理。

首先看一下以往的小型无人直升机领域的研究经验,很多大学与研究组织将研究对象定位于成熟的直升机飞行平台上。将主要的飞行平台按质量从高到低列举:10 ~ 100 kg, Yamaha R-50^[1]和 AF25B^[2]; 5 ~ 10 kg, MIT X-cell^[3-5]、Evolution-EX^[6]和 NUS Raptor 90 SE HeLion^[7]; 1 ~ 5 kg, Raptor 50^[8]; 以及微型直升机领域:1 kg, Honey-Bee^[9]。虽然这些直升机平台的动力学特性各有

收稿日期: 2018-06-21; 录用日期: 2018-09-19; 网络出版时间: 2018-10-17 15:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181010.1129.001.html

* 通信作者。E-mail: chenming@buaa.edu.cn

引用格式: 武梅丽文, 陈铭, 王放. 悬停状态下小型无人直升机飞行动力学模型辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 546-559. WU M L W, CHEN M, WANG F. Identification of flight dynamics models of a small-scale unmanned helicopter in hover condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 546-559 (in Chinese).

差异,但是对于其动力学研究却有些共同点:

1) 总是希望获得简单却又精确的动力学模型。为了获得这个精确的动力学模型,最先可以想到的就是通过首要物理原则进行非线性建模。但是小型无人直升机由于低雷诺数的特点,详细的非线性建模无法保证在全部飞行包线内获得准确的估计。而且小型无人直升机不如全尺寸直升机数据丰富^[10],建模具有挑战性。因此获取简单而局部精确的线性模型通常是较好的解决办法。多数研究获得的模型阶次不大于13阶^[3],其中包含刚体机体动力学、旋翼挥舞动力学和稳定杆动力学等。以往的研究对于携带伺服小翼的机械增稳结构进行了动力学探讨,但是研究没有涉及携带三轴陀螺仪的控制增稳模型。

2) 总是通过借助实验数据来提取该飞行状态下精确的模型。在这个过程中,系统辨识方法占据重要的地位。系统辨识分为频域辨识方法和时域辨识方法。时域辨识方法有最大似然估计和子空间方法等,这些方法在不同的领域各有优点,如子空间方法在处理多输入多输出问题上具有优势^[11-12],而最大似然法^[13]应用于非线性数学模型(Nonlinear Mathematical Model, NMM)有优势。频域辨识方法则通过对比拟合飞行数据在频域上的信息来获取最优的模型。在频域领域测量噪声和过程噪声是没有估计误差的^[14],这让闭环辨识问题变得简单,而且频域信息的分析更能帮助如鲁棒控制方法的设计^[15-16]。CIFER软件是公认的具有高可靠性的频域辨识工具^[1,2,14,17]。

当简单的线性模型不能满足研究的需求时,为了改善模型精度,可以通过增加模型的阶次来反映更多的高频信息。文献[8]提出了一种12自由度的模型结构(包含桨叶锥度角和入流状态变量),与6自由度模型相比,12自由度模型有更高的精确度,但飞行数据的相干值参数较低,尤其在高频范围,这样会降低高阶模型辨识的可靠性。文献[18]将注意力放在挥舞动力学上,增加6个状态参数去表示挥舞角,此做法是为了提高模型在高频领域的表达力。但是提高模型阶次的方法都有一个弊端,就是增加的变量无法被观测到,也就很容易偏离真实的物理数值。

在上文分析中,线性模型简单而局部精确,但却是对复杂的NMM做出的一种妥协,因为当着眼于更广阔的飞行状态,如前飞状态,线性模型的局部精确将无法满足要求。一些研究者尝试于借助非线性结构来获取高精度动力学模型。如文献[6]利用时域辨识方法获取一个小型无人直升

机的NMM。通过解析搭建NMM,提取出10个未知变量进行辨识,最后得到了较好的时域仿真效果。相似的非线性辨识研究,如文献[2]提取出12个未知参数利用基因算法收敛求解最优值,该方法对比预测误差法提取的线性模型有更好的仿真精度。文献[19]搭建了一个30状态变量的非线性直升机模型,通过从该NMM中提取不同状态下的线性模型再进行系统辨识调试,然而该方法需要多种状态下的飞行数据作为对比输入才能实现。

基于以上的研究背景,为了处理携带三轴陀螺仪的小型无人直升机的动力学研究问题,采用以下方法:首先,携带三轴陀螺仪进行闭环系统辨识实验,同时采集陀螺仪之前控制信号及陀螺仪之后控制信号。然后,应用2种输入信号进行辨识,由于考虑到闭环特征,应用频域辨识方法,同时获取双系统线性模型;与此同时搭建NMM,提取出重要的非线性参数,应用线性辨识结果进行修正,而NMM的轴外耦合参数也可给予线性辨识过程进行参考;由于陀螺仪之后控制信号具有高频特性,考虑增加高阶模型结构来改善线性模型的仿真精度。最后,将线性模型与NMM的仿真结果同实验数据作对比,得出结论。

1 非线性飞行动力学建模

如图1所示,本文的研究对象是JR700直升机。该直升机为电动驱动,是单旋翼带尾桨结构,无小翼。一个三轴陀螺仪安装在机身上部,起到增稳作用。机上计算机悬挂在机身下部,记录飞行时的操纵手控制信号、陀螺仪输出控制信号和直升机的响应数据。为了飞行安全,2个安全杆被安装在起落架上,长为1.5 m,每个安全杆质量为180 g。表1将JR700的结构参数同其他3种小型无人直升机进行对比, JR700质量为8.1 kg,与其在相同量级的是X-cell和HeLion,而Raptor



图1 JR700直升机系统

Fig.1 JR700 helicopter system

表1 JR700与3种小型无人直升机结构参数对比
Table 1 JR700 structural parameters compared with three kinds of small-scale unmanned helicopters

参数	JR700	Raptor 50 ^[8]	X-cell ^[3]	HeLion ^[7]
质量/kg	8.1	4.8	8.15	9.75
旋翼实度	0.052	0.05	0.05	0.055
桨叶转动惯量/(kg·m ²)	0.04	0.035	0.02	0.055
主旋翼直径/cm	153.4	134.37	152.4	141
旋翼转速/(rad·s ⁻¹)	178	191	167	193.73

50的质量只有JR700的一半。然后,进行非线性动力学建模,小型无人直升机动力学模型主要分为3个部分:刚性机体动力学、旋翼动力学和尾桨动力学,下面进行详细介绍。

1.1 刚性机体动力学

刚性机体动力学在全机动力学的低频领域占据主导地位。通过以下2种方法来获取机体非线性建模的重要参数。

1.1.1 直接测量法

由于本文研究的小型无人直升机已经有精确建模的CATIA模型和实物直升机,通过直接测量法,可以直接获得一些重要的尺寸参数,如旋翼直径、旋翼位置、尾桨参数、操纵杆尺寸角度和桨距角等。

1.1.2 地面物理实验

参数(如转动惯量和重心)需要通过设计额外的全机实验来获取。三轴转动惯量可以通过三线摆法来测得^[20]。将机身以三轴方向悬挂,通过记录摆动时间,可以求出转动惯量。而全机重心的获取格外重要,因为机上计算机和传感器位置相距全机重心是有偏差的,所以测量的飞行数据中所有的线速度值都有臂杆效应的误差。这个误差可以通过精确测量重心位置来修正。小型无人直升机的结构有一个特点,就是左右对称,这就给测量重心提供了便利,只需找到侧面重心即可。通过在侧向平面进行悬线法对全机进行多线悬挂,并拍摄高质量图片,以刻度尺为参考,在CAD界面处理悬线的位置并获得交点,进而得到精确的重心位置。经过测试,重心位置的误差可以控制在1mm以内。假设观察点为P,重心为O,则修正线速度满足:

$$\dot{\boldsymbol{v}}_O = \dot{\boldsymbol{v}}_P + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{r}_{PO} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{r}_{PO}) \quad (1)$$

式中: \boldsymbol{r}_{PO} 为P到O的距离矢量;线性速度为 $\boldsymbol{v} = [u \ v \ w]^T$, u 为前向线速度, v 为侧向线速度, w 为垂向线速度;角速度为 $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$, p 为滚转角速率, q 为俯仰角速率, r 为偏航角速率)。

然后通过参数建模,确定各个部件的力与力

矩。由牛顿欧拉方程组,可以推导出6自由度机体运动方程(机体坐标系的定义见文献[21]):

$$\dot{\boldsymbol{v}} = \frac{1}{m} \boldsymbol{F} - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v} \quad (2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{I}^{-1} \boldsymbol{M} - \boldsymbol{I}^{-1} (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}) \quad (3)$$

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\theta}) \boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

式中: m 为飞机质量;三轴欧拉角 $\boldsymbol{\theta} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$, ϕ 为滚转角, θ 为俯仰角, ψ 为偏航角; \boldsymbol{F} 和 \boldsymbol{M} 分别为外部的三轴力和三轴力矩;转动惯量 $\boldsymbol{I} = \text{diag}_{3 \times 3}(\boldsymbol{I}_{xx}, \boldsymbol{I}_{yy}, \boldsymbol{I}_{zz})$; $\boldsymbol{\Phi}$ 为从机体到惯性坐标系的变换矩阵:

$$\boldsymbol{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (5)$$

1.2 旋翼动力学

对于小型无人直升机来说,机身和垂尾立板的受力可以适当简化计算^[22-23],但是旋翼和尾桨动力学需要详细建模,这样可以让模型更能反映真实的气动特性。在本文中,主旋翼做均匀入流假设,旋翼拉力通过叶素理论来计算^[24]。初始的桨叶气动参数,如升力系数、阻力系数和力矩系数由CFD方法来确定。

直升机的低频特性由刚性机体动力学表现,而直升机的高频特性则由旋翼来体现。通过分析频域数据,发现直升机的主轴响应 p/δ_{lat} 和 q/δ_{lon} 有二阶特性(δ_{lat} 和 δ_{lon} 分别为横向和纵向周期变距,标准化为 $[-0.5, 0.5]$ 之内)。其中一阶主要由刚性机体表示,另外一阶则反映旋翼的挥舞动力学。除了主轴方向的二阶特性,纵横向的耦合也十分明显。为了描述这些动力学特征,引入二阶稳定的一阶耦合桨尖轨迹运动方程^[3]:

$$\begin{cases} \tau_f \dot{a} = -a - \tau_f q - A_b b + A_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + A_{\delta_{lat}} \delta_{lat} \\ \tau_f \dot{b} = -b - \tau_f p - B_a a + B_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + B_{\delta_{lon}} \delta_{lon} \end{cases} \quad (6)$$

式中: a 和 b 分别为纵向和横向挥舞角; τ_f 为旋翼时间常数; $A_{\delta_{lon}}$ 、 $A_{\delta_{lat}}$ 、 $B_{\delta_{lat}}$ 和 $B_{\delta_{lon}}$ 为操纵系数; A_b 和 B_a 为交叉耦合项:

$$\tau_f = \frac{16}{\gamma \Omega} \quad (7)$$

$$A_b = B_a = \frac{8}{\gamma \Omega^2} \cdot \frac{K_\beta}{I_\beta} \quad (8)$$

其中: K_β 为挥舞刚度; I_β 为挥舞惯性系数; Ω 为旋翼转速; γ 为桨叶洛克数。可以注意到,挥舞方程(式(6))已经是线性形式,这对接下来的模型修正十分便利。为了描述该小型无人直升机,以上

的初始挥舞方程忽略了二阶挥舞项和锥度效应,保持了旋翼模型适当的复杂度,其有效性将在3.1节辨识分析中详细讨论。

1.3 尾桨动力学

对于小型无人直升机来说,航向控制格外具有挑战性。在常规模型直升机上,一轴航向陀螺仪是必备的航向稳定部件。航向陀螺仪的作用是实时驱动尾桨桨距改变尾桨拉力来平衡主旋翼的扭矩,保证在无操纵情况下,直升机航向锁住一个方位不变,即锁尾功能。在JR700直升机上,安装的是三轴陀螺仪 Futaba CGY750,包含一轴航向锁尾功能和两轴的纵横向增稳功能。在之前的辨识研究中,航向辨识获取航向模型的效果较差^[8,25],携带陀螺仪的尾桨动力学值得更深入探讨。与文献[3]相似, JR700的尾桨动力学在频域展现为二阶的总体特性。在文献[23]中,尾桨动力学由线性积分反馈(PI)环节来近似,得到了比较好的匹配效果,但是动力学在有反馈和无反馈的情况下没有进行良好的区分。文献[25]也只是在陀螺仪的基础之上增加额外控制律来改善小型无人直升机的航向性能,并没有进行深入研究。因此,本文提出三阶段辨识法来处理带陀螺仪的尾桨辨识问题。尾桨动力学结构如图2所示。

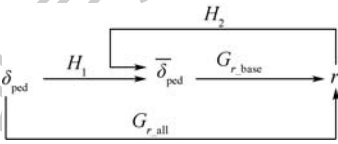


图2 尾桨动力学结构

Fig. 2 Tail rotor dynamics configuration

阶段1 G_{r_base} :尾桨动力学基底模型。

阶段2 H_1 和 H_2 :陀螺仪线性近似模型。

阶段3 G_{r_all} :尾桨动力学陀螺仪增稳模型。

根据线性化理论,尾桨动力学基底模型可以被看作是一阶系统:

$$G_{r_base} = \frac{r}{\delta_{ped}} = \frac{N_{\delta_{ped0}}}{s - N_{r0}} \quad (9)$$

式中: δ_{ped} 和 $\bar{\delta}_{ped}$ 为尾桨桨距控制量,标准化为 $[-0.5, 0.5]$; $N_{\delta_{ped}}$ 和 N_r 分别为航向力矩操纵导数和气动导数,下标0为了区分式(14)的结果。陀螺仪模型 G_{r_gyro} 由PI控制系统表示^[23]:

$$\bar{\delta}_{ped} = H_1 \delta_{ped} + H_2 r \quad (10)$$

$$H_1 = \frac{\bar{\delta}_{ped}}{\delta_{ped}} = \left(k_p + \frac{k_1}{s} \right) k_\delta \quad (11)$$

$$H_2 = \frac{\bar{\delta}_{ped}}{r} = - \left(k_p + \frac{k_1}{s} \right) k_a \quad (12)$$

式中: k_p 和 k_1 的大小,可以通过地面的尾桨桨距阶跃输入,得到的响应数据确定; k_a 和 k_δ 可由地面的航向扫频动作来确定。

通过 G_{r_base} 和 G_{r_gyro} 2个模型,可以进而推导出外部增稳模型 G_{r_all} :

$$G_{r_all} = \frac{r}{\delta_{ped}} = \frac{sk_p N_{\delta_{ped0}} k_\delta + k_1 N_{\delta_{ped0}} k_\delta}{s^2 + (k_p k_a N_{\delta_{ped0}} - N_{r0})s + k_1 k_a N_{\delta_{ped0}}} \quad (13)$$

为了使二阶模型线性化,引入新增变量 r_x 到总体模型 G_{r_all} 之中:

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{r}_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & 1 \\ K_{xr} & K_{xx} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ r_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_{\delta_{ped}} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ped} \quad (14)$$

通过对比式(13)与式(14),可得

$$\begin{cases} N_r = \frac{k_1}{k_p} - k_p k_a N_{\delta_{ped0}} + N_{r0} \\ K_{xx} = -\frac{k_1}{k_p} \\ N_{\delta_{ped}} = k_p N_{\delta_{ped0}} k_\delta \\ K_{xr} = -\left(\frac{k_1}{k_p}\right)\left(\frac{k_1}{k_p} + N_{r0}\right) \end{cases} \quad (15)$$

在悬停和近悬停飞行中,航向通道与其他通道耦合程度很小,因此对航向通道进行单通道辨识。式(15)给出了从阶段1到阶段3求解 G_{r_all} 的方法。但实际上利用陀螺仪之前和陀螺仪之后的操纵数据作为辨识输入, G_{r_all} 和 G_{r_base} 都可以通过单输入单输出(SISO)辨识获得线性模型。也就是说双系统辨识和三阶段辨识法推导可以相互修正与验证,来获取更真实的尾桨动力学模型。

2 双系统线性模型辨识和模型修正方法

2.1 双系统线性模型辨识

如图3所示, Futaba CGY750三轴陀螺仪被安置在接收机和4个舵机之间。机载计算机负责同时记录控制信号和动力学响应数据。为了提取直升机在有无陀螺仪作用下的动力学模型,机载计算机同时记录从操纵手到陀螺仪的信号,及从陀螺仪到舵机的信号。通过利用这2组输入和输出的响应数据,进行系统辨识,可以获得辨识模型(Identification Model, IDM)。Model A代表包含陀螺仪的全机增稳模型, Model B代表不包含陀螺仪的基底模型。在本实验中,三轴陀螺仪 Futaba CGY750的基本设置为: Flt. Mode = 3, Pit. Rate = 0.4, Ele. Rate = 0.6, Ail. Rate = 0.6。响应信号记录有:3轴线加速度 a_x 、 a_y 、 a_z , 三轴角速率 p 、 q 、 r 和

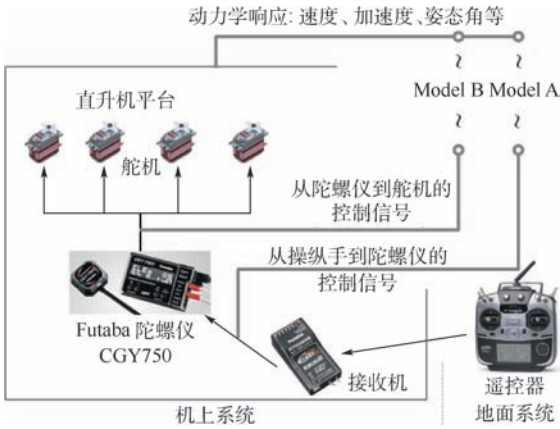


图3 信号系统示意图

Fig.3 Signal system illustration

三轴欧拉角 θ 、 ϕ 、 ψ 。

本文系统辨识过程是在频域领域完成的,借助于 CIPHER 软件(由 NASA Ames Research Center 开发)。操纵手通过在俯仰、横滚、总距和航向通道分别执行扫频操纵,获取如图 3 所示的 Model A 和 Model B 的输入输出数据,转换为频域信息并分别进行辨识。频域数据的相干值参数 γ_{xy}^2 是决定系统频域特性的重要参数。对于小型无人直升机来说,操纵响应既包含低频成分也包含高频成分。JR700 高质量高频信息大多包含在 $10 \sim 30$ rad/s 范围内。在本文的辨识过程中,为了保证频域数据的有效性,按频率截取 30 rad/s 以下,且按相干值参数截取 0.6 以上的。除此以外,有 2 个参数的辨识设置要格外说明:前向速度导数 X_u 和侧向速度导数 Y_v ,这 2 个参数主要反映在低频领域,可独立辨识,传递函数可由机体运动方程得到:

$$\frac{\dot{v}}{\phi}(s) = \frac{sg}{s - Y_v} \quad (16)$$

$$\frac{\dot{u}}{\theta}(s) = \frac{-sg}{s - X_u} \quad (17)$$

式中: g 为重力加速度。因为参数 X_u 和 Y_v 具有低频特性,所以辨识频域范围为 $[0.3, 4]$ rad/s。通过最小化价值函数 $J_{ave}^{[14]}$,使其低于 100, Model A 和 Model B 的未知参数可以在 CIPHER 中辨识得到。软件中多输入多输出(MIMO)辨识利用到 FRESPID、MISOSA、COMPOSITE 和 DERIVID 模块,逐步得到结果。

2.2 非线性-线性模型结合修正方法

通过第 1 节的建模,得到一个 JR700 小型无人直升机的 11 阶 NMM。由于在 NMM 的建立过程中,有许多无法避免的假设与简化,导致 NMM 不会很精确,因此,应用一种非线性-线性模型结

合修正方法来提高模型的精度。接下来详细介绍这种修正方法:

步骤 1 通过实验数据获取线性模型 IDM。

Model A 和 Model B 状态变量分别为

$$\mathbf{x} = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r \ r_x \ a \ b]^T \quad (18)$$

$$\bar{\mathbf{x}} = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r \ a \ b]^T \quad (19)$$

注意到状态变量中不包含 ψ ,因为参数 ψ 决定特征值为 0,其存在与否不影响直升机整体动力学特性,所以在这里略去^[23]。

Model A 状态空间模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u_i \quad (20)$$

式中: u_i 为操纵输入变量。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & X_a & 0 \\ 0 & Z_w & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_r & 0 & 0 & 0 \\ M_u & 0 & 0 & 0 & M_v & 0 & 0 & 0 & 0 & M_a & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_v & 0 & g & Y_r & 0 & 0 & Y_b \\ L_u & 0 & 0 & 0 & L_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_b \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_r & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_{xr} & K_{xx} & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_f & -A_b/\tau_f \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & -B_a/\tau_f & -1/\tau_f \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ Z_{\delta_{col}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ N_{\delta_{col}} & 0 & 0 & N_{\delta_{ped}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{\delta_{lat}}/\tau_f & A_{\delta_{lon}}/\tau_f & 0 \\ 0 & B_{\delta_{lat}}/\tau_f & B_{\delta_{lon}}/\tau_f & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

其观测变量为

$$\mathbf{y} = [a_x \ a_z \ q \ \theta \ a_y \ p \ \phi \ r]^T \quad (23)$$

由于状态变量的不同,相对于 Model A 来说, Model B 的状态矩阵 \mathbf{A} 移去了第 9 行和第 9 列,而操

纵矩阵 \mathbf{B} 移去了第9行。对 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 矩阵的参数进行分类,以下几组参数为决定性参数,影响着主轴响应的精确度:纵横向耦合参数 ($\tau_r, M_a, L_b, A_b, B_a, A_{\delta_{lat}}, A_{\delta_{lon}}, B_{\delta_{lat}}, B_{\delta_{lon}}$), 速度导数 (X_u, Y_v), 垂向导数 ($Z_w, Z_{\delta_{col}}$) 和航向导数 ($N_r, K_{xr}, K_{xx}, N_{\delta_{ped}}$) 或 ($N_{r0}, N_{\delta_{ped0}}$)。

步骤2 利用 IDM 决定性参数修正 NMM。

通过第1节可以发现,在 NMM 的建模过程中,挥舞模型和航向模型都是由线性模型表示的,所以在这2个方向 NMM 的参数可以很方便地由 IDM 参数修正。剩余的确定性参数需要详细的了解其解析意义。解释如下:

1) Z_w 和 $Z_{\delta_{col}}$

对于垂向方向来说,在整个飞行包线内主旋翼对于参数 Z_w 和 $Z_{\delta_{col}}$ 都起到主要作用^[21]。

$$Z_w = a_0 \frac{\rho(\Omega R) \pi R^2}{m} \cdot \frac{4s\lambda_i}{16\lambda_i + a_0 s} \quad (24)$$

$$Z_{\delta_{col}} = a_0 K_{col} \cdot \frac{8}{3} \cdot \frac{\rho(\Omega R)^2 \pi R^2}{m} \cdot \frac{s\lambda_i}{16\lambda_i + a_0 s} \quad (25)$$

式中: a_0 为桨叶升力线斜率; ρ 为空气密度; R 为桨叶半径; K_{col} 为桨距角的转化比例系数,使 $\theta_{col}(\text{rad}) \rightarrow \delta_{col}([-0.5, 0.5])$ 。

通过式(24)和式(25),可知通过辨识得到的 IDM 中 Z_w 和 $Z_{\delta_{col}}$ 参数,可以修正 NMM 中的参数 a_0 和 K_{col} ,来提高垂向仿真的精确度。

2) M_a 和 L_b

与垂向动力学相似,纵横向耦合动力学同样由主旋翼主导。旋翼的纵向力矩 M_{mr} 和横向力矩 L_{mr} 可以由式(26)和式(27)表示:

$$M_{mr} = - \left(N_b \frac{K_\beta}{2} + TH_R \right) a \quad (26)$$

$$L_{mr} = - \left(N_b \frac{K_\beta}{2} + TH_R \right) b \quad (27)$$

式中: K_β 为挥舞刚度; N_b 为桨叶个数; H_R 为旋翼距离重心的垂向距离; T 为旋翼升力。则

$$M_a = - \left(N_b \frac{K_\beta}{2} + TH_R \right) / I_{xx} \quad (28)$$

$$L_b = - \left(N_b \frac{K_\beta}{2} + TH_R \right) / I_{yy} \quad (29)$$

因为 \mathbf{I} 可以通过物理方法测量得到,而 M_a 和 L_b 可以由 IDM 获得。通过对比计算 $M_a/L_b = I_{yy}/I_{xx}$, 可以相互验证 IDM 和 NMM 在纵横向参数上的可靠性。进而 NMM 的 K_β 参数可以获得修正结果。

3) X_u 和 Y_v

x 方向的受力由2个部分组成:主旋翼受力

和机体受力。

则 x 方向速度导数为

$$X_u = X_{u_{mr}} + X_{u_f} \quad (30)$$

式中:下标 mr 表示主旋翼, f 表示机身。

修正总体的速度导数如下:

$$\Delta X_u = X_{u(\text{IDM})} - X_{u_f(\text{NMM})} \quad (31)$$

$$X_{(\text{NMM})} = X_{(\text{NMM_original})} + m \Delta X_u \quad (32)$$

式(31)、式(32)可以确保悬停附近时 NMM 有高的准确度,但是其前飞特性需要再次验证。

y 方向受力由3方面决定,则速度导数为

$$Y_v = Y_{v_{mr}} + Y_{v_f} + Y_{v_{tr}} \quad (33)$$

式中:下标 tr 表示尾桨。

则 NMM 中 y 方向的修正公式为

$$\Delta Y_v = Y_{v(\text{IDM})} - Y_{v_f(\text{NMM})} - Y_{v_{tr}(\text{NMM})} \quad (34)$$

$$Y_{(\text{NMM})} = Y_{(\text{NMM_original})} + m \Delta Y_v \quad (35)$$

步骤3 利用 NMM 的轴外耦合导数修正 IDM。

对于 IDM 来说,除了决定性参数以外,还有6个参数需要决定: M_u, M_v, L_u, L_v, X_a 和 Y_b 。这6个参数由 NMM 初始决定。

总的来说,通过这3步, IDM 和 NMM 达到相互修正的效果,最终获得更高精确度的悬停模型。

3 辨识结果分析与实验验证

3.1 模型结构验证与分析

在进行全机模型辨识之前,首先要检查模型的结构是否合适。而主旋翼动力学比较复杂,模型结构需要多次修正来达到最好的整体辨识效果。表2展示了 Model A 和 Model B 的耦合纵横向辨识模型结果,其中应用的挥舞模型见式(6)。

由辨识结果和飞行数据可以得到。

1) 如表2所示,相对比较 Model B 来说, Model A 的价值函数过高,说明辨识结果拟合实验数据的效果一般。Model A 的价值参数很难降低,一种假设是因为 Model A 的模型结构并不合适,无法匹配真实的动力学模型,所以辨识精度有限。在 Model A 中,动力学模型视直升机和三轴陀螺仪部件为一整体,意味着辨识出来的各项导数是考虑陀螺仪之后的有偏移的数值。因为陀螺仪有自己的角速率反馈控制,所以全机模型的阶次应当比单纯直升机挥舞模型的阶次要高。挥舞模型引入的是一阶模型,如考虑增加陀螺仪的一阶反馈,整体挥舞模型应为二阶。

为了验证以上假设的可靠性,进行如下推导。首先同理于本文1.3节的3阶段尾桨动力学分

表2 JR700 悬停纵横耦合模型辨识结果

Table 2 Identified results of coupled roll-pitch model for JR700 in hover condition

参数	Model A			Model B		
	数值	CR(Cramer-Rao)/%	敏感度/%	数值	CR(Cramer-Rao)/%	敏感度/%
τ_f	0.078 41	10.01	0.895 9	0.055 95	8.32	1.066
M_a	195.10	11.54	2.248	440.4	6.59	2.656
L_b	224.12	20.05	2.010	740.2	5.765	2.521
B_a	0.275 6	10.44	2.241	0.252 2	17.47	8.066
A_b	0.275 6			0.252 2		
$A_{\delta_{lat}}$	0.034 64	11.88	2.444	0.083 12	9.017	2.165
$A_{\delta_{lon}}$	0.386 3	8.710	1.693	0.446 2	8.122	1.962
$B_{\delta_{lat}}$	0.407 4	9.563	1.538	0.508 9	7.983	1.859
$B_{\delta_{lon}}$	-0.042 43	14.75	3.415	-0.093 63	9.941	2.373
价值函数		107.092			29.686 5	

析方法,假设陀螺仪为一个角速率反馈控制。引入三阶段分析,以纵向动力学为例:

$$G_{q_base} = \frac{q}{\delta_{lon}} = \frac{A_{\delta_{lon}} M_a}{\tau_f s^2 + s + M_a \tau_f} \quad (36)$$

G_{q_gyro} 模型为

$$\delta_{lon} = \left(k_{p1} + \frac{k_{i1}}{s} \right) \delta_{lon} + \left(k_{p2} + \frac{k_{i2}}{s} \right) q \quad (37)$$

$$G_{q_all} = \frac{q}{\delta_{lon}} = \left(s k_{p1} A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f + k_{i1} A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f \right) / \left[s^3 + s^2 / \tau_f + (M_a + k_{p2} A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f) s + k_{i2} A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f \right] \quad (38)$$

式中: G_{q_base} 为纵向动力学的基底模型,是由挥舞方程和机体动力学方程推导而来,含有二阶特性; G_{q_gyro} 为陀螺仪的反馈动力学模型。因为 δ_{lon} 和 δ_{lat} 都是标准化的操纵值,所以 k_{p1} 是一个可定义的参数,这里定义 $k_{p1} = 1$ 。通过 G_{q_base} 和 G_{q_gyro} 可以推导出 G_{q_all} 。式(38)中有两点值得注意:一是分子的一次项系数 $A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f$,二是分母的二次项系数 $1/\tau_f$,这2个位置的参数只含有基底模型动力学的信息。

然后对比一下携带伺服小翼的挥舞模型。由文献[3]可以提取出携带小翼的纵向挥舞模型:

$$\begin{cases} \tau_f \dot{a} = -a - \tau_f q + A_b b + A_{\delta_{lon}} (\delta_{lon} + K_c c) + A_{\delta_{lat}} \delta_{lat} \\ \tau_s \dot{c} = -c - \tau_s q + C_{\delta_{lon}} \delta_{lon} \end{cases} \quad (39)$$

式中: a 为纵向挥舞角; c 为伺服小翼挥舞角。由于小翼角度和桨距角之间有机联动装置,所以式(39)的挥舞方程在 δ_{lon} 处考虑小翼的操纵效应 $K_c c$, K_c 为小翼挥舞系数。 τ_s 为伺服小翼时间常数。

通过引入机体动力学方程,提取出纵向主要

响应如下:

$$G_{q_all_stabilizerbar} = \frac{q}{\delta_{lon}} = \left[s A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f + (1 + K_c C_{\delta_{lon}}) A_{\delta_{lon}} M_a / (\tau_f \tau_s) \right] / \left\{ s^3 + s^2 (\tau_f + \tau_s) / (\tau_f \tau_s) + [M_a + 1 / (\tau_f \tau_s)] s + M_a / \tau_s + A_{\delta_{lon}} K_c M_a / \tau_f \right\} \quad (40)$$

对比携带陀螺仪的纵向传递函数(式(38))和携带小翼的纵向传递函数(式(40)),发现它们有同样的阶数,说明陀螺仪的角速率反馈动力学是一种合理的假设。陀螺仪是用电子控制的方式来稳定直升机的,拓宽旋翼时间常数,减慢旋翼的响应频率,使旋翼易于操纵,这与伺服小翼有相同作用。通过对比分子一次项系数和分母二次项系数,由于小翼的响应比较慢, τ_s 是 τ_f 的10倍,则 $(\tau_f + \tau_s) / (\tau_f \tau_s) \approx 1/\tau_f$,与携带陀螺仪的传递函数相匹配。

应用式(38),同理推导出横向传递函数,可以对纵向及横向分别进行单通道辨识,通过辨识结果可以提取出基底模型的主要参数(Model A)的主要参数:纵向参数 $\tau_f = 0.057 1$, $A_{\delta_{lon}} M_a / \tau_f = 3 721.2$;横向参数 $\tau_f = 0.054 6$, $A_{\delta_{lat}} L_b / \tau_f = 6 651.3$ 。

可以发现,由Model A提取的基底模型参数与Model B辨识出来的结果是相一致的。也就是说,通过以上方法证明,对于Model A的辨识,应该再增加一阶挥舞的阶次,来匹配真实的动力学响应。变一阶挥舞方程为二阶挥舞方程。

2) 实验中飞行数据的频域信息展现在图4与图5中(实线),由图中可以看出,Model B的相干值参数要高于Model A,特别是在高频领域。在Model A中,专业操纵手飞行的辨识数据,在高频区域,相干值参数0.6以上的频率最高为13 rad/s,而在Model B中,高质量频域数据可以

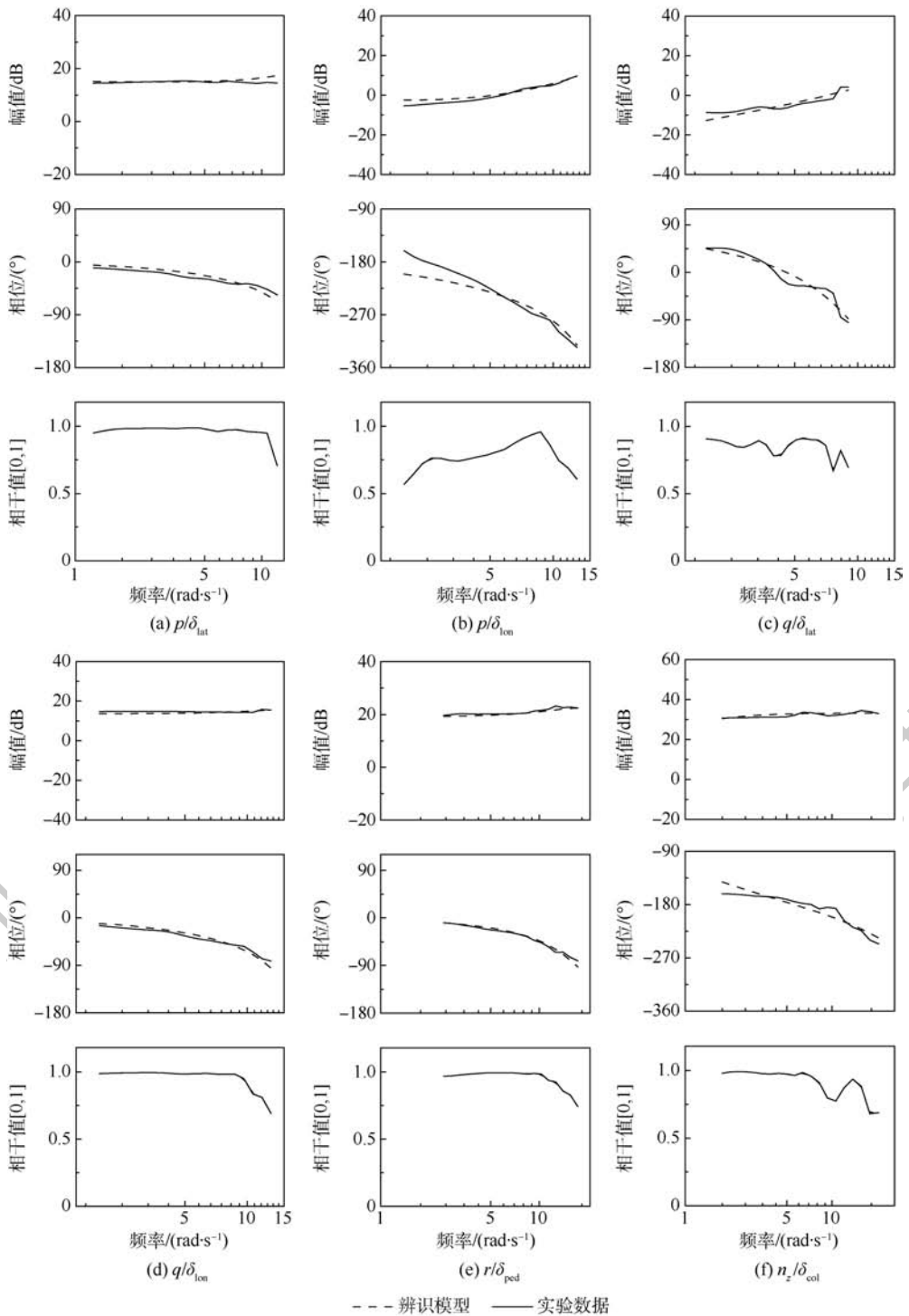


图4 Model A 13阶高阶模型频域辨识结果与悬停实验数据对比

Fig. 4 Comparison of frequency-domain identification results of 13-state high-order model with experimental hover data for Model A

达到 30 rad/s 并保持较高的相干值参数。飞行数据的质量,不管是主轴响应还是轴外响应,比文献[8]中都要好。也就是说,三轴陀螺仪在其中起到了增加飞行数据有效带宽的重要作用。飞行数据频率范围越宽,会包含更多的动力学信息,那

么也会让辨识的模型更加贴近真实情况。同样,飞行数据中越高的高频特性也会让高阶模型的辨识变得有意义,因为高阶模型的细节信息主要存在于高频区域,应用高阶模型来辨识可以获得更高的高频贴合度,使模型在更宽的频域范围内更

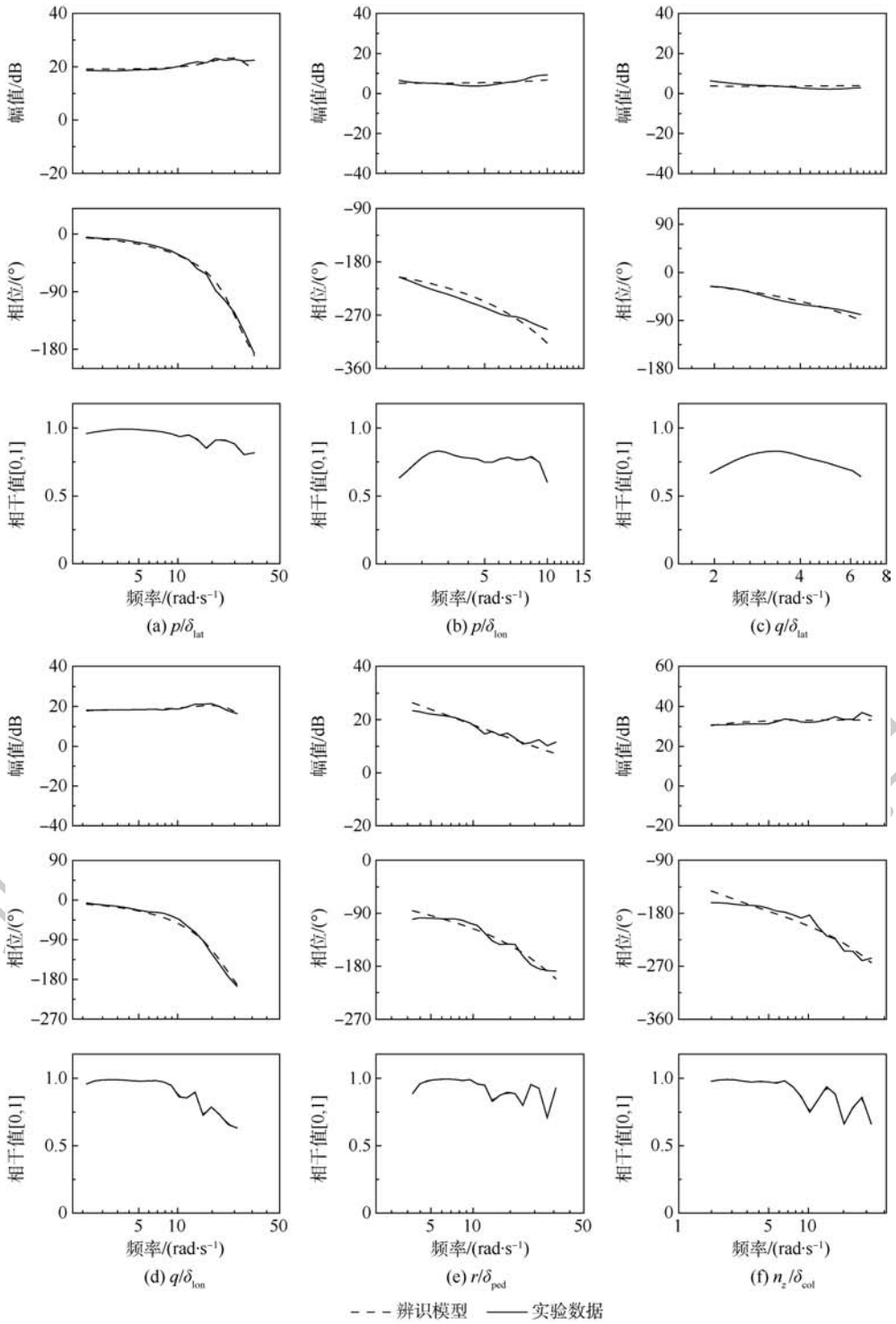


图5 Model B 13阶高阶模型频域辨识结果与悬停实验数据对比

Fig. 5 Comparison of frequency-domain identification results of 13-state high-order model with experimental hover data for Model B

加贴近于真实的动力学特性。因此结合问题一的解决方案,这里引入二阶挥舞方程,来同时解决2个问题。忽略陀螺仪的真实反馈参数,而用二阶挥舞方程参数来代替陀螺仪在Model A中

引起的二阶效应。配置二阶挥舞项 $a_1 = \dot{a}$ 和 $b_1 = \dot{b}$,应用文献[26]中的挥舞方程 $\ddot{\beta} + D\dot{\beta} + K\beta = F$,并在悬停状态下,忽略直升机桨叶的锥度角效应,形成以下的6自由度耦合纵横向状态方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{a} \\ b \\ \frac{\tau_f}{2\Omega} \dot{a}_1 \\ \frac{\tau_f}{2\Omega} \dot{b}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & L_b & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\tau_f & -\frac{1}{\Omega} & -A_b & -1 & -\frac{1}{\Omega} & -\tau_f \\ -\frac{1}{\Omega} & \tau_f & 1 & B_u & \tau_f & -\frac{1}{\Omega} \end{bmatrix} \cdot$$

$$\hat{\mathbf{x}} = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r \ a \ b \ a_1 \ b_1]^T \quad (44)$$

采用二阶挥舞方程以后,双系统 Model A 和 Model B 的全机模型均为 13 阶次。然后对此高阶模型进行频域系统辨识。

3.2 双系统高阶模型辨识结果

高阶模型的辨识结果见表 3。通过对比表 2 CR% 和敏感度参数,可以发现增加二阶挥舞方程以后,13 阶次模型的辨识结果在 Model A 和 Model B 都表现更优。单独对比纵横向耦合模型,表 2 结果中的价值函数为 107.092 (Model A) 和 29.6865 (Model B),而高阶模型(式(41))辨识结果,价值函数降低为 36.2312 (Model A) 和 27.3802 (Model B),Model A 辨识结果改善更加明显。在表 3 全机模型辨识结果中,价值函数为 49.0989 (Model A) 和 39.9078 (Model B),说明高阶模型在全机 4 个通道方向都具有高可靠性。对比 Model B 模型,Model A 有更大的时间常数 τ_f ,更小的旋翼力矩导数 M_u 和 L_b ,预示着更稳定的

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ a \\ b \\ a_1 \\ b_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ B_{\delta_{lat}} & B_{\delta_{lon}} \\ A_{\delta_{lat}} & A_{\delta_{lon}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \end{bmatrix} \quad (41)$$

再增加机体动力学方程,Model A 和 Model B 新的状态变量变分别为

$$\hat{\mathbf{x}} = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r \ r_x \ a \ b \ a_1 \ b_1]^T \quad (42)$$

表 3 13 阶 IDM 悬停辨识参数

Table 3 Identified parameters in 13-state IDM in hover condition

参数	Model A			Model B		
	数值	CR/%	敏感度/%	数值	CR/%	敏感度/%
τ_f	0.07130	7.425	0.6818	0.05560	8.204	0.8560
X_u	-0.06020 ^c			-0.06020 ^c		
X_a	-9.8 ^a			-9.8 ^a		
Y_v	-0.1420 ^c			-0.1420 ^c		
Y_b	9.8 ^a			9.8 ^a		
Z_w	-1.714	12.09	5.473	-1.714	12.67	5.795
M_u	0.03710 ^a			0.04580 ^a		
M_v	-0.00162 ^a			-0.00442 ^a		
M_a	191.3	6.422	1.714	448.4	7.465	3.006
L_u	-0.00221 ^a			-0.00281 ^a		
L_v	-0.1022 ^a			-0.1580 ^a		
L_b	237.2	6.753	1.735	740.9	5.905	2.530
N_r	0.4093	19.85	5.892	-1.084	28.2	13.47
K_{xr}	-403.70	21.23	1.779			
K_{xx}	-20.47	15.36	1.965			
B_a	-0.4266	4.567	1.425	0.2086	20.03	9.650
A_b	-0.4266			0.2086		
$A_{\delta_{lat}}$	0.02547	7.875	2.553	-0.03270	24.62	5.610
$A_{\delta_{lon}}$	-0.3432	6.999	1.430	-0.4568	7.78	1.78
$B_{\delta_{lat}}$	0.3913	7.242	1.094	0.5046	8.011	1.655
$B_{\delta_{lon}}$	-0.02131	23.06	7.520	-0.05330	18.46	4.161
$Z_{\delta_{col}}$	-45.87	4.251	1.925	-45.87	4.253	1.944
$N_{\delta_{col}}$	-10.58	19.93	9.765	0 ^b		
$N_{\delta_{ped}}$	176.01	11.47	1.874	75.28	2.844	3.778
价值函数		49.0989			39.9078	

注:上标 a 表示理论值;b 表示由模型结构考虑移除的参数;c 表示单独辨识参数并在模型中固定不变。

直升机总体状态。图4和图5展示了高阶模型在频域辨识中的结果,曲线对比辨识模型与实验数据。通过曲线可以看出,在主轴响应 p/δ_{lat} 和 q/δ_{lon} 中,Model A IDM 与 Model B IDM 均与实验数据贴合良好,Model B 优于 Model A,尤其在高频区域 $10 \sim 30 \text{ rad/s}$, Model B 的高阶结构很好地表现了数据高频信息。在纵横向的轴外方向 p/δ_{lon} 和 q/δ_{lat} , 由于飞行数据的质量有限,双系统线性模型在有限的频率范围内,很好地匹配了实验数据。在垂向方向,因为三轴陀螺仪没有垂向的增稳作用,所以双系统 Model A 和 Model B 在垂向导数参数上保持一致。

图6和图7展示了高阶模型时域验证的结果

果,通过输入几组悬停扫频飞行数据的控制信号,双系统 Model A 和 Model B 的 IDM 模型对于仿真直升机姿态响应有很高的精确度。图中 $(\delta_{lat}, \delta_{lon}, \delta_{col}, \delta_{ped})$ 为操纵输入。对于航向通道,由三阶段辨识法获得的尾桨动力学模型在 Model A 和 Model B 的扫频数据段都有良好的拟合效果。值得注意的是,在航向时域数据的无信号输入段, Model B IDM 无法像 Model A IDM 一样保持直线无信号状。这是因为陀螺仪的锁尾功能是由非线性模块控制,而本文中 Model B IDM 为线性模型,无法捕捉到非线性的特征。应用 2.2 节非线性-线性模型结合修正方法, NMM 的主要修正参数展现在表4中,经验证 $M_a/L_b = I_{yy}/I_{xx}$ 。表3中的轴

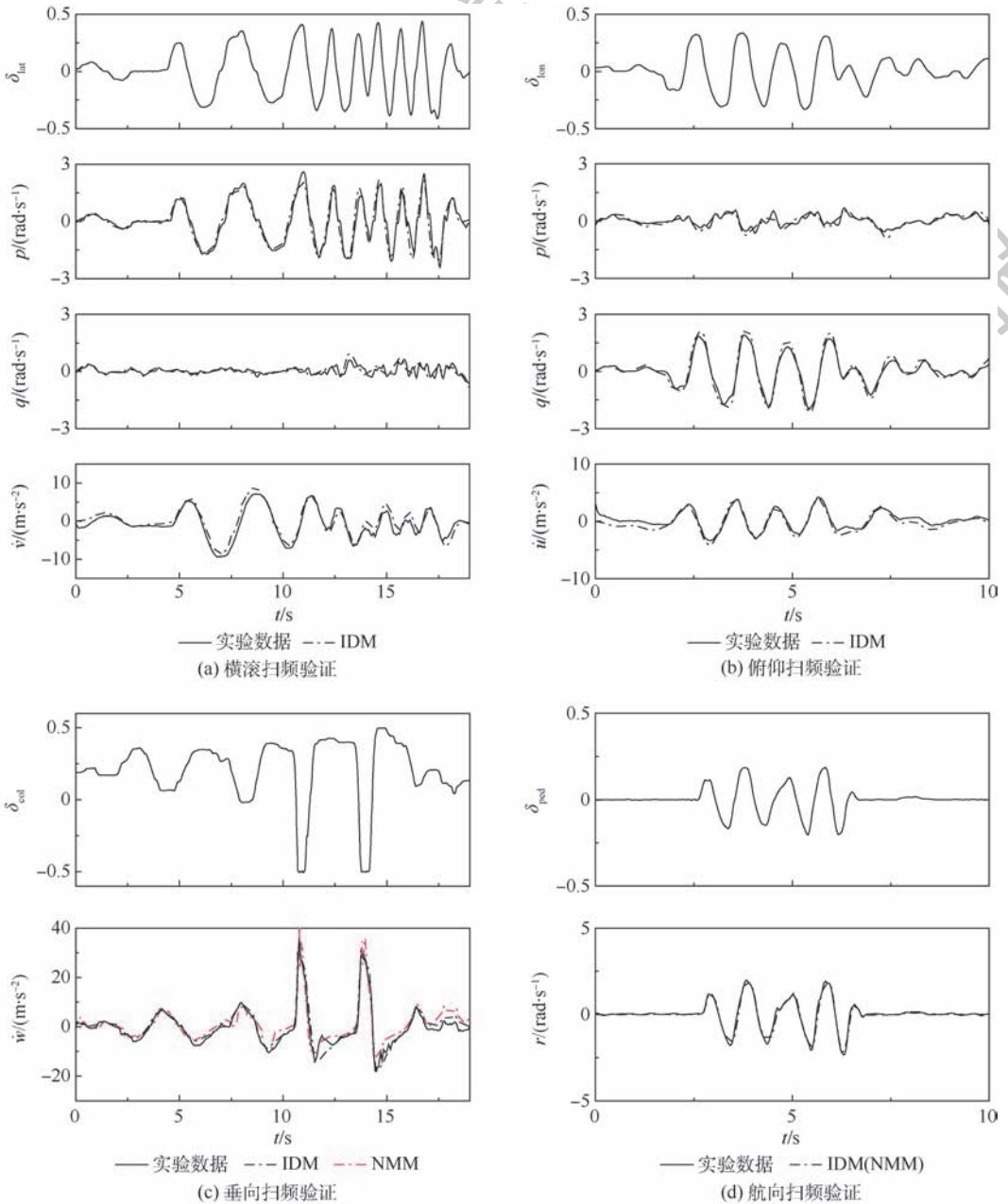


图6 Model A 13 阶高阶模型时域仿真结果与悬停实验数据对比

Fig. 6 Comparison of time-domain simulation results of 13-state high-order model with experimental hover data for Model A

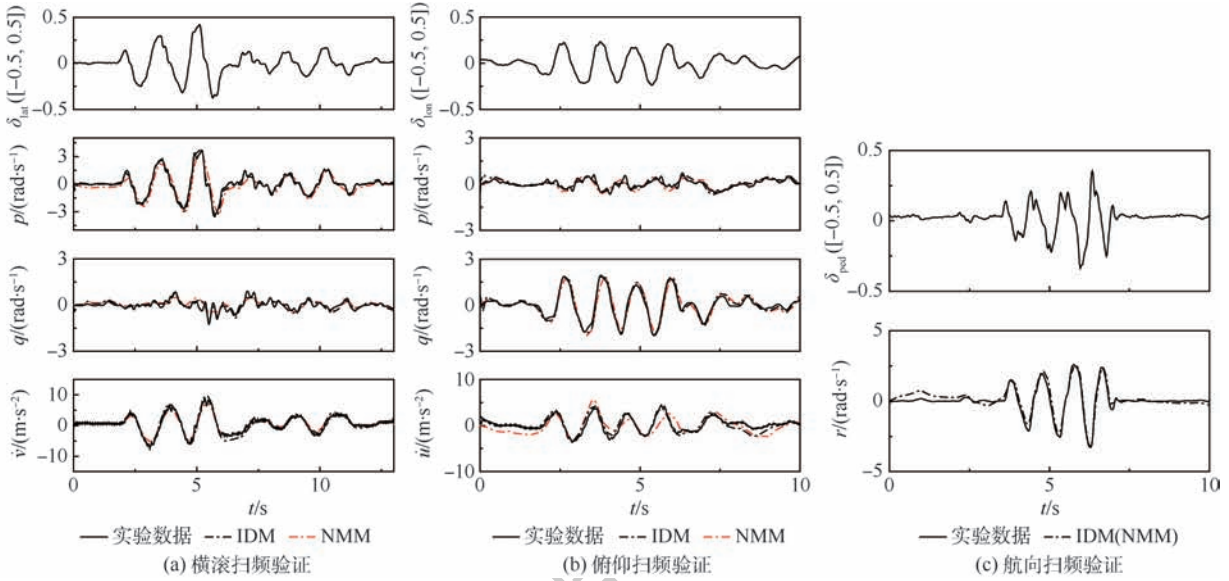


图 7 Model B 13 阶高阶模型时域仿真结果与悬停实验数据对比

Fig. 7 Comparison of time-domain simulation results of 13-state high-order model with experimental hover data for Model B

表 4 NMM 主要修正参数

Table 4 Main modified parameters in NMM

参数	数值
a_0	5.75
K_{col}	0.2932
K_β	160.57
I_{xx}	0.396
I_{yy}	0.653
ΔX_a	-0.041
ΔY_r	-0.0485

表 5 JR700 悬停模型与 3 种小型无人直升机主要参数对比

Table 5 JR700 key parameters compared with three kinds of small-scale unmanned helicopter in hover model

参数	JR700 13 阶		Raptor 50	X-cell	HeLion
	Model A	Model B			
τ_r	0.07130	0.05560	0.043	0.052	
$\tau_s + \tau_r$			0.127	0.272	0.299
L_b	237.2	740.9	735.5	320	583.5
M_a	191.3	448.4	228	204	265.3
$A_{\delta_{lat}}$	0.02547	-0.03270	0.0089 ^a	0	0
$A_{\delta_{lon}}$	-0.3432	-0.4568	-0.2422 ^a	-0.53 ^a	-0.42 ^a
$B_{\delta_{lat}}$	0.3913	0.5046	0.0315 ^a	0.42 ^a	0.4 ^a
$B_{\delta_{lon}}$	-0.02131	-0.05330	-0.0112 ^a	0	0

注:上标 a 表示原始数值^[3,7-8]按本文单位标准换算。

表 6 JR700 悬停模型主要特征值与模态

Table 6 Main eigenvalues and modes of JR700 hover model

模态	13 阶 Model A	13 阶 Model B
俯仰耦合模态	[0.6737, 14.6660]	[0.4261, 21.6214]
滚转耦合模态	[0.2859, 14.5935]	[0.3288, 26.9422]
航向模态	[0.5045, 19.8832]	(-1.0840)
垂向模态	(-1.7136)	(-1.7136)
纵向速度模态	[0.2578, 0.1397]	[0.3576, 0.1922]
横向速度模态	[0.2408, 0.2566]	[0.2390, 0.1319]

外耦合项参考 NMM 理论计算结果。图 6 和图 7 展示了 NMM 的仿真结果(红线),因为非线性建模针对的是基底模型 Model B,所以 NMM 的仿真结果主要展现在图 7 中。航向的 NMM 和 IDM 都利用三阶段辨识法,参数相同,所以不做重复绘图。通过时域仿真分析,可以看出修正后的 NMM 有很高的仿真精度,但是对比 IDM 来说,NMM 的仿真效果并没有 IDM 好,主要因为 NMM 的非线性参数众多,一些微小的差别会积累最终造成总体细节的偏离,目前 IDM 和 NMM 的精度对于设计控制器来说已经足够。

表 5 将 JR700 获得的双系统线性模型的主要参数与 3 种小型无人直升机进行对比,可以看出基底模型 Model B 有着更高的响应频率。而借助于三轴陀螺仪的稳定功能,Model A 的运动灵活性得到了控制。因为 JR700 上安装的陀螺仪被设为 3 档 sport 模式,所以 JR700 相对比其他 3 种直升机,稳定性略差,而灵活性较高。

表 6 展示了双系统线性模型的特征根及模态情况,二阶特征根以 $[\zeta, \omega]$ 形式表示,其中 ζ

为阻尼比, ω 为自然频率,而一阶特征根由 (σ) 表示,即为特征根的实部。通过数据可以看出,Model A IDM 和 Model B IDM 均有 2 个主要的二阶模态,俯仰耦合模态和滚转耦合模态,而 Model A 在航向通道为一阶模态,Model B 在航向通

道为二阶模态。虽然有了陀螺仪进行控制增稳,这款小型无人直升机依旧很灵活,阻尼比较低,俯仰和滚转的响应频率较高,且伴有俯仰滚转耦合。

至此本文给出了 8.1 kg JR700 3D 直升机在三轴陀螺仪增稳作用下,悬停状态的基底和全机的双系统线性模型。应用高阶挥舞模型进行频域系统辨识达到了良好的辨识效果。本文同时给出了悬停状态的线性和 NMM,优化了尾桨动力学辨识过程,给出的模型更深入地展现了携带三轴陀螺仪的小型无人直升机的飞行动力学特征,模型数据将非常有助于控制系统的研究。

4 结论

本文重点考虑携带三轴陀螺仪增稳的小型无人直升机在悬停飞行中的模型辨识问题。得到以下结论:

1) 在辨识实验中同时记录陀螺仪之前和之后的操纵信号,分别作为操纵输入,进行频域系统辨识分析,可以同时得到双系统线性模型。通过数据得知,一阶挥舞方程不适用于 Model A 动力学特性,陀螺仪的反馈作用使挥舞动力学的高阶效应更加明显。而 Model B 的飞行数据具有更高质量的高频数据,利用 Model B 飞行数据辨识直升机基底模型有利于提高模型高频区域的精确度。

2) 尾桨动力学的辨识应用三阶段辨识法。第 1 阶段为基底模型,可以通过航向辨识实验得到;第 2 阶段为陀螺仪模型,应用 PI 反馈假设,可以通过地面扫频实验得到;第 3 阶段为整体增稳模型。三阶段辨识法获得辨识结果有很高的频域辨识精度,时域验证中基底模型和整体模型均能很好地仿真拟合实验数据。

3) 除了线性模型以外,同时进行非线性建模,并利用非线性-线性模型结合修正方法提高了线性模型和 NMM 的精度。除了挥舞动力学方程及航向动力学以外,NMM 修正 7 个非线性参数,总体来讲修正后 NMM 在悬停状态仿真效果表现优异。

4) 在频域辨识过程中,增加二阶挥舞项的 13 阶次双系统线性模型相比 11 阶次双系统线性模型有更好的辨识效果,辨识结果价值函数更低,模型可靠性更高,高阶频域贴合程度更好。模型具有 2 个主要模态,俯仰耦合模态和滚转耦合模态,符合同种类型直升机特点。相比 Model A 和 Model B 机动灵活性更高。

致谢 感谢米兰理工大学(Politecnico di Milano) M. Lovera 教授在论文撰写过程中提出的宝贵意见与建议,感谢实验室徐安安与刘永辉同学在飞行试验过程中给予的大力帮助。

参考文献 (References)

- [1] METTLER B, TISCHLER M B, KANADE T. System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2002, 47(1): 50-63.
- [2] 杨帆,熊笑,陈宗基,等.超小型直升机动力学模型的建模、辨识与验证[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(8): 913-917.
YANG F, XIONG X, CHEN Z J, et al. Modeling, system identification and validation of small rotorcraft-based unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(8): 913-917 (in Chinese).
- [3] METTLER B. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft[M]. New York: Kluwer Academic Publishers, 2002: 53-90.
- [4] GAVRILETS V, METTLER B, FERON E. Nonlinear model for a small-size acrobatic helicopter[C]// *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Reston: AIAA: 2001: 4333.
- [5] GAVRILETS V, MARTINOS I, METTLER B, et al. Control logic for automated aerobatic flight of a miniature helicopter[C]// *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Reston: AIAA, 2002: 4834.
- [6] KHALIGH S P, FAHIMI F, ROBERT K C. A system identification strategy for nonlinear model of small-scale unmanned helicopters[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2016, 61(4): 1-13.
- [7] CAI G, CHEN B M, LEE T H, et al. Comprehensive nonlinear modeling of an unmanned-aerial-vehicle helicopter[C]// *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Reston: AIAA, 2008: 7414.
- [8] BHANDARI S, COLGREN R. High-order dynamics models of a small UAV helicopter using analytical and parameter identification techniques[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(2): 1-10.
- [9] GRAUER J, CONROY J, HUBBARD J, et al. System identification of a miniature helicopter[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(4): 1260-1269.
- [10] KAPILTA T T, DRISCOLL J T, DIFTLER M A, et al. Helicopter simulation development by correlation with frequency sweep flight test data[C]// *American Helicopter Society 45th Annual Forum Proceedings*. Boston, MA: American Helicopter Society (AHS), 1989: 631-643.
- [11] PANIZZA P, RICCARDI F, LOVERA M. Black-box and grey-box identification of the attitude dynamics for a variable-pitch quadrotor[J]. *IFAC-PapersOnLine*, 2015, 48(9): 61-66.
- [12] BERGAMASCO M, LOVERA M. Rotorcraft system identification: An integrated time-frequency domain approach[C]// *Ad-*

- vances in Aerospace Guidance, Navigation and Control. Berlin: Springer, 2013: 161-181.
- [13] DE MENDONCA C B. Flight vehicle system identification: A time-domain methodology [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(3): 737-738.
- [14] TISCHLER M B, REMPLE R K. Aircraft and rotorcraft system identification [M]. Reston: AIAA, 2006: 321-491.
- [15] LA CIVITA M, PAPAGEORGIOU G, MESSNER W C, et al. Design and flight testing of an H_∞ controller for a robotic helicopter [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 485-494.
- [16] 李继广, 陈欣, 李亚娟, 等. 飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒控制方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(1): 89-98.
- LI J G, CHEN X, LI Y J, et al. Nonlinear robust control method for maneuver flight of flying wing UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(1): 89-98 (in Chinese).
- [17] TISCHLER M, CAUFFMAN M. Comprehensive identification from frequency responses, Vol. 2: User's manual: NASA CP 10150 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1994.
- [18] WU W. Identification method for helicopter flight dynamics modeling with rotor degrees of freedom [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(6): 1363-1372.
- [19] LA CIVITA M. Integrated modeling and robust control for full-envelope flight of robotic helicopters [D]. Ann Arbor, MI: Carnegie Mellon University, 2002: 21-98.
- [20] TANG S, ZHENG Z, QIAN S, et al. Nonlinear system identification of a small-scale unmanned helicopter [J]. Control Engineering Practice, 2014, 25: 1-15.
- [21] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics [M]. Oxford: Blackwell Publishing, 2008: 87-184.
- [22] HEFFLEY R K, MNICH M A. Minimum-complexity helicopter simulation math model: NASA-11665 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1988.
- [23] CAI G, CHEN B M, LEE T H. Unmanned rotorcraft systems [M]. Berlin: Springer, 2011: 70-111.
- [24] LEISHMAN G J. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006: 115-169.
- [25] CAI G, CHEN B M, PENG K, et al. Modeling and control of the yaw channel of a UAV helicopter [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008, 55(9): 3426-3434.
- [26] CHEN R T N. Effects of primary rotor parameters on flapping dynamics: NASA-1431 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1980.

作者简介:

武梅丽文 女, 博士研究生。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

陈铭 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 直升机总体设计、直升机飞行动力学等。

Identification of flight dynamics models of a small-scale unmanned helicopter in hover condition

WU Meiliwen, CHEN Ming*, WANG Fang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to better study the hover dynamics characteristics of small-scale unmanned helicopter, the in-depth dynamics model analysis of linear system identification and nonlinear modeling was conducted in this paper on an 8.1 kg electric helicopter with 3-axis gyro augmentation. In the linear system identification procedure, frequency-domain identification method was adopted. Double systems were obtained by using command signals from both before and after the gyro part. In the nonlinear modeling procedure, body dynamics, rotor dynamics, and tail rotor dynamics were modeled separately. The tail rotor dynamics utilized 3-stage identification method to extract the base model, the gyro model, and the overall model. A nonlinear-linear combined modification method was decided for improving the models' performance. The results show that the 13-state high-order model has higher simulation accuracy compared with the 11-state model. The flight data of the helicopter's base model for dual system linear model has high quality in high-frequency domain, and the maximum frequency is 30 rad/s. Apart from the flapping equation parameters and tail rotor parameters, the combined modification method got 7 parameters of the nonlinear mathematical model (NMM) corrected, which fits the experimental hover data effectively.

Keywords: frequency response; small-scale unmanned helicopter; 3-axis gyro; nonlinear analysis; system identification

Received: 2018-06-21; Accepted: 2018-09-19; Published online: 2018-10-17 15:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181010.1129.001.html

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0408

基于分段常值推力的水滴悬停构型控制策略



白晟州, 王慧疆, 韩潮*, 张斯航

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对航天器编队飞行任务对相对运动控制的要求,研究了在分段常值推力控制下航天器受迫绕飞构型的设计与控制问题。首先,基于脉冲控制下的水滴悬停构型,提出了多段常值推力控制实现水滴悬停构型的打靶方程;将打靶方程转化为求解极值问题,采用最小二乘法来求解;分析了一段常值推力可行性。然后,以连续常值小推力控制方程为基础,推导了小邻域定理,分析了近距离相对运动条件下两段常值推力控制的可行性;针对可能出现求解精度差的问题,提出了小推力增量方程来修正精度,并证明在靠近理想解的情况下多次迭代可以趋近于理想解。最后,通过数值仿真实现常值小推力控制下的水滴悬停相对运动。数值仿真结果表明常值小推力控制策略可行,研究成果完善了航天器受迫绕飞构型设计与控制的相关理论,为工程应用提供参考。

关键词: 编队飞行; 水滴悬停; 最小二乘优化; 打靶方程; 构型设计

中图分类号: V412.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0560-07

随着空间领域的研究、开发以及应用的不断提高,航天器功能与结构日趋复杂,航天器在轨服务技术可以有效地保证航天器在复杂的空间环境中持久、稳定、高质量地在轨运行,因而成为当前空间技术研究的热门^[1-6]。航天器在轨服务技术主要包含在轨检查、交会对接和编队飞行等,其中涉及的一个核心问题是航天器的绕飞问题,即通过对任务航天器施加脉冲或推力,使其绕目标航天器作近距离周期运动。根据任务航天器绕目标航天器运动的周期与目标航天器本身运动的周期的比值,可以将绕飞分为“快速绕飞”与“慢速绕飞”。从更广的意义上说,通过对任务航天器施加脉冲或推力,使其与目标航天器距离始终保持一定范围内,也可以称作绕飞。

作为经典相对运动方程,C-W (Clohessy-Wiltshire)方程得到了广泛的关注与应用。赵书阁和

张景瑞^[7]基于C-W方程研究了航天器共面圆型快速绕飞问题并相应分析了2种典型方法;林来兴^[8]研究了绕飞轨道动力学和稳定性;师鹏等^[9]基于线性动力学模型,分析了有限推力下的航天器绕飞性质;潘屹^[10]对C-W方程的状态转移矩阵进行了推导,给出了选择悬停轨道的方法。这些理论进一步完善和发展了C-W方程理论,但工程应用价值有待提高。为了实现任务航天器对目标航天器的悬停或绕飞,设计基于脉冲控制和小推力控制的绕飞构型策略成为热门研究。Straight等^[11]提出了以圆形轨道参考卫星为中心的特定环形区域内的特定点的脉冲制导方案;Hope和Trask^[12]提出一种脉冲控制下的水滴悬停构型;Lovell和Tollefson^[13]进一步给出了水滴悬停构型的参数表示方法;饶殷睿等^[14]基于相对轨道要素描述了水滴悬停构型;王功波等^[15]在圆

收稿日期: 2018-07-09; 录用日期: 2018-10-17; 网络出版时间: 2018-11-22 09:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181121.1053.001.html

* 通信作者: E-mail: hanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 白晟州, 王慧疆, 韩潮, 等. 基于分段常值推力的水滴悬停构型控制策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 560-566. BAI S Z, WANG H J, HAN C, et al. Teardrop hovering configuration control strategy based on piecewise constant thrust [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 560-566 (in Chinese).

参考轨道和连续小推力条件下,推导了快速绕飞策略;罗建军等^[16]分析了快速受控绕飞;朱小龙等^[17]提出了一种参数延拓方法,实现了有限推力 bang-bang 控制下的绕飞轨迹优化问题;张冉等^[18]推导了4种受迫绕飞构型的解析表达式和脉冲控制策略,完善了受迫绕飞构型设计理论。

上述方法均可实现悬停或受迫绕飞,但模型构建存在一定的局限性。大部分研究都是基于圆轨道假设,即参考轨道是圆轨道,无法有效地解决非圆参考轨道下的受迫绕飞问题;对于悬停构型,大多采用脉冲推力或连续小推力实现构型的保持,工程应用难度较大。针对上述情况,本文提出了多段常值推力控制实现水滴悬停构型的打靶方程,分析了近距离相对运动条件下两段常值推力控制的可行性,数值仿真显示分段常值小推力可以实现水滴悬停相对运动,与脉冲推力或连续小推力控制相比,更加符合工程实际。

1 水滴悬停构型

水滴悬停构型是航天器悬停构型中一种典型构型^[19],可同时满足悬停和高精度要求。将构型建立在质心非惯性坐标系中,如图1所示。

原点 O 表示目标航天器,受控航天器初始位置为 A_1 ,依次经过点 B_1^1, C_1^1, B_1^2 。当受控航天器到达点 B_1^2 时给予确定的脉冲,使其沿着 $\widehat{B_1^2 C_1^2 B_1^3}$ 运动。以此类推,以后发动机每次在 B_1^k 处施加脉冲,使得受控航天器轨迹长期保持在 $\widehat{B_1^k C_1^k B_1^{k+1}}$ ($k=3,4,\dots$),即可长期实现水滴悬停构型。

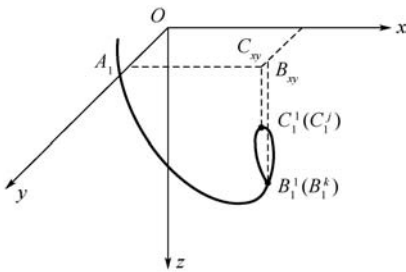


图1 水滴悬停构型三维示意图

Fig.1 Schematic diagram of 3D teardrop hovering configuration

1.1 水滴悬停打靶方程

给出经典轨道摄动方程:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2a^2 v}{\mu} f_i$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{1}{v} \left[2(e + \cos \theta) f_i - \frac{r f_n}{a} \sin \theta \right]$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) f_h$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) f_h$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \left[2 \frac{\sin \theta}{v} f_i + \left(\frac{2e}{v} + \frac{r \cos \theta}{av} \right) f_n \right] - \frac{r \sin(\omega + \theta) \cos i}{h \sin i} f_h$$

$$\frac{dM}{dt} = n - \frac{dM_f}{dt} = n - \frac{b}{eav} \left[2f_i \left(1 + \frac{e^2 r}{p} \right) \sin \theta + \frac{r f_n}{a} \cos \theta \right] \quad (1)$$

式中: p, b, v, r 和 h 为中间变量, $p = a(1 - e^2)$, $h = \sqrt{\mu p}$, $b = a \sqrt{1 - e^2}$, $r = a(1 - e \cos E)$, $2 - r/a = 1 + e \cos E$, $v = \sqrt{\mu(2/r - 1/a)} = \sqrt{\mu/a} \sqrt{\frac{1 + e \cos E}{1 - e \cos E}}$, E 为偏近点角, μ 为地心引力常数; a, e, i, Ω, ω 和 M 为航天器瞬时轨道六要素; r 为矢径; n 为轨道平均角速度; θ 为真近点角; f_i, f_n 和 f_h 为合加速度在任务航天器质心坐标系3个方向的投影分量。下文中所有小推力都指代推力加速度,即真实推力与航天器质量的比值,单位均为 m/s^2 。

根据水滴悬停构型,可以得到施加脉冲前后任意时刻对应的轨道要素,不妨设施加脉冲前某时刻为 t_0 ,施加脉冲后的某时刻为 t_f ,则对应的轨道要素分别为 $X(t_0)$ 和 $X(t_f)$,若在 $X(t_0)$ 处施加多段常值推力,使其在 t_f 时刻轨道要素刚好为 $X(t_f)$,则实现了用多段常值推力代替脉冲实现水滴悬停构型。

假定任务航天器在一个水滴周期内通过 N 段常值推力维持悬停构型,则常值小推力 f 可表示为

$$f = f(t_1, t_2, \dots, t_{N-1}, F_{t_1}, F_{t_1}, F_{t_1}, \dots, F_{t_N}, F_{t_N}, F_{t_N}) = f(t_1, t_2, \dots, t_{N-1}, \mu_1, \mu_2, \dots, \mu_N) \quad (2)$$

$$f = \begin{cases} \mu_1 & t \in [t_0, t_1) \\ \mu_2 & t \in [t_1, t_2) \\ \vdots & \\ \mu_N & t \in [t_{N-1}, t_f) \end{cases}$$

根据上述分析,可建立相应的打靶方程。

$$X(t_f) = X(f, t_f) = X(f, t_0) + \int \frac{dX}{dt} dt = X(t_0) + \int \frac{dX}{dt} dt = X(t_0) + \left[\int \frac{da}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \int \frac{de}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \int \frac{di}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \int \frac{d\Omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \int \frac{d\omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \int \frac{dM}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right]^T = X(t_0) +$$

$$\left[\begin{aligned} & \int \frac{2a^2 v}{\mu} f_i dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{1}{v} \left[2(e + \cos \theta) f_i - \frac{r f_n}{a} \sin \theta \right] dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ \frac{1}{e} \left[2 \frac{\sin \theta}{v} f_i + \left(\frac{2e}{v} + \frac{r \cos \theta}{av} \right) f_n \right] - \right. \\ & \quad \left. \frac{r \sin(\omega + \theta) \cos i}{h \sin i} f_h \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ n - \frac{b}{eav} \left[2f_i \left(1 + \frac{e^2 r}{p} \right) \sin \theta + \frac{r f_n}{a} \cos \theta \right] \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \end{aligned} \right] \quad (3)$$

1.2 最小二乘法求解常值推力

因为摄动方程是高度非线性的微分方程组,无法直接求解常值推理解析解,同时每段推力的作用时间也未知,也是待求量,所以将原方程问题转化为极值问题求解,考虑到构造极值问题:

$$\min \| \mathbf{X}(\mathbf{f}, t_f) - \mathbf{X}(t_f) \|^2$$

by opt $\mathbf{f}, t_1, t_2, \dots, t_{N-1}$

subject to:

$$\mathbf{X}(\mathbf{f}, t_f) - \mathbf{X}(t_0) = \int \frac{d\mathbf{X}}{dt} dt =$$

$$\left[\int \frac{da}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{de}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{di}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right. \\ \left. \int \frac{d\Omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{d\omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{dM}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right]^T =$$

$$\left[\begin{aligned} & \int \frac{2a^2 v}{\mu} f_i dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{1}{v} \left[2(e + \cos \theta) f_i - \frac{r f_n}{a} \sin \theta \right] dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ \frac{1}{e} \left[2 \frac{\sin \theta}{v} f_i + \left(\frac{2e}{v} + \frac{r \cos \theta}{av} \right) f_n \right] - \right. \\ & \quad \left. \frac{r \sin(\omega + \theta) \cos i}{h \sin i} f_h \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ n - \frac{b}{eav} \left[2f_i \left(1 + \frac{e^2 r}{p} \right) \sin \theta + \right. \right. \\ & \quad \left. \left. \frac{r f_n}{a} \cos \theta \right] \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \end{aligned} \right] \quad (4)$$

显然, 优变量随着推力段数的增加而增加, 相应的计算时间也会大量增加, 计算精度不能得到

保证, 且推力段数过多导致控制复杂, 不利于工程实际应用。应当考虑采用尽可能少的推力段数实现常值推力控制。

2 单段常值推力与多段常值推力

首先分析只采用一段常值推力下的情况:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(t_f) &= \mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_f) = \mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_0) + \int \frac{d\mathbf{X}}{dt} dt = \\ & \mathbf{X}(t_0) + \int \frac{d\mathbf{X}}{dt} dt = \mathbf{X}(t_0) + \\ & \left[\int \frac{da}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{de}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{di}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right. \\ & \left. \int \frac{d\Omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{d\omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{dM}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right]^T = \mathbf{X}(t_0) + \end{aligned}$$

$$\left[\begin{aligned} & \int \frac{2a^2 v}{\mu} f_i dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{1}{v} \left[2(e + \cos \theta) f_i - \frac{r f_n}{a} \sin \theta \right] dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ \frac{1}{e} \left[2 \frac{\sin \theta}{v} f_i + \left(\frac{2e}{v} + \frac{r \cos \theta}{av} \right) f_n \right] - \right. \\ & \quad \left. \frac{r \sin(\omega + \theta) \cos i}{h \sin i} f_h \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ & \int \left\{ n - \frac{b}{eav} \left[2f_i \left(1 + \frac{e^2 r}{p} \right) \sin \theta + \right. \right. \\ & \quad \left. \left. \frac{r f_n}{a} \cos \theta \right] \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \end{aligned} \right] \quad (5)$$

式中: f_i, f_n, f_h 为 t 时刻 $\boldsymbol{\mu}_1$ 在 3 个方向上的投影分量。将 $\boldsymbol{\mu}_1$ 看作参数, 根据常微分方程解对参数的连续依赖性, $\mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_f)$ 为关于 $\boldsymbol{\mu}_1$ 的可微连续函数, 即 $\mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_f)$ 局部上是一个三维微分流形, 而 $\mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_f)$ 的值本身是六维空间的元素。显然, 三维流形无法覆盖六维空间, 也就是说, 很多情况下, 不存在满足条件的 $\boldsymbol{\mu}_1$, 使得

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(t_f) &= \mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_f) = \mathbf{X}(\boldsymbol{\mu}_1, t_0) + \\ & \int \frac{d\mathbf{X}}{dt} dt = \mathbf{X}(t_0) + \int \frac{d\mathbf{X}}{dt} dt \end{aligned} \quad (6)$$

其次, 考虑两段常值推力, 假设两段常值推力作用时间相同, 则代入最小二乘优化函数里, 优化变量只有两段常值推力, 即六维变量。小邻域定理保证了了解的局部存在性。

小邻域定理: 近距离运动假设下, 固定时间内, 对于参考轨道, 存在一个小邻域对其中任意一

点,一定存在两段常值推力解。

数学描述如下:

设 $X_1(\mu_1, \mu_2, t_f)$ 是两段常值推力轨道,在 t_0 时刻与参考轨道 $X_0(t_0)$ 相等,在 $[t_0, (t_0 + t_f)/2]$ 内推力为 μ_1 ;在 $[(t_0 + t_f)/2, t_f]$ 内推力为 μ_2 ;对于 t_f 时刻参考轨道瞬时要素 $X(t_f)$,一定存在以其为圆心的一个邻域 $B(X(t_f), \delta)$ (见图2),对其中任意一点 X_{t_f} ,一定存在 μ_1, μ_2 ,使得 $X_1(\mu_1, \mu_2, t_f)$ 在 t_f 时刻的轨道要素恰好是 X_{t_f} 。

证明 根据小推力线化方程^[20],有

$$X_1(\mu_1, \mu_2) - X_0|_{t_0} = \int \frac{dX}{dE} dE \approx \left[\int \frac{da}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \quad \int \frac{de}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \quad \int \frac{di}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \quad \int \frac{d\Omega}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \quad \int \frac{d\omega}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \quad \int \frac{dM_f}{dE} dE \Big|_{E_0}^{E_f} \right]^T \approx C \times \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(E_0, E_h) & A(E_h, E_f) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: E_0, E_h 和 E_f 为参考轨道 $X_0(t)$ 分别在 $t_0, (t_0 + t_f)/2$ 和 t_f 时的偏近点角; $A(E_0, E_h)$ 与 $A(E_h, E_f)$ 均表示线化矩阵,具体表示详见文献[20]在近距离运动假设下,小推力线化方程的系数矩阵 C 可以近似代替雅可比阵。 $\det C \neq 0$,所以雅可比阵行列式不为零,根据逆映射定理,一定存在一个小邻域满足一一映射。证毕

根据小邻域定理,只要设计的推力曲线终端六要素位于以参考轨道终端时刻的六要素为圆心的小球内,常值推力一定有解,因此,若设计的推力曲线终端六要素与参考轨道终端时刻的六要素满足近距离相对运动假设,很大可能存在一对常值推力满足:

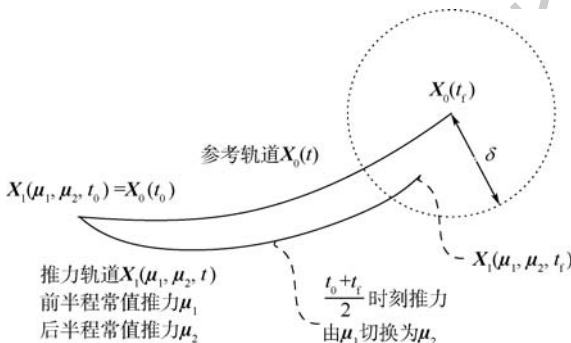


图2 小邻域定理示意图

Fig.2 Schematic diagram of small neighborhood theorem

$$X(t_f) - X(t_0) = \int \frac{dX}{dt} dt = \left[\int \frac{da}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{de}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{di}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{d\Omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{d\omega}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \quad \int \frac{dM}{dt} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \right]^T = \begin{bmatrix} \int \frac{2a^2 v}{\mu} f_i dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ \int \frac{1}{v} \left[2(e + \cos \theta) f_i - \frac{r f_n}{a} \sin \theta \right] dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ \int \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ \int \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) f_h dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ \int \left\{ \frac{1}{e} \left[2 \frac{\sin \theta}{v} f_i + \left(\frac{2e}{v} + \frac{r \cos \theta}{av} \right) f_n \right] - \frac{r \sin(\omega + \theta) \cos i}{h \sin i} f_h \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \\ \int \left\{ n - \frac{b}{eav} \left[2f_i \left(1 + \frac{e^2 r}{p} \right) \sin \theta + \frac{r f_n}{a} \cos \theta \right] \right\} dt \Big|_{t_0}^{t_f} \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中:推力 f 满足:

$$f = f(\mu_1, \mu_2) = \begin{cases} \mu_1 & t \in \left[t_0, \frac{t_0 + t_f}{2} \right) \\ \mu_2 & t \in \left[\frac{t_0 + t_f}{2}, t_f \right) \end{cases} \quad (9)$$

3 修正公式

采用最小二乘法得到的双段常值推力解往往精度较差,考虑采用迭代方法对解进行修正,提高精度准确性。

设映射函数 $F: \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$ 。

若存在根 x_0 ,使得 $F(x_0) = 0$,且 $F(x_0)$ 的 Jacobi 矩阵 $JF(x_0)$ 满秩,若矩阵 $A \approx JF(x_0)$ 。

则存在小邻域 δ ,使得 $\hat{x}_0 \in B(x_0, \delta)$, $\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_k - A^{-1}F(\hat{x}_k)$ 收敛于 x_0, B 为邻域。

证明 对任意 $x, y \in B(x_0, \delta)$,定义:

$$g(x) = x - A^{-1}F(x), g(y) = y - A^{-1}F(y) \\ g(x) - g(y) = (x - y) - A^{-1}(F(x) - F(y)) = (x - y) - A^{-1}JF(y)(x - y) - A^{-1}L(x - y) = (I - A^{-1}JF(y))(x - y) - A^{-1}L(x - y)$$

L 为有界常数,仅与领域 $B(x_0, \delta)$ 有关,当 $x - y \rightarrow 0, L \rightarrow 0$ 时,必 $\exists \delta_1$,若 $x, y \in \delta_1$,有 $\|(I - A^{-1}JF(y)) \cdot (x - y)\| \leq \rho \|(x - y)\|$,其中 $\rho < 1$ 。

这是因为当 x 和 y 与 x_0 接近, $A^{-1}JF(y) \approx I$,又有,若 $x_k \in \delta_1, x_{k+1} = x_k - A^{-1}F(x_k)$,则

$$\mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_0 = \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0 - \mathbf{A}^{-1} \mathbf{F}(\mathbf{x}_k) - \mathbf{A}^{-1} \mathbf{F}(\mathbf{x}_0) = (\mathbf{I} - \mathbf{A}^{-1} \mathbf{JF}(\mathbf{x}_0))(\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0) + m(\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0) \quad \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0 \rightarrow \mathbf{0}, m \rightarrow 0$$

由公式:

$$(\mathbf{I} - \mathbf{A}^{-1} \mathbf{JF}(\mathbf{x}_0))(\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0) \leq \rho \|\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0\|$$

得

$$\|\mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_0\| \leq (\rho + m) \|\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0\| \leq \|\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0\| \quad (10)$$

故 $\mathbf{x}_{k+1} \in B(\mathbf{x}_0, \delta)$ 。

故当 $\mathbf{x}, \mathbf{y} \in \delta_1$ 时, $g(\mathbf{x})$ 是压缩的映射, 由压缩映射定理, 存在唯一不动点 \mathbf{x}_0 , $\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{A}^{-1} \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_k)$ 收敛于 \mathbf{x}_0 。证毕

根据式(10), 将最小二乘解当作初始点 $\hat{\mathbf{x}}_0$, 将矩阵 \mathbf{B} 来替代雅可比阵, 即

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{B}^{-1} \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_k) \quad (11)$$

可以提高最小二乘解的精度。

4 数值仿真

设参考星 K 的轨道要素为 $\mathbf{X} = (a, e, i, \Omega, \omega, M) = (7555000 \text{ m}, 0, \pi/4, 0, 0, 0)$, 其中半长轴单位为 m。任务航天器 W 绕 K 作水滴悬停运动, 水滴构型几何参数为 $(x_{\text{hover}}, y_{\text{hover}}, z_{\text{hover}}, du) = (1000 \text{ m}, 0, 2000 \text{ m}, \pi/3)$, 其中 du 表示水滴构型维持一周时参考星 K 绕地球转过的弧度, 用以表征水滴构型的周期。

首先, 根据方程式(4), 采用最小二乘法尝试寻找一组多段推力解 $(\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4, \mu_5)$ 。常值推力时间 Δt 为参考星 K 绕地球转过 0.124 rad 所需时间。代入方程式(4)使用最小二乘法求解, 并进行了计算机仿真, 仿真结果如图3所示。

在 $(x, z) = (930, 2750) \text{ m}$ 时, 任务航天器开始施加常值推力, 直至 $(x, z) = (1100, 2750) \text{ m}$ 时停止施加推力, 其中一共采用了5段常值推力, 推力结束后, 任务航天器进入自由段, 不再施加推力, 直到下一个周期/往复循环, 表明确实存在多段常值推力控制可以代替脉冲推力使目标航天器绕参考星进行周期性水滴悬停运动, 同时也说明最小二乘法可以较好地求解多段常值推力。

设参考星 K 的轨道要素仍然为 $\mathbf{X} = (a, e, i, \Omega, \omega, M) = (7555000 \text{ m}, 0, \pi/4, 0, 0, 0)$, 半长轴单位为 m, 任务航天器 W 绕 K 作水滴悬停运动, 水滴构型几何参数为 $(x_{\text{hover}}, y_{\text{hover}}, z_{\text{hover}}, du) = (1000 \text{ m}, 0, 1000 \text{ m}, 2\pi/3)$ 。常值推力时间 Δt 为参考星 K 绕地球转过 $\pi/9$ 所需时间。

尽管5段常值推力实现了周期性水滴悬停运

动, 但计算时间较长, 控制较复杂。为了减少求解时间, 得到更简单的推力控制策略, 考虑两段常值推力实现悬停构型, 即在 $N=2$ 的情况下进行了仿真, 首先通过最小二乘法得到双推力初值, 得到的结果精度差于5段常值推力控制, 然后使用精度法对两段推力解进行精度修正, 修正后的解精度较好, 最后仿真结果如表1和表2所示。

图4为仅用最小二乘法得到的两段推力解。绿色轨迹代表施加脉冲推力的仿真效果, 蓝色段表示为无推力段, 红色段代表施加两段常值推力作用后的结果。可以看出, 两段常值推力基本实现了水滴悬停构型控制, 但控制精度较差, 与原先构型重合度较差。

如图5所示, 绿色轨迹代表施加脉冲推力的仿真效果, 蓝色段表示为无推力段, 红色段代表施加两段常值推力作用后的结果。在 $(x, z) = (-300, 3500) \text{ m}$ 时, 任务航天器开始施加常值推力, 直至 $(x, z) = (2250, 3300) \text{ m}$ 时停止施加推力, 推力结束后, 任务航天器进入自由段, 不再施加推力, 直到下一个周期往复循环。可以看到, 红

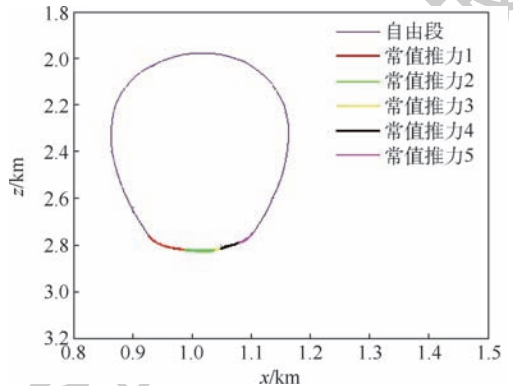


图3 五段常值推力下仿真结果

Fig. 3 Simulation results of five-segment constant thrust

表1 未修正两段常值推力结果

Table 1 Results of unmodified two-segment constant thrust

推力 / (m · s ⁻²)	μ_1	μ_2
f_i	0.006796	-0.006789
f_n	-0.018311	-0.0183068
f_h	0	0

表2 修正后两段常值推力结果

Table 2 Results of modified two-segment constant thrust

推力 / (m · s ⁻²)	μ_1	μ_2
f_i	0.005074	-0.005080
f_n	-0.021028	-0.021026
f_h	0	0

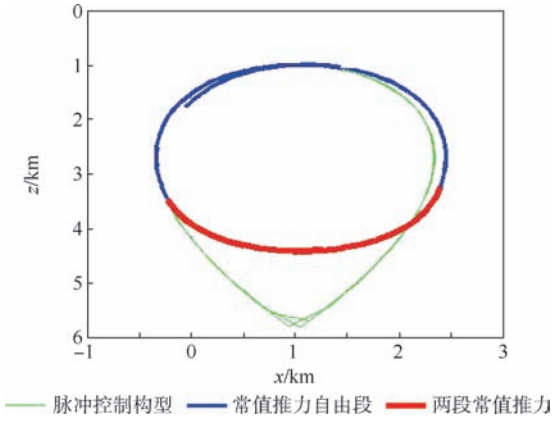


图4 未修正的两段常值推力解

Fig. 4 Solution of unmodified two-segment constant thrust

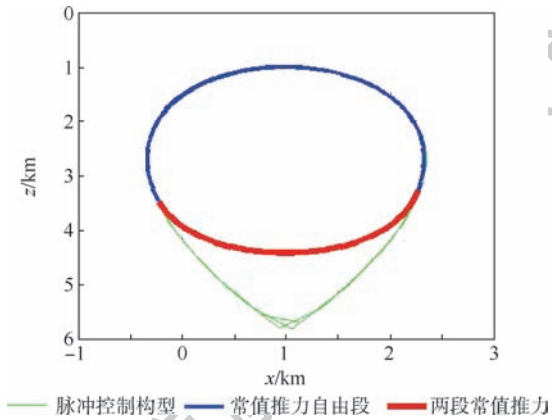


图5 修正后的两段常值推力解

Fig. 5 Solution of modified two-segment constant thrust

色段与绿色段重合度较高,说明双段常值推力解的精度较高,可以代替脉冲推力进行水滴悬停构型控制。

仿真结果表明,两段推力也可以很好地实现水滴悬停控制,具有较好的稳定性。由于待解变量较少,相比多段常值推力,计算速度更快。

5 结论

基于脉冲控制下的水滴悬停构型和摄动方程,进一步研究可以得到:

1) 多段常值推力控制问题可以转化为求解水滴悬停构型的打靶方程,最小二乘法是一种求解此类问题的实用方法。

2) 小邻域定理为近距离相对运动条件下两段常值推力控制提供了可行性,悬停构型采用两段常值推力,一定程度上保证了解的存在性,也缩小了优化变量的数量,提高优化精度并减少优化时间。

3) 若最小二乘解的精度不够,但距离理想解不太远,那么采用迭代方法对最小二乘解进行修

正,可以提高精度,甚至收敛到理想解。

参考文献 (References)

- [1] 张玉锟. 卫星编队飞行的动力学与控制技术研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2002.
ZHANG Y K. Research on dynamics and control technology of satellite formation flying[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002 (in Chinese).
- [2] 崔乃刚,王平,郭继峰,等. 空间在轨服务技术发展综述[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 805-811.
CUI N G, WANG P, GUO J F, et al. A review of on-orbit servicing[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 805-811 (in Chinese).
- [3] 张雅声,程文华. “女娲”计划:面向地球静止轨道的在轨服务系统[J]. 装备学院学报, 2017, 28(2): 40-45.
ZHANG Y S, CHENG W H. Nu Wa project: On-orbit-service system for GEO[J]. Journal of Equipment Academy, 2017, 28(2): 40-45 (in Chinese).
- [4] 汪新亮. 在轨服务飞行器转移轨道设计及制导方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2014.
WANG X L. Study on transfer orbit optimization and guidance methods of on-orbit service vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014 (in Chinese).
- [5] 陈小前,袁建平,兆雯,等. 航天器在轨服务技术(精)[M]. 北京:中国宇航出版社, 2009.
CHEN X Q, YUAN J P, ZHAO W, et al. Spacecraft on-orbit service technology[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2009 (in Chinese).
- [6] 梁斌,徐文福,李成,等. 地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 1-13.
LIANG B, XU W F, LI C, et al. The status and prospect of orbital servicing in the geostationary orbit[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 1-13 (in Chinese).
- [7] 赵书阁,张景瑞. 航天器共面圆型快速绕飞控制研究[J]. 航天控制, 2014, 32(1): 68-72.
ZHAO S G, ZHANG J R. Study on spacecraft coplanar circular fast flight control[J]. Aerospace Control, 2014, 32(1): 68-72 (in Chinese).
- [8] 林来兴. 小卫星围绕空间站飞行动力学和控制研究[J]. 中国空间科学技术, 1999, 19(6): 1-6.
LIN L X. A study on dynamics and control of small satellite flying around Space station[J]. Chinese Space Science and Technology, 1999, 19(6): 1-6 (in Chinese).
- [9] 师鹏,李保军,赵育善. 有限推力下的航天器绕飞轨道保持与控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(7): 757-760.
SHI P, LI B J, ZHAO Y S. Orbital maintenance and control of spacecraft fly-around with finite-thrust[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7): 757-760 (in Chinese).
- [10] 潘屹. 航天器相对运动水滴型悬停轨道研究[J]. 航天器工程, 2014, 23(4): 13-18.
PAN Y. Study on spacecraft relative drip-drop hovering orbit[J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(4): 13-18 (in Chinese).

- [11] STRAIGHT S D, TRAGESSE S G, HOWARD R, et al. Maneuver design for fast satellite circumnavigation [C] // AAS/AIAA 14th Space Flight Mechanics Meeting, 2004.
- [12] HOPE A S, TRASK A J. Pulsed-thrust method for hover formation flying [C] // Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. San Diego, CA: Univelt. Inc., 2008: 1-11.
- [13] LOVELL T A, TOLLEFSON M V. Calculation of impulsive hovering trajectories via relative orbit elements [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2006, 123(3): 2533-2548.
- [14] RAO Y R, YIN J F, HAN C. Hovering formation design and control based on relative orbit elements [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 152(2): 1-12.
- [15] 王功波, 孟云鹤, 郑伟, 等. 快速绕飞卫星空间圆编队设计方法 [J]. *宇航学报*, 2010, 31(11): 2465-2470.
WANG G B, MENG Y H, ZHENG W, et al. Space round formation design method for fast flying satellites [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(11): 2465-2470 (in Chinese).
- [16] 罗建军, 杨宇和, 袁建平. 共面快速受控绕飞轨迹设计与控制 [J]. *宇航学报*, 2006, 27(6): 1389-1392.
LUO J J, YANG Y H, YUAN J P. Trajectory design and control for fast coplanar controlled flying [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(6): 1389-1392 (in Chinese).
- [17] 朱小龙, 刘迎春, 高扬. 航天器最优受控绕飞轨迹推力幅值延拓设计方法 [J]. *力学学报*, 2014, 46(5): 756-769.
ZHU X L, LIU Y C, GAO Y. Thrust-amplitude continuation design approach for solving [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2014, 46(5): 756-769 (in Chinese).
- [18] 张冉, 殷建丰, 韩潮. 航天器受迫绕飞构型设计与控制 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(10): 2030-2039.
ZHANG R, YIN J F, HAN C. Spacecraft forced fly-around formation design and control [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(10): 2030-2039 (in Chinese).
- [19] 饶殷睿, 韩潮, 殷建丰, 等. 航天器悬停构型设计与控制方法 [J]. *航空学报*, 2015, 36(7): 2361-2371.
RAO Y R, HAN C, YIN J F, et al. Method of spacecraft hovering formation design and control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(7): 2361-2371 (in Chinese).
- [20] 李鉴. 连续推力轨道机动优化方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
LI J. Research on continuous thrust orbit maneuver optimization method [D]. Beijing: Beihang University, 2013 (in Chinese).

作者简介:

白晟州 男, 博士研究生。主要研究方向: 航天器编队飞行动力学与控制。

韩潮 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航天器动力学与控制、航天器导航、制导与控制、航天器系统动力学仿真等。

Teardrop hovering configuration control strategy based on piecewise constant thrust

BAI Shengzhou, WANG Huijiang, HAN Chao*, ZHANG Sihang

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to meet the requirements of relative motion control for spacecraft formation flying missions, design and control of spacecraft's forced fly-around formation under the control of piecewise constant thrust are investigated. For teardrop hovering configuration under pulse control, a multi-level constant thrust control strategy is proposed. The shooting equation is transformed into the solution of the extreme value problem, and the least square method is used to solve it. In this paper, constant thrust feasibility is also analyzed. Based on continuous constant small-thrust control equations, the small neighborhood theorem is deduced, and the feasibility of two-segment constant thrust control is analyzed in near-distance relative motion. In addition, a small-thrust increment equation is proposed to improve the solution accuracy, and it is proved that multiple iterations can precisely approximate the ideal solution. Finally, numerical simulations show that a constant small-thrust control strategy is feasible for the teardrop hovering relative motion. The theory of spacecraft forced fly-around design and control is enriched, and the results provide a reference for engineering applications.

Keywords: formation flying; teardrop hovering; least squares optimization; shooting equation; configuration design

Received: 2018-07-09; Accepted: 2018-10-17; Published online: 2018-11-22 09:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181121.1053.001.html

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0399

大型机场滑行道航空器交通流特性仿真



薛清文¹, 陆键^{1,*}, 姜雨²

¹ 清华大学 道路与交通工程教育部重点实验室, 上海 201804; ² 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016

摘 要: 滑行道是连接跑道和停机坪的纽带, 是大型机场航空器场面运行的关键资源。随着场面航空器数量的不断增加, 航空器在滑行道区域涌现出特有的交通流特性。基于滑行道航空器运行规则, 结合元胞传输模型 (CTM), 建立宏观的滑行道航空器交通流元胞传输模型, 在 NetLogo 系统动力学仿真平台的基础上, 以中国某大型机场滑行道航空器运行为例对模型进行验证, 推理滑行道交通流基本参数之间的关系和相变特征。研究表明, 滑行道交通流在自由流、同步流和阻塞流 3 种相态中演变, 其中在同步流相态中, 随着密度增加, 流量从 0.15 降至 0.10 架次/min, 速度从 20 降至 7.64 m/s, 说明流量和速度参数对于密度的变化十分敏感。当离场率与进场率的比例从 0.2 降至 0.15 时, 3 种相态下的临界流量从 0.15、0.10 降至 0.13、0.05 架次/min; 临界速度在自由流不变, 同步流和阻塞流中依次从 7.64、1.07 降至 0.88、0.25 m/s; 临界密度在自由流由 0.50 降至 0.46 架次/km, 而在同步流阻塞流中依次从 0.88、6.21 增加至 3.77、13.17 架次/km。本研究揭示滑行道交通流拥堵演变机理, 为制定科学合理的滑行道管理控制策略提供理论基础。

关键词: 滑行道; 交通流; 元胞传输模型 (CTM); 相态演变; NetLogo

中图分类号: V351

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0567-08

滑行道是连接跑道和停机坪的关键纽带, 也是机场场面资源的重要组成部分, 其运行效率直接影响场面资源的运行效率。如何制定合理高效的滑行道运行控制策略是中国大型机场亟需解决的关键问题之一。

随着场面航空器数量的不断增加, 航空器在滑行道区域涌现出特有的交通流特性。纵观国内外学者的研究, 对于航空器交通流研究大多集中在空域, Menon^[1-2]、Robelin^[3] 和 Saraf^[4] 等分别建立空域交通流网络模型, 许炎等^[5] 对空域交通流的时序分布和参数关系基本图进行了分析, 张洪海等^[6] 进一步剖析了不同交通组织、间隔标准和流控策略下空域交通流的相变规律。尹苏皖

等^[7-8] 研究大型机场离场交通流运行特征, 剖析离场交通流特征参量关联演变规律, 但对于滑行道交通流演变特性并未深入分析。随着元胞传输模型 (Cell Transmission Model, CTM) 的广泛应用, Tessellation 模型^[1] 将空域系统分割为二维元胞, 研究航空器在元胞间的传输和流动; Robelin^[3] 和 Sun^[9] 等采用 CTM 离散化交通流连续方程的方法进行求解, 利用时间离散的差分方程描述元胞中航空器的线性流动。在交通流仿真工具方面, 相比于 SIMMOD^[10]、TAAM^[11] 等低成本仿真工具, AnyLogic^[12-14]、Netlogo^[15-16] 等综合仿真平台上也开发了系统模块。Netlogo 以模块化的形式直接进行系统动力学建模仿真, 通过定义系统中不同

收稿日期: 2018-07-02; 录用日期: 2018-09-07; 网络出版时间: 2018-09-19 15:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180917.1803.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (U1333117)

* 通信作者. E-mail: jianjohnlu@tongji.edu.cn

引用格式: 薛清文, 陆键, 姜雨. 大型机场滑行道航空器交通流特性仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 567-574.

XUE Q W, LU J, JIANG Y. Aircraft taxiway traffic flow characteristic simulation at large airport[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 567-574 (in Chinese).

个体之间的联系得到系统内个体的变化情况,在验证和调试方面优于其他仿真软件。

本文从滑行道区域航空器运行特性和交通流时空特性出发,结合CTM,建立滑行道交通流元胞传输模型,在NetLogo系统动力学仿真平台基础上,推演滑行道交通流相态的演变过程,为优化大型机场场面航空器运行效率提供理论基础。

1 基于CTM的滑行道交通流元胞传输建模

1.1 滑行道交通流基本参数定义

1) 滑行道交通流流量:单位时间内经过滑行道元胞的航空器数量的总和。

2) 滑行道交通流密度:单位时间内滑行道元胞中的航空器数量总和与滑行道总长度的比值。

3) 滑行道交通流流速:单位时间内在滑行道元胞中所有航空器的平均速度。

1.2 模型假设

1) 场面滑行道交通流是连续的,在划定的元胞内均匀分布,以满足流体假设。

2) 在跑道和停机位分配确定的情况下,航空器进离场滑翔路径相对固定。

3) 航空器起降过程中,主要考虑跑道容量限制,不考虑空域条件限制。

4) 场面航空器运行过程中,进离场航空器具有相同的优先级。

1.3 机场场面离散化元胞传输网络

本文以中国某大型机场场面资源布局结构为例,将跑道、滑行道和停机坪离散化,构建场面离散化元胞传输网络如图1所示。该传输网络具有链路、汇聚和分散等物理特性。机场场面由跑道元胞、滑行道元胞和停机坪元胞组成。停机坪分为 \bar{G}_1 、 \bar{G}_2 、 \bar{G}_3 和 \bar{G}_4 4个区域。本文针对4个停机坪

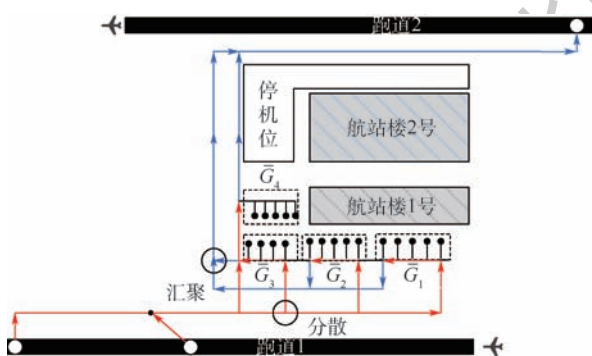


图1 中国某大型机场场面离散化元胞传输网络

Fig. 1 Discretized cell transmission network on ground of a large airport in China

区域的进离场滑行道,将部分滑行道结构简化,验证元胞传输建模的可行性,更复杂的网络拓扑结构可在本文基础上进一步实现。进场过程中,航空器推出跑道1,通过滑行道进入停机坪区域;离场过程中,航空器推出停机坪区域,通过滑行道进入跑道2。进离场路径与跑道、滑行道和机坪区域,共同组成机场场面离散化元胞传输网络。

1.4 模型建立

航空器在滑行道的滑行传输模式可以分为3类:链路滑行、分散滑行和汇聚滑行。根据3种传输模式,将滑行道交通流元胞传输模型分为链路滑行道元胞传输模型、分散滑行道元胞传输模型和汇聚滑行道元胞传输模型。

1.4.1 链路滑行道元胞传输模型

将滑行道划分为相互连接的元胞,在滑行道元胞内,航空器通过链路在各个元胞间均匀流动。链路滑行道元胞传输模型如图2所示。

因为模型将空间、时间离散化,所以在一个步长后,元胞*i*内的容量变化与流量有关。

$$N_i(t+1) - N_i(t) = q_{i-1}(t)dt - q_i(t)dt \quad (1)$$

式中: $q_{i-1}(t)$ 和 $q_i(t)$ 分别为单位时间内元胞*i*中流入和流出的航空器数量; $N_i(t+1)$ 和 $N_i(t)$ 分别为单位步长*dt*前后的元胞*i*内航空器的数量,满足流量守恒定理。流体 $q_i(t)$ 满足:

$$q_i = k_i \bar{v}_i \quad (2)$$

$$k_i = \frac{N_i(t)}{l_i} \quad (3)$$

$$q_i = \frac{N_i(t)}{l_i} \bar{v}_i \quad (4)$$

其中: \bar{v}_i 为滑行元胞内航空器的平均滑行速度; k_i 为滑行元胞内航空器的密度; l_i 为滑行元胞的长度。除了受到自身均质流体的影响,还受到下级元胞容量的限制:

$$q_i(t)dt = \min \left\{ \frac{N_i(t)}{l_i} \bar{v}_i dt, C_{i+1} - N_{i+1}(t) \right\} \quad (5)$$

式中: C_i 为元胞的容量,由元胞长度 l_i 、航空器长度 H_{flight} 和安全距离 D_{safe} 决定,即

$$C_i = \frac{l_i}{H_{\text{flight}} + D_{\text{safe}}} \quad (6)$$

其中: H_{flight} 与机型有关,根据飞机手册确定;而 D_{safe} 与管制速度、管制间隔有关,根据前后航空

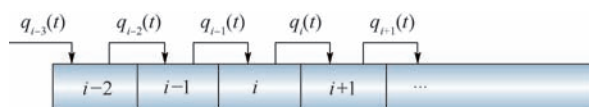


图2 链路滑行道元胞传输模型

Fig. 2 Taxiway cell link transmission model

器的类型、航空器的滑行速度等参数可以确定安全距离:

$$D_{safe} = \sum \sum p_{ij} D_{ij} \quad (7)$$

其中: p_{ij} 表示前机的机型为*i*,后机的机型为*j*的概率; D_{ij} 表示前机的机型为*i*,后机的机型为*j*时的前后航空器的安全间隔。

同样可以得到 $q_{i-1}(t)$ 的流量表达式。如果上级元胞的流出流量超出了下级元胞容量的限制,那么上级元胞内的部分航空器就要减速或者停止等待,从而降低进入下级元胞的航空器流量,元胞*i*内需要等待的航空器数量为

$$q_w(t)dt = \max\{q_i(t)dt - (C_{i+1} - N_{i+1}(t)), 0\} \quad (8)$$

式(1)~式(8)表示链路滑行道元胞传输模型。

1.4.2 分散滑行道元胞传输模型

分散滑行主要发生在进场过程中,航空器脱离跑道后,通过平行滑行道元胞分散到不同的联络滑行道元胞从而进入不同停机坪区域。分散滑行道元胞传输模型如图3所示。

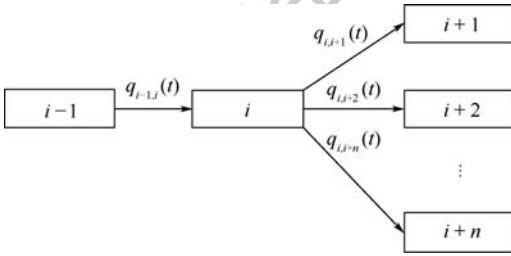


图3 分散滑行道元胞传输模型

Fig.3 Taxiway cell divergence transmission model

滑行道元胞*i*内的航空器通过滑行道元胞*i+1, i+2, …, i+n*分散传输,单位时间后,元胞*i*内的航空器数量变化为

$$N_i(t+1) = N_i(t) + q_{i-1,i}(t)dt - (q_{i,i+1}(t) + q_{i,i+2}(t) + \dots + q_{i,i+n}(t))dt \quad (9)$$

$$q_{i-1,i}(t)dt = \min\left\{\frac{N_{i-1}(t)-}{l_{i-1}}v_{i-1}dt, C_i - N_i(t)\right\} \quad (10)$$

$$q_{i,i+x}(t)dt = \min\left\{C_{i+x} - N_{i+x}(t), \frac{N_i(t)-}{l_i}v_i dt \cdot \delta_{\mu}^x(t)\right\} \quad (11)$$

$$\delta_{\mu}^x(t) = \begin{cases} \Delta g_x(t) / \sum_{i=1}^n \Delta g_i(t) & \Delta g_i(t) > 0 \\ 0 & \Delta g_i(t) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

$$\sum_{x=1}^n \delta_{\mu}^x(t) = 1 \quad (13)$$

式中: x 为1~ n 中任意数值; $\delta_{\mu}^x(t)$ 为从元胞*i*流入元胞*i+x*的分流比; $\Delta g_x(t)$ 为停机坪元胞 \bar{G}_x 中空闲机位的数量。分流比 $\delta_{\mu}^x(t)$ 由元胞*i+x*连接的停机坪区域内空闲机位数量与所有停机坪内空闲机位总量的比值决定。式(9)~式(13)表示分散滑行道元胞传输模型。

1.4.3 汇聚滑行道元胞传输模型

航空器离场过程中,离场滑行道交通流通过不同停机坪区域的联络滑行道元胞,汇聚到平行滑行道元胞,从而进入跑道。汇聚滑行道元胞传输模型如图4所示。

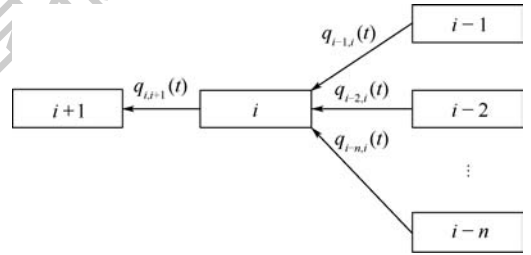


图4 汇聚滑行道元胞传输模型

Fig.4 Taxiway cell convergence transmission model

滑行道元胞*i-1~i-n*汇聚传输到滑行道元胞*i*内,其元胞内的航空器数量变化为

$$N_i(t+1) = N_i(t) - q_{i,i+1}(t)dt + (q_{i-1,i}(t) + q_{i-2,i}(t) + \dots + q_{i-n,i}(t))dt \quad (14)$$

$$q_{i-1,i}(t)dt = \min\left\{\frac{N_{i-1}(t)-}{l_{i-1}}v_{i-1}dt, \delta_{\theta}^x(t)(C_i(t) - N_i(t))\right\} \quad (15)$$

$$q_{i,i+1}(t)dt = \min\left\{\frac{N_i(t)-}{l_i}v_i dt, C_{i+1} - N_{i+1}(t)\right\} \quad (16)$$

$$\delta_{\theta}^x(t) = \begin{cases} N_{i-x}(t) / \sum_{x=1}^n N_{i-x}(t) & \sum_{x=1}^n q_{i-x,i}(t)dt > C_i(t) - N_i(t) \\ 0 & \sum_{x=1}^n q_{i-x,i}(t)dt \leq C_i(t) - N_i(t) \end{cases} \quad (17)$$

$$\sum_{x=1}^n \delta_{\theta}^x(t) = 1 \quad (18)$$

式中: x 为1~ n 中任意数值; $\delta_{\theta}^x(t)$ 为元胞*i-x*流入元胞*i*的汇流比,由元胞*i-x*连接的停机坪区域内航空器数量与所有停机坪内航空器总量的比值决定。当元胞*i-1~i-n*的汇流流量超过元胞*i*的容量限制时,流量 $q_{i-x,i}(t)$ 应按照一定的比

例 $\delta_0^*(t)$ 汇聚到元胞 i 内。式(14)~式(18)表示汇聚滑行道元胞传输模型。

2 仿真验证

设置单位仿真步长为 1 min。根据前后 2 架航空器降落在同一条跑道的最小尾流时间间隔,以及该机场每天的航空器平均进场率,确定该机场的航空器进场率为 0.4 架次/min 保持不变,设置航空器离场率为 0.15 架次/min,模拟由于恶劣天气等引起的离场航班流控、管制情况下,滑行道交通流相态的演变过程。参考航空器在场面的实际运行过程,设置平行滑行道元胞内的航空器滑行速度为 20 m/s,联络滑行道的航空器滑行速度为 10 m/s,机坪滑行道的航空器滑行速度为 2 m/s。在 CTM 中,元胞长度 l_i 、时间步长 dt 和速度 v_i 之间需要满足 $v_i dt \leq l_i$ 的关系式,否则元胞间的流量传输不守恒。

基于 NetLogo 软件的系统动力学仿真平台,对所建滑行道交通流元胞传输模型进行宏观仿真,如图 5 所示。图中, N_0 和 N_{air} 表示该机场终端区元胞; N_{in} 和 N_{out} 分别表示进场跑道元胞和离场跑道元胞; N_1 和 N_6 表示平行滑行道元胞, $N_2 \sim N_5$ 表示联络滑行道; $NA_1 \sim NA_4$ 表示进场机坪滑行道元胞; $ND_1 \sim ND_4$ 表示离场机坪滑行道元胞; $NG_1 \sim NG_4$ 表示该机场的 4 个停机坪元胞; 方块表示“stock”,代表模型中的一个元胞,存储在其中的流体数量表示元胞中航空器的数量; 箭头表示“flow”,代表不同元胞之间流量流动的方向,根据 1.4 节中建立的场面宏观交通流模型确定元胞之间的流量公式,通过 NetLogo 软件编程实现对元胞之间的流量控制,进而模拟推演滑行道区域的交通流运行特性。

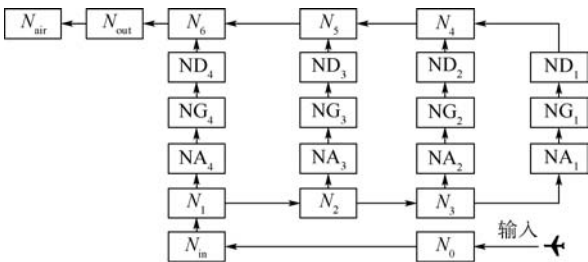


图 5 基于 NetLogo 系统动力学平台的交通流元胞传输模型宏观仿真

Fig. 5 Traffic flow cell transmission model macroscopic simulation based on system dynamic platform NetLogo

3 数据分析

本文选取中国某大型机场 07:30~08:30 的

航空器运行数据进行模拟仿真,该时段为机场的高峰时段,通过比较实际推出流量和仿真推出流量的差值,验证本文模型是否合理,如表 1 所示。

通过比较发现,航空器在高峰时段的实际推出流量和仿真推出流量的最大差值控制在 0.02 架次/min,表明本文模型合理,可以用来模拟场面运行。

表 1 实际推出流量和仿真推出流量的比较
Table 1 Comparison of actual and simulated departure flux

时间/min	实际推出流量/(架次·min ⁻¹)	仿真推出流量/(架次·min ⁻¹)
10	0	0.008
20	0.097	0.096
30	0.139	0.136
40	0.167	0.146
50	0.167	0.149
60	0.167	0.149

3.1 滑行道交通流特性分析

在保持航空器进场率 q_{in} 和离场率 q_{out} 不变的情况下,随着航空器数量的不断增加,滑行道上的航空器呈现交通流特性。利用 NetLogo 系统动力学进行滑行道交通流宏观仿真,得到离场滑行道交通流的基本参数之间的关系如图 6 所示。其中, q_{max} 为最大流量, q_{jam} 为阻塞流流量, q_{syn} 为同步流临界流量, v_{free} 为自由流最大速度, v_{syn} 为同步流临界速度, v_{jam} 为阻塞流速度, k_{free} 为自由流临界密度, k_{syn} 为同步流临界密度, k_{jam} 为阻塞流密度。

本文参考地面交通流基本相态的不同特性,将滑行道交通流划分为 3 种相态:自由流、同步流和阻塞流。不同相态的基本特性如图 6(a) 所示。

滑行道交通流密度-流量曲线是交通流的基本图表,根据图 6(a) 可以得到密度-流量曲线的拟合公式为

$$q = \begin{cases} 0.3k & 0 < k \leq k_{free} \\ 0.23 + 8.75k^{-0.5} & k_{free} < k \leq k_{syn} \\ 0.1 & k_{syn} < k \leq k_{jam} \end{cases} \quad (19)$$

对式(17)进行 F 检验,判断其函数关系是否成立。

从表 2 显著性检验的结果可以看出回归效果显著(置信度 $\alpha = 95\%$),密度-流量之间可以满足拟合公式(19)。根据两者之间的关系曲线及拟合公式,可知:

1) 在自由流状态下,当交通流密度为 0 时,滑行道流量也为 0。流量随着密度的增加而呈线性增长;自由流临界密度 $k_{free} = 0.50$ 架次/km,

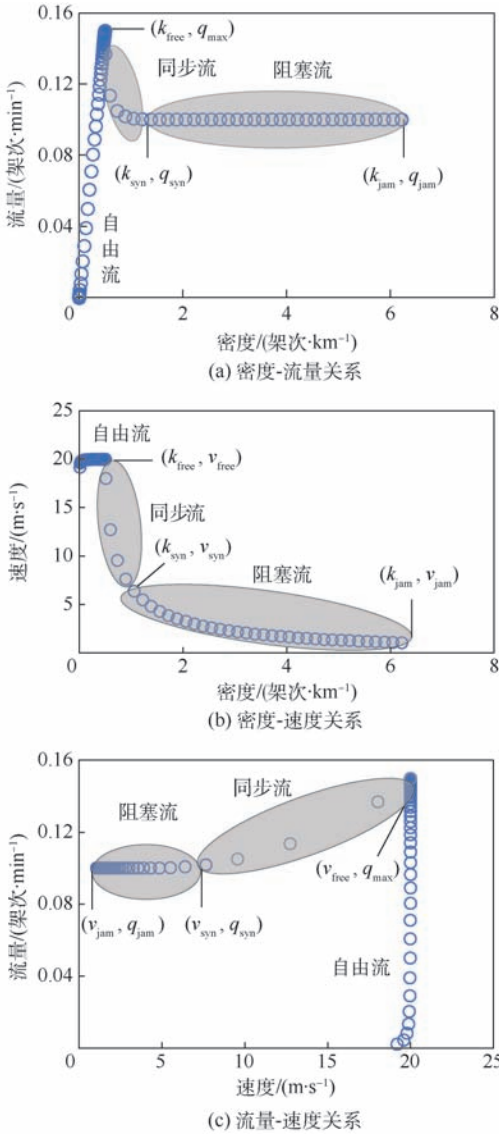


图6 滑行道交通流的密度、流量和速度的关系

Fig. 6 Relationship among density, flux and velocity of taxiway traffic flow

表2 密度-流量函数关系显著性检验结果 ($\alpha = 95\%$)

Table 2 Significance test results of density-flux functional relationship ($\alpha = 95\%$)

相态	样本数	R^2 相关系数	F 检验
自由流	64	1	0.9246
同步流	10	0	0.0754

自由流最大流量达到 $q_{max} = 0.15$ 架次/min; 在自由流相态下, 航空器运行效率很高, 场面不会产生拥堵。

2) 在同步流相态下, 交通流流量对于密度的变化十分敏感, 随着滑行道上的航空器数量进一步积累, 场面航空器交通流密度增加至同步流临界密度 $k_{syn} = 0.88$ 架次/km; 在同步流相态下, 场面航空器积累产生局部拥堵, 导致场面交通流流量迅速下降, 从 q_{max} 下降至 $q_{syn} = 0.10$ 架次/min。

3) 在阻塞流相态下, 此相态下场面航空器不断累积导致场面拥堵加剧, 滑行道交通流密度继续增加至阻塞流密度 $k_{jam} = 6.21$ 架次/km, 交通流流量保持不变; 机场场面滑行道的运行效率逐渐达到了饱和, 此时场面运行效率主要受进场率和离场跑道容量的限制。

图6(b)为滑行道交通流的密度-速度曲线, 根据此图可以得到密度-速度曲线的拟合公式为

$$v = \begin{cases} 20 & 0 < k < k_{free} \\ -20.58 \ln k + 4.02 & k_{free} < k < k_{syn} \\ -0.36 \ln k + 2.02 & k_{syn} < k < k_{jam} \end{cases} \quad (20)$$

对式(20)进行F检验, 结果如表3所示。

由以上显著性检验结果可知, 同步流和堵塞流下的密度-速度关系满足拟合公式, 回归效果显著。在自由流状态下, 航空器的滑行速度保持自由流最大速度 $v_{free} = 20$ m/s 不变; 在同步流阶段, 随着交通流密度的增加, 交通流的滑行速度不断下降, 从自由流最大速度 v_{free} 下降至同步流临界速度 $v_{syn} = 7.64$ m/s, 同步流情况下速度对于密度的敏感性很强, 速度下降明显; 在阻塞流相态下, 交通流的滑行速度继续下降至堵塞流速度 $v_{jam} = 1.07$ m/s 左右, 不再变化。

图6(c)为滑行道交通流的流量-速度曲线, 根据此图可以得到流量-速度曲线的拟合公式为

$$q = \begin{cases} [0, 0.15] & v = v_{free} \\ 0.0039v + 0.0685 & v_{syn} \leq v < v_{free} \\ 0.1 & v_{jam} \leq v < v_{syn} \end{cases} \quad (21)$$

对式(21)进行F检验, 判断结果见表4。

表3 密度-速度函数关系显著性检验结果 ($\alpha = 95\%$)

Table 3 Significance test results of density-velocity functional relationship ($\alpha = 95\%$)

相态	样本数	R^2 相关系数	F 检验
同步流	10	0.9208	0.9695
阻塞流	32	0.0097	0

表4 流量-速度函数关系显著性检验结果 ($\alpha = 95\%$)

Table 4 Significance test results of flux-velocity functional relationship ($\alpha = 95\%$)

相态	样本数	R^2 相关系数	F 检验
同步流	10	0.9861	0.0020

从以上显著性检验的结果可以看出, 流量-速度参数关系满足拟合公式。在自由流相态下, 交通流的速度保持在自由流速度 v_{free} , 交通流流量随着密度增加而不断增大至 q_{max} ; 在同步流相态

下,受到离场跑道容量的限制,场面部分航空器受到管制,导致场面航空器密度增加,此时交通流速度开始明显下降至 v_{syn} ,交通流量也减少至 q_{syn} ;在堵塞流相态下,场面拥堵越发严重,交通流速度降低到堵塞流速度 v_{jam} ,交通流量保持不变。

根据图6的滑行道交通流参数关系曲线,得到滑行道交通流在自由流、同步流和阻塞流等3个不同相态的演变过程中关键特征参数,具体如下表5所示。

综上所述,当进场率为0.4架次/min、离场率为0.15架次/min时,由于场面航空器的增多,交通流密度增大,滑行道交通流会经历自由流-同步流-阻塞流的相变过程,在各个相态下,交通流有其自身的特性;进场率和离场率是直接影响滑行道交通流相变的重要因素,通过改变两者的比例,仿真分析两因素对滑行道交通流的影响机理。

表5 滑行道交通流的关键特征参数

Table 5 Key characteristic parameters of taxiway traffic flow

参数	数值	
流量/(架次·min ⁻¹)	q_{max}	0.15
	q_{syn}	0.10
	q_{jam}	0.10
速度/(m·s ⁻¹)	v_{free}	20.0
	v_{syn}	7.64
	v_{jam}	1.07
密度/(架次·km ⁻¹)	k_{free}	0.50
	k_{syn}	0.88
	k_{jam}	6.21

3.2 进场率和离场率影响下的交通流演变

本文固定进场率 $q_{in} = 0.4$ 架次/min 不变,设置离场率低于进场率,模拟空中交通管制或由于其他情况,航空器滞留机场而产生的场面拥堵;设置离场率 $q_{out} = 0.4, 0.2$ 和 0.15 架次/min,3种情况下,得到不同的离场率与进场率比例,基于NetLogo系统动力学仿真平台,得到滑行道交通流的3个基本参数之间关系的变化趋势如图7所示。

根据图7的仿真结果,得到不同离场率和进场率比例下的滑行道交通流关键特征参数如表6所示。

在滑行道交通流关键特征参数的演变过程中,当进场率和离场率相同或者进场率大于离场率时,滑行道交通流速度保持在自由流速度 v_{free} 不变,滑行道交通流流量增加至最大流量 q_{max} 后也不再变化,这说明此时滑行道交通流一直保持在自由流的相态,进场航空器在场面运行过程中不

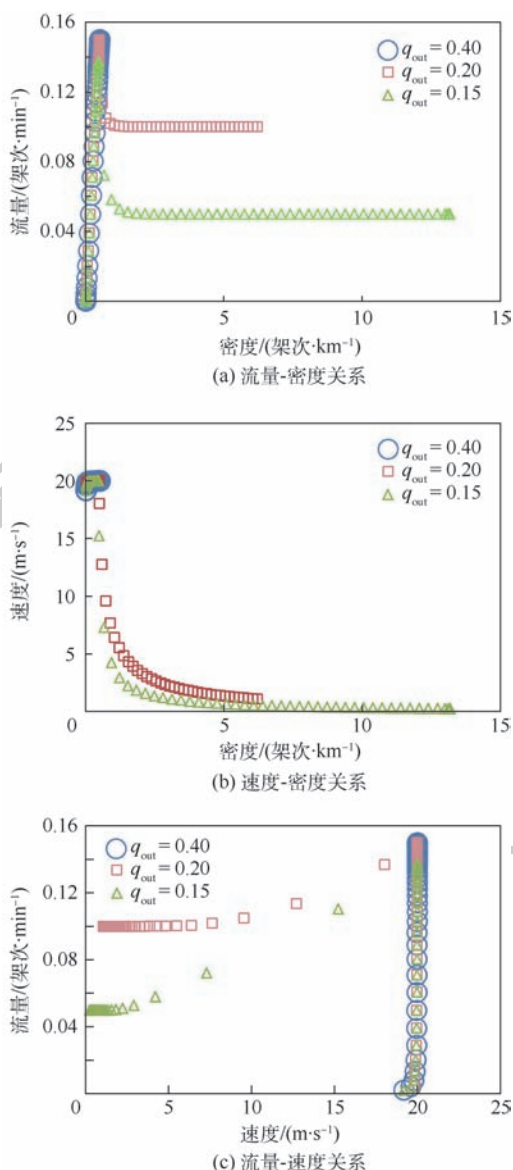


图7 不同比例下的滑行道交通流密度、流量和速度的关系

Fig. 7 Relationship among density, flux and velocity of taxiway traffic flow under different ratios

会产生拥堵,场面航空器运行效率很高。离场率小于进场率时,随着运行时间推移,滑行道航空器逐渐积累,相态从自由流逐渐向阻塞流过渡:

1) 在自由流相态中, q_{out}/q_{in} 比例越大,场面航空器推进越多,自由流临界密度 k_{free} 和最大流量 q_{max} 随着比例增加而增大,不断趋近于滑行道最大容量;由于自由流相态下场面航空器较少,不会产生拥堵,滑行道交通流的自由流速度 v_{free} 是相同的,交通流速度与参数定义的元胞滑行速度一致。

2) 在同步流相态中, q_{out}/q_{in} 比例越大,场面航空器吞吐量增加, q_{syn} 随之增加,航空器能够在较短时间内推进推出,滑行道内累积的航空器数

表6 不同比例下的滑行道交通流关键特征参数

Table 6 Key characteristic parameters of taxiway traffic flow under different ratios

q_{out}/q_{in}	流量/(架次·min ⁻¹)			速度/(m·s ⁻¹)			密度/(架次·km ⁻¹)		
	q_{max}	q_{syn}	q_{jam}	v_{free}	v_{syn}	v_{jam}	k_{free}	k_{syn}	k_{jam}
1.00	0.15			20.0			0.52		
0.20	0.15	0.10	0.10	20.0	7.64	1.07	0.50	0.88	6.21
0.15	0.13	0.05	0.05	20.0	0.88	0.25	0.46	3.77	13.17

量减少,同步流临界密度 k_{syn} 减小;场面航空器不容易积累,航空器不需要制动或减速滑行,大部分航空器能够按照参数设定的速度进行滑行,所以同步流临界速度 v_{syn} 较大。

3) 在阻塞流相态中, q_{out}/q_{in} 比例越大,滑行道内航空器推进推出越多,阻塞流量 q_{jam} 越大;场面中积累的航空器数量随着 q_{out}/q_{in} 增加而减少,所以阻塞流密度 k_{jam} 减小;且受拥挤需要等待的航空器数量越少,所以阻塞流速度 v_{jam} 增加。

综上所述,进场率和离场率决定了滑行道交通流参数之间的关系,同时自由流临界速度、临界密度和同步流临界速度、临界密度等关键特征参数也受其影响。

4 结论

1) 本文结合机场场面布局结构,建立机场场面离散化元胞传输网络,结合 CTM,建立滑行道交通流元胞传输模型,利用 NetLogo 系统动力学仿真平台推演场面滑行道交通流的相态从自由流向拥堵流逐渐演变的过程。

2) 本文分析了滑行道交通流的基本参数间的关系,并根据密度-流量曲线对场面滑行道上的滑行道交通流相态进行划分,阐明了不同相态下滑行道交通流的特性;并且在此基础上进一步探究进场率和离场率对场面滑行道交通流相态的影响。

3) 本文研究可以为由于空中管制或恶劣天气下,离场航空器无法准时离场而导致的场面拥堵情况下,交通流相态演变提供理论基础,在交通流相态特性的基础上,为场面交通管制提供决策支持。

4) 在本文研究的基础上,未来可将交通流宏观模型概念扩展至整个机场场面;逐步健全场面交通流理论,科学地指导智能化场面交通系统的建设发展。

参考文献 (References)

[1] MENON P K, SWERIDUK G D, LAM T, et al. Computer-aided eulerian air traffic flow modeling and predictive control [J].

Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29 (1): 12-19.

[2] MENON P K, SWERIDUK G D, BILIMORIA K. New approach for modeling, analysis and control of air traffic flow [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 737-744.

[3] ROBELIN C, SUN D, WU G, et al. En-route air traffic modeling and strategic flow management using mixed integer linear programming [C] // Proceedings of the 2006 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 5257-5262.

[4] SARAF A P, SLATER L. Adaptive eulerian modeling for air traffic flow management [J]. Journal of Aircraft, 2015, 45(5): 1585-1600.

[5] 许炎, 张洪海, 杨磊, 等. 基于实测数据的终端区空中交通流特性分析 [J]. 交通运输系统工程与信息, 2015, 15(1): 205-211.

XU Y, ZHANG H H, YANG L, et al. Analysis of air traffic flow characteristics in airport terminal area based on observed data [J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2015, 15(1): 205-211 (in Chinese).

[6] 张洪海, 杨磊, 别翌荟, 等. 终端区进场交通流广义跟驰行为与复杂相变分析 [J]. 航空学报, 2015, 36(3): 949-961.

ZHANG H H, YANG L, BIE Y H, et al. Analysis on generalized following behavior and complex phase-transition law of approaching traffic flow in terminal airspace [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 949-961 (in Chinese).

[7] 尹苏皖. 大型机场离场运行分析与机位协同管控研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

YIN S W. Research on departure operation analysis and gate collaborative control at mega-airport [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.

[8] 杨磊, 胡明华, 尹苏皖, 等. 大型繁忙机场场面离场交通流拥堵特征分析 [J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1921-1930.

YANG L, HU M H, YIN S W, et al. Characteristics analysis of departure traffic flow congestion in mega-airport surface [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1921-1930 (in Chinese).

[9] SUN D F, BAYEN A M. A new Eulerian-Lagrangian large-capacity cell transmission model for en route traffic [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(3): 616-628.

[10] 侯文涛. 基于 SIMMOD 仿真的机场拥挤时段推出率控制策略研究 [J]. 中国民航飞行学院学报, 2015, 26(1): 38-42.

HOU W T. Research on strategy of pushback rate control for airport congestion time based on SIMMOD simulation [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2015, 26(1): 38-42 (in Chinese).

[11] ZHANG X H. Analysis of KATL operation simulated by TAAM

- [J]. *Applied Mechanics & Materials*, 2015, 713-715: 1601-1604.
- [12] BRAILSFORD S, CHURILOV L, DANGERFIELD B. Discrete-event simulation and system dynamics for management decision making[M]. Hoboken: Wiley, 2014: 248-279.
- [13] WAI P A, OSTROUKH A V. Development of simulation model mixed system in the AnyLogic software[J]. *International Journal of Advanced Studies*, 2015, 4(4): 48-53.
- [14] LI J, YANG Y, ZHAO Q. Study on passenger flow simulation in urban subway station based on AnyLogic[J]. *Journal of Software*, 2014, 9(1): 140-146.
- [15] CHIACCHIO F, PENNISI M, PENNISI M, et al. Agent-based modeling of the immune system: NetLogo, a promising framework[J]. *Biomed Research International*, 2014, 2014: 907171.
- [16] KAHN K. An Introduction to agent-based modeling: Modeling natural, social, and engineered complex systems with NetLogo[J]. *Physics Today*, 2015, 68(8): 55.

作者简介:

薛清文 女, 博士研究生。主要研究方向: 机场场面优化、智能交通。

陆键 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 智能交通。

姜雨 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机场规划设计与管理。

Aircraft taxiway traffic flow characteristic simulation at large airport

XUE Qingwen¹, LU Jian^{1,*}, JIANG Yu²

(1. The Key Laboratory of Road and Traffic Engineering, Ministry of Education, Tongji University, Shanghai 201804, China;

2. School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Taxiway is the main resource for airport operation, connecting the runway and apron. The specific traffic flow characteristic emerges with the increase of aircraft at the taxiway. The taxiway traffic flow cell transmission model is established by combining cell transmission model (CTM) and operation regulation of taxiway. Based on the system dynamic simulation platform NetLogo, the model is validated by taking the aircraft taxiway operation at a large airport in China as an example. Then the relationships and phase transition among traffic flow parameters are deduced. The study shows that the taxiway traffic flow transfers among three phases: free, synchronized and block flow. Synchronized flow is very sensitive to the density, where the flux decreases from 0.15 to 0.10 flight/min, velocity decreases from 20 to 7.64 m/s with the increase of density. As the ratio of departure rate and arrival rate decreases from 0.2 to 0.15, the critical value of flux drops from 0.15, 0.10 to 0.13, 0.05 flight/min. The critical value of velocity remains the same in free phase, and drops from 7.64, 1.07 to 0.88, 0.25 m/s for synchronized and block flow. The critical value of density drops from 0.50 to 0.46 flight/km in free phase, but increases from 0.88, 6.21 to 3.77, 13.17 flight/km for synchronized and block flow. The study in this paper reveals the evolution mechanism of taxiway traffic flow congestion, which provides the theory basis for the scientific taxiway management and control strategy.

Keywords: taxiway; traffic flow; cell transmission model (CTM); phase transition; NetLogo

Received: 2018-07-02; Accepted: 2018-09-07; Published online: 2018-09-19 15:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180917.1803.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (U1333117)

* Corresponding author. E-mail: jianjohnlu@tongji.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0322

基于相干度优化的极化顺轨干涉 SAR 慢小目标 CFAR 检测

张鹏¹, 张嘉峰², 刘涛^{1,*}

(1. 海军工程大学 电子工程学院, 武汉 430033; 2. 海军作战支援舰第二支队, 舟山 316000)

摘 要: 为改善干涉合成孔径雷达(SAR)系统对慢动小目标的检测性能,研究了全极化顺轨干涉 SAR(AT-POLINSAR)实现慢动目标恒虚警(CFAR)检测的方法。首先,通过对单基线 AT-POLINSAR 的系统设计,明确了其在现有技术条件下的可实现性,并对其信号形式与极化干涉回波进行了建模分析。然后,针对 AT-POLINSAR 6 维极化干涉矢量提出了以背景杂波平均相干度为优化准则的极化降维新方法,构建了一种统计分布类型与单极化干涉数据相同的次优极化标量干涉回波,从而使目前单极化顺轨干涉 SAR(AT-INSAR)慢动目标 CFAR 检测方法可直接扩展至全极化情形。最后,通过检测实验对次优极化与单极化的慢动目标检测性能进行了对比分析。结果表明,次优极化方法能充分利用全极化信息提高 INSAR 对慢小目标的检测概率。

关键词: 极化干涉; 合成孔径雷达; 地面运动目标检测(GMTI); 雷达极化; 顺轨干涉
中图分类号: TN955; TN957.51; TN959.73

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0575-13

地面运动目标检测(Ground Moving Target Indication, GMTI)是合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)遥感领域重要的研究分支^[1]。近年来,随着 SAR 顺轨干涉(Along-Track Interferometry, ATI)理论的逐步完善,基于干涉图的 GMTI 方法因其具有对慢速运动目标的检测能力而备受关注^[2-4]。但现有的、包括干涉图在内的 SAR GMTI 方法在对慢速运动目标尤其是淹没在背景杂波内的慢动小目标进行检测时,仍存在虚警概率与漏检概率高的问题,且最小可检测速度往往高于预期的结果。在经典雷达极化中,全极化雷达已被证明能够检测单极化雷达所检测不到的弱小目标^[5-6],因而利用全极化信息进行 GMTI 或许是解决上述问题的有效手段^[7-10]。

利用全极化 SAR(Polarimetric SAR, POL-SAR)进行 GMTI 的研究分为单通道与多通道 2 类方法。在单通道 POLSAR GMTI 领域,加拿大大学者 Liu^[11-12]提出利用当前分时极化测量体制 POL-SAR 所获取的交叉极化项进行干涉处理以提高运动目标检测性能的方法,并采用 CV-580 SAR 实测全极化数据证明了交叉极化进行 GMTI 的潜力,但本质上这种利用了 HV 与 VH 极化的互易性的方法仍可看作单极化 ATI 方法的拓展。对于多通道 POLSAR GMTI,文献[13]指出利用单航过极化干涉 SAR 进行 GMTI 是未来极化干涉技术的重要应用,并以可测速区间为优化准则对全极化顺轨干涉 SAR(AT-POLINSAR, 添加前缀“AT-”用以区分极化交轨干涉 SAR(POLINSAR))系统进

收稿日期: 2018-06-03; 录用日期: 2018-08-24; 网络出版时间: 2018-09-12 11:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180907.1356.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(61771483)

* 通信作者: E-mail: liutao1018@sina.com

引用格式: 张鹏, 张嘉峰, 刘涛. 基于相干度优化的极化顺轨干涉 SAR 慢小目标 CFAR 检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 575-587. ZHANG P, ZHANG J F, LIU T. Slow and small target CFAR detection of polarimetric along-track interferometric SAR using coherence optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 575-587 (in Chinese).

行了优化设计,但该研究立足于现有的分时极化测量 SAR,并不适用于未来同时极化测量体制且没有对新系统进行具体的检测器设计。文献[7-10]指出具有精确极化散射特性测量能力的同时极化测量技术是未来乃至相当长一段时期内极化测量体制发展的主流趋势,因而开展同时测量 AT-POLINSAR 慢动目标自动检测算法的研究对 POLSAR GMTI 理论体系的建立以及 AT-POLINSAR 系统设计都具有重要的意义。当前可直接用于 AT-POLINSAR 进行 GMTI 的算法主要有 2 类:一是文献[1]提出的基于多频段多孔极化 SAR(MFMA POLSAR)的方法,即通过最优极化干涉理论^[14-16]对 MFMA POLSAR 回波降维后采用杂波对消进行运动目标成像;二是文献[17]提出的利用对数似然比(Likelihood-Ratio Test, LRT)^[18]对目标极化干涉协方差矩阵进行检测的方法。但这 2 种方法都难以推导检测量的统计分布,且依赖于对目标先验信息的获取,不宜扩展成恒虚警(Constant False Alarm Rate, CFAR)检测器。综上所述,为设计实用的 AT-POLINSAR 慢动目标自动检测算法,主要有 2 方面亟待研究的问题:一是建立 POLSAR 顺轨干涉的统计建模与参数估计理论,与传统单极化 ATI 不同的是,全极化 ATI 除考虑同一极化通道内的干涉相干度外,还要额外考虑不同极化通道之间的相干度以充分挖掘运动目标与杂波背景之间的差异;二是构造性能较优且解析门限易于求解的检测量,单极化条件下利用干涉图幅度和相位联合 CFAR 检测量的检测性能较优^[2-4],那么如何将这种方法扩展至全极化或者针对极化矢量干涉回波重新构造新的检测量将是实现慢动目标 CFAR 检测的关键。

针对上述问题,本文首先对单基线 AT-POLINSAR 回波进行建模分析;然后针对其 6 维极化矢量干涉数据,提出基于背景杂波平均相干度最优的降维新方法,从高维干涉矢量中合成出次优极化标量干涉数据,从而可以将单极化顺轨干涉 SAR(AT-INSAR)慢动目标检测算法直接应用到全极化系统进行目标检测;最后,分别采用蒙特卡罗仿真实验与场景检测实验对次优极化、单极化的慢动目标 CFAR 检测进行性能对比。

1 全极化顺轨干涉 SAR 系统

本节基于 MFMA POLSAR^[1]与分时极化 AT-INSAR^[13]的设计思路,提出一种设备复杂度相对较低、可实现度高的单基线 AT-POLINSAR 的新系

统。基于对系统工作方式、天线收发模式与信号形式的设计,建立了极化矢量干涉模型,将 SAR 单极化顺轨干涉扩展成全极化矢量干涉。本节的 AT-POLINSAR 的信号模型可扩展到 MFMA POLINSAR,同时,矢量干涉模型也适用于分时极化测量顺轨干涉 SAR。

1.1 AT-POLINSAR 系统信号与回波建模

图 1 为单基线 AT-POLINSAR 系统的成像几何示意图,设雷达平台在高度为 H 的直线轨迹以速度 v_p 匀速飞行,沿雷达平台运动方向配置 2 副相同的全极化天线分别作为前、后向干涉通道 m 和 s ,并在不同的方位采样时刻同时发射 h 极化与 v 极化状态的正交波形,从而在 h, v 极化天线之间形成了共同的物理干涉基线 $2L_b$ 。关于天线工作方式,本文假设 2 副天线按照“乒乓”模式工作,即 2 副天线轮流发射全极化信号并同时接收极化回波,相较于全孔径发射子孔径接收的方案,这种方式在基线配置、系统实现等方面具有更高的灵活性^[19]。

图 1 中, β 为合成孔径雷达下视角, R_s 为雷达成像斜距, θ 为斜视角, L_b 为基线长度, v_p 为平台运动速度,设雷达平台运动方向(方位向)为 x 轴正方向,设地距方向为 y 轴正方向。在 $t=0$ 时刻,前向干涉通道 m 的天线相位中心的坐标为 $(0,0,H)$,后向干涉通道 s 的天线相位中心的坐标为 $(-L_b,0,H)$,设目标以初始坐标 $T_0(x_0, y_0, 0)$ 作匀速直线运动,其方位向与距离向的速度分量分别为 v_x, v_y 。 m 通道天线发射全极化线性调频(Linear Frequency Modulation, LFM)信号 $s = [s_h(\tau), s_v(\tau)]^T$ ^[9-10], $s_h(\tau)$ 与 $s_v(\tau)$ 分别为水平、垂直极化,两者相互正交,且具有如下的共同形式:

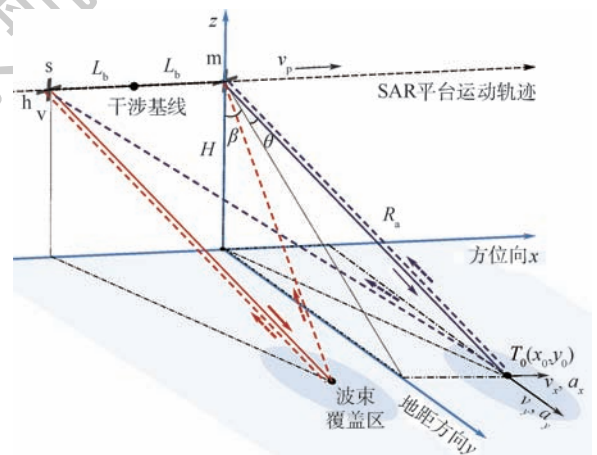


图 1 单基线 AT-POLINSAR 成像几何示意图

Fig. 1 Geometry schematic diagram of single-baseline AT-POLINSAR acquisition

$$s(\tau) = \operatorname{Re}\left\{\exp\left[j2\pi\left(f_c\tau + \frac{K_r}{2}\tau^2\right)\right]\right\} \quad |\tau| < \frac{T_p}{2} \quad (1)$$

式中: τ 为合成孔径处理的快时间; f_c 为发射信号载频; K_r 为线性调频率; T_p 为脉冲宽度; $|\cdot|$ 表示取绝对值算; $\operatorname{Re}\{\cdot\}$ 表示取实部运算。为讨论方便,下文 SAR 信号处理时不区分极化状态。发射信号 $s(\tau)$ 目标 T_0 散射后分别由 m, s 通道的全极化天线进行接收。

$$s_{xyi}(t, \tau) = A_{xy} s_y(\tau - \tau_{di}) = A_{xy} \exp\left\{j2\pi\left[f_c(\tau - \tau_{di}) + \frac{K_r}{2}(\tau - \tau_{di})^2\right]\right\} \quad (2)$$

其中: $s_{xyi}(t, \tau)$ 表示 i 通道 x 极化天线接收到的 y 极化状态发射信号的回波, t 为慢时间, $x, y \in \{h, v\}$, $i \in \{m, s\}$, 这里 h, v 表示极化状态, m, s 则表示干涉通道类型; A_{xy} 为目标散射系数; τ_{di} 为 i 通道接收到回波的时延,若 t 时刻目标与 m 通道和 i 通道天线相位中心的瞬时斜距分别为 $R_{Tm}(t)$ 与 $R_{Ti}(t)$, 则 $\tau_{di} = (R_{Tm}(t) + R_{Ti}(t))/c$, c 为光速。对 i 通道回波进行距离压缩,可以得到

$$s_{xyi}(t, \tau) = A_{xy} \exp\left[-j2\pi \frac{R_{Tm}(t) + R_{Ti}(t)}{\lambda}\right] \cdot \operatorname{sinc}(\pi K_r T_r (\tau - \tau_{di})) \quad (3)$$

其中: $\operatorname{sinc}(\cdot)$ 表示冲激响应函数; T_r 为脉冲重复时间; λ 为载波波长,对瞬时斜距进行抛物线近似^[20], i 通道回波的相位即为

$$\varphi_i(t) = 2\pi \frac{R_{Tm}(t) + R_{Ti}(t)}{\lambda} = \frac{4\pi R_0}{\lambda} - \frac{2\pi}{R_0 \lambda} \{v_p^2 t^2 + 0.5L_b^2 m_i^2 + v_p t m_i L_b + v_x t m_i L_b + x_0 m_i L_b + 2[x_0(v_x + v_p) + y_0 v_y]t + (v_x^2 + v_y^2 + 2v_p v_x)t^2\} \quad (4)$$

式中: R_0 为最短距离^[20], m_i 的下标 $i = m$ 或 s , $m_m = 0, m_s = 1$ 。对式(4)的信号进行方位向压缩,并忽略幅度系数,可以得到目标在目标存在的某一固定距离单元内的复图像为

$$s_{xyi}(u) = \exp\left(-j \frac{4\pi R_0}{\lambda} - j \frac{2\pi}{R_0 \lambda} m_i x_0 L_b\right) \delta(u - u_{x_0} - \Delta u) \quad (5)$$

其中: u 为方位向像素; u_{x_0} 为静止目标方位向像素位置; $\Delta u = \Delta X / \Delta R_x$ 为目标偏移像素数, ΔR_x 为方位向分辨率, ΔX 为方位向偏移距离,且 $\Delta X = (x_0 v_x + y_0 v_y) / v_p$ 。再对前后通道各极化回波进行干涉处理可得

$$I_{xy-xy}(u) = \exp\left(j \frac{2\pi}{\lambda} \cdot \frac{2y_0 v_y}{R_0} \cdot \frac{L_b}{v_p}\right) \cdot$$

$$\operatorname{sinc}\left(\frac{2\pi}{\lambda} \left\{v_p^2 \left[\left(\frac{u}{v_p} - T_{02}\right) / R_0 + \frac{2y_0 v_y}{R_0}\right] T_a\right\} T_a^2\right) \quad (6)$$

式中: $I_{xy-xy}(u)$ 也被称为 ATI 干涉图; T_a 为合成孔径时间,从式(6)可得目标的干涉相位 φ_i 表达式为

$$\varphi_i = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot \frac{2y_0 v_y}{R_0} \cdot \frac{L_b}{v_p} \approx \frac{4\pi}{\lambda} v_r \frac{L_b}{v_p} \quad (7)$$

式中: v_r 为径向速度。以上是 m 通道天线发射、 s 通道天线接收情形下天线接收回波信号情况,若 s 通道天线发射、 m 通道天线接收,则其干涉基线将变为 $2L_b$, $\varphi_i' = 2\varphi_i$ 。相对于天线全孔径发射、子孔径接收的方案而言,采用“乒乓”工作模式可使信号处理变得更加灵活,且根据实际应用选取基线的长短类型。上述工作模式不仅适用于同时极化 AT-INSAR,也适用于分时极化 AT-INSAR 系统;在当前技术条件下,若忽略分时极化体制对散射矩阵测量结果的影响^[7-8],则无需重新设计 AT-POLINSAR 即可利用两极化 SAR 沿航向配置并交替发射全极化信号进行 ATI,这种方案尤其适用于具有固定轨道的星载 SAR 进行顺轨干涉。

1.2 AT-POLINSAR 系统极化矢量干涉模型

由上述分析,2 种极化状态的回波经过前后干涉通道的 h 极化与 v 极化天线接收后,可分别在前后干涉通道内测量到 2 个 2×2 极化散射矩阵 $[S]_m$ 与 $[S]_s$ 。为从极化散射矩阵获取干涉相位信息^[14]并获取更高阶的统计量,通常需要先将对散射矩阵向量化,这里采用字典式基 Ψ_L 对 S 进行基变换,得到前后干涉通道所获取的极化矢量分别为 $k_m = \operatorname{tr}([S]_m \Psi_L) = [S_{hhm} \quad \sqrt{2}S_{hvm} \quad S_{vmm}]^T$ 、 $k_s = \operatorname{tr}([S]_s \Psi_L) = [S_{hhs} \quad \sqrt{2}S_{hvs} \quad S_{vss}]^T$, $S_{xyi}(x, y \in \{h, v\}; i \in \{m, s\})$, 表示 $[S]_i$ 的 xy 极化状态散射回波。参考单极化标量干涉,可以定义 6 维极化干涉矢量 $k = [k_m \quad k_s]^T$, 本文假定 k 服从复高斯分布,概率密度函数(PDF)为

$$p(k) = \frac{1}{\pi^q |\hat{C}|} \cdot \exp(-k^H \hat{C}^{-1} k) \quad (8)$$

式中:上标 H 表示复共轭转置; $|\cdot|$ 为秩运算; $q = 6$, 为散射矢量维数; \hat{C} 为极化干涉协方差矩阵 C 的统计平均,包含了 AT-POLINSAR 系统所获取的信息, \hat{C} 可由散射矢量的外积运算 $\langle k \times k^H \rangle$ 得到:

$$\hat{C} = \left\langle \begin{bmatrix} k_m \\ k_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_m^H & k_s^H \end{bmatrix} \right\rangle = \begin{bmatrix} \langle k_m k_m^H \rangle & \langle k_m k_s^H \rangle \\ \langle k_s k_m^H \rangle & \langle k_s k_s^H \rangle \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{C}_{11} & \hat{\Omega}_{12} \\ \hat{\Omega}_{21} & \hat{C}_{22} \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中: $\langle \cdot \rangle$ 表示统计平均, $\hat{\mathbf{C}}_{11} = \langle \mathbf{k}_m \mathbf{k}_m^H \rangle$ 与 $\hat{\mathbf{C}}_{22} = \langle \mathbf{k}_s \mathbf{k}_s^H \rangle$ 可分别看作前后干涉通道的极化协方差矩阵, 二者与 $\hat{\mathbf{C}}$ 均为半正定厄米特矩阵, 但对于包含了不同极化状态之间干涉相关性的相干矩阵 $\hat{\mathbf{\Omega}}_{12}$ 、 $\hat{\mathbf{\Omega}}_{21}$ 而言, 却往往不满足正定的要求。现假设

干涉通道 i 在 xy 极化状态下获取的雷达散射截面积 (RCS) 为 $\sigma_{xyi} \{xy \in \{hh, hv, vv\}; i \in \{m, s\}\}$, 利用前向通道 hh 极化状态下的 RCS σ_{hhm} , 可将 \mathbf{C} 表示成式 (10) 所示的展开形式。很明显, 通过式 (10) 能够更方便地阐述 \mathbf{C} 的物理意义。

$$\mathbf{C} = \sigma_{hhm} \begin{bmatrix} 1 & \rho_{2m} \sqrt{2\varepsilon_m} & \rho_{1m} \sqrt{\gamma_m} & c_{11} \sqrt{\beta} & c_{12} \sqrt{2\varepsilon_s} & c_{13} \sqrt{\gamma_s} \\ \rho_{2m}^* \sqrt{2\varepsilon_m} & 2\varepsilon_m & \rho_{3m} \sqrt{2\varepsilon_m \gamma_m} & c_{21} \sqrt{2\beta\varepsilon_m} & 2c_{22} \sqrt{\varepsilon_m \varepsilon_s} & c_{23} \sqrt{2\varepsilon_m \gamma_s} \\ \rho_{1m}^* \sqrt{\gamma_m} & \rho_{3m}^* \sqrt{2\varepsilon_m \gamma_m} & \gamma_m & c_{31} \sqrt{\beta\gamma_m} & c_{32} \sqrt{2\gamma_m \varepsilon_s} & c_{33} \sqrt{\gamma_m \gamma_s} \\ c_{11}^* \sqrt{\beta} & c_{21}^* \sqrt{2\beta\varepsilon_m} & c_{31}^* \sqrt{\beta\gamma_m} & \beta & \rho_{2s} \sqrt{2\beta\varepsilon_s} & \rho_{1s} \sqrt{\beta\gamma_s} \\ c_{12}^* \sqrt{2\varepsilon_s} & 2c_{22}^* \sqrt{\varepsilon_m \varepsilon_s} & c_{32}^* \sqrt{2\gamma_m \varepsilon_s} & \rho_{2s}^* \sqrt{2\beta\varepsilon_s} & 2\varepsilon_s & \rho_{3s} \sqrt{\varepsilon_s \gamma_s} \\ c_{13}^* \sqrt{\gamma_s} & c_{23}^* \sqrt{2\varepsilon_m \gamma_s} & c_{33}^* \sqrt{\gamma_m \gamma_s} & \rho_{1s}^* \sqrt{\beta\gamma_s} & \rho_{3s}^* \sqrt{2\varepsilon_s \gamma_s} & \gamma_s \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中: $\varepsilon_m = \frac{\sigma_{hvm}}{\sigma_{hhm}}, \gamma_m = \frac{\sigma_{vvm}}{\sigma_{hhm}}, \rho_{1m} = \frac{\langle S_{hhm} S_{vvm}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhm} \sigma_{vvm}}}$,
 $\rho_{2m} = \frac{\langle S_{hhm} S_{hvm}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhm} \sigma_{hvm}}}, \rho_{3m} = \frac{\langle S_{hvm} S_{vvm}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hvm} \sigma_{vvm}}}, \beta = \frac{\sigma_{hhs}}{\sigma_{hhm}}, \varepsilon_s = \frac{\sigma_{hvs}}{\sigma_{hhm}}, \gamma_s = \frac{\sigma_{vvs}}{\sigma_{hhm}}, \rho_{1s} = \frac{\langle S_{hhs} S_{vvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhs} \sigma_{vvs}}}, \rho_{2s} = \frac{\langle S_{hhs} S_{hvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhs} \sigma_{hvs}}}$,
 $\rho_{3s} = \frac{\langle S_{hvs} S_{vvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hvs} \sigma_{vvs}}}, c_{11} = \frac{\langle S_{hhm} S_{hhs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhm} \sigma_{hhs}}}, c_{12} = \frac{\langle S_{hhm} S_{hvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhm} \sigma_{hvs}}}$,
 $c_{13} = \frac{\langle S_{hhm} S_{vvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hhm} \sigma_{vvs}}}, c_{21} = \frac{\langle S_{hvm} S_{hhs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hvm} \sigma_{hhs}}}, c_{22} = \frac{\langle S_{hvm} S_{hvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hvm} \sigma_{hvs}}}$,
 $c_{23} = \frac{\langle S_{hvm} S_{vvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{hvm} \sigma_{vvs}}}, c_{31} = \frac{\langle S_{vvm} S_{hhs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{vvm} \sigma_{hhs}}}, c_{32} = \frac{\langle S_{vvm} S_{hvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{vvm} \sigma_{hvs}}}$,
 $c_{33} = \frac{\langle S_{vvm} S_{vvs}^* \rangle}{\sqrt{\sigma_{vvm} \sigma_{vvs}}}$; 上标 * 表示复共轭运算; 系数 β

$$p(\mathbf{C}) = \frac{n^{nq} |\mathbf{C}|^{n-q} \exp[-n \cdot \text{tr}(\hat{\mathbf{C}}_c^{-1} \mathbf{C})]}{\pi^{q(q-1)/2} \Gamma(n) \cdots \Gamma(n-q+1) |\mathbf{C}|^n} \quad (12)$$

式中: $\Gamma(\cdot)$ 为不完全伽马函数; n 为多视处理时的名义视图数; $\hat{\mathbf{C}}_c^{-1}$ 为干涉协方差矩阵 \mathbf{C} 的统计平均取逆的结果。式 (10) ~ 式 (12) 用于产生 AT-POLINSAR 分布式杂波或者目标的仿真图像。

2 极化矢量干涉降维

由第 1 节的信号模型可知, 相较于传统的极化 SAR 或干涉 SAR, AT-POLINSAR 信号处理维度急剧增加, 为从其回波中检测出运动目标并估计运动状态, 需要对高维极化干涉矢量数据进行降维处理, 本节在回顾经典的最优化干涉降维方法的基础上, 提出了一种新的次优化干涉降维方法。

2.1 经典最优极化干涉降维方法

对极化矢量进行降维处理并定义一种“新的单极化”状态^[14-15], 可得到前后干涉通道的标量图像分别为 $\mu_m = \mathbf{w}_m^H \mathbf{k}_m$ 与 $\mu_s = \mathbf{w}_s^H \mathbf{k}_s$ 。 \mathbf{w}_m 与 \mathbf{w}_s 分别为两通道各自的加权矢量, μ_m 和 μ_s 为两通道新生成的组合极化状态, 根据 μ_m 与 μ_s 可以进行标量干涉运算, 可以导出 2×2 的半正定厄米特矩阵 \mathbf{J} 具有如下的形式:

能够控制前后向干涉通道的功率均衡性; $\rho_{ji} \{j = 1, 2, 3; i \in \{m, s\}\}$ 为极化通道之间固有的极化相干度, $c_{jk} \{j = 1, 2, 3; k = 1, 2, 3\}$ 则表示前后干涉通道不同极化状态之间的干涉相干度, 为表示方便, 可将 c_{jk} 包含于矩阵 \mathbf{R} 中

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

采用 \mathbf{R} 进行表示的优势在于能够同时分析极化通道与干涉通道之间的相干度, 且二者都能用于区分运动目标与静止目标。因而, 对于单极化 SAR ATI 来说, 以 hh 极化回波 (h 极化发射, h 极化接收) 为例, 只需要考虑 c_{11} 、 c_{33} 即可。在式 (9) 的复高斯分布假设下, \mathbf{C} 将服从复 Wishart 分布^[5-6]:

$$\mathbf{J} = \left\langle \begin{bmatrix} \mu_m \\ \mu_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_m^* & \mu_s^* \end{bmatrix} \right\rangle = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_m^H \mathbf{C}_{11} \mathbf{w}_m & \mathbf{w}_m^H \mathbf{\Omega}_{12} \mathbf{w}_s \\ \mathbf{w}_s^H \mathbf{\Omega}_{21} \mathbf{w}_m & \mathbf{w}_s^H \mathbf{C}_{22} \mathbf{w}_s \end{bmatrix} \quad (13)$$

式 (13) 即为全极化矢量干涉的一般表达式, 通过其可以充分利用极化矢量提高干涉数据的质量。从式 (13) 中还可以提取出极化干涉图为 $I = \mu_m \mu_s^* = \mathbf{w}_m^H \mathbf{\Omega}_{12} \mathbf{w}_s$, 并可以估计出标量的极化干涉

相位为 $\varphi_i = \arg(\mu_m \mu_s^*) = \arg(\mathbf{w}_m^H \boldsymbol{\Omega}_{12} \mathbf{w}_s)$, 通过 φ_i 可以定量地反映目标的运动状态(为简化讨论的复杂性, 本文在研究时暂不考虑相位模糊的问题), 将 φ_i 代入式(7)可得目标径向速度 \hat{v}_r 以及方位向位置偏移 $\Delta X = -(\hat{v}_r/v_p) R_a$ 。在 SAR ATI 理论中, 另外一个关键参数是干涉相干度, 其反映了干涉系统所能获取的干涉相位 φ_i 的估计精度。对于极化干涉而言, 可通过对 μ_m 和 μ_s 的复相关计算相关性:

$$\rho = \frac{|\langle \mu_m \mu_s^* \rangle|}{\sqrt{\langle \mu_m \mu_m^* \rangle \langle \mu_s \mu_s^* \rangle}} = \frac{|\langle \mathbf{w}_m^H \boldsymbol{\Omega}_{12} \mathbf{w}_s \rangle|}{\sqrt{\langle \mathbf{w}_m^H \mathbf{C}_{11} \mathbf{w}_m \rangle \langle \mathbf{w}_s^H \mathbf{C}_{22} \mathbf{w}_s \rangle}} \quad (14)$$

对于式(14)需要说明的是, 相干度的任意损失都将引起干涉相位差估计精度的下降, 因而“信号 s_1 之间的与 s_2 相干度 ρ 越大, 干涉相位 φ_i 的估计就越准确”^[11]。为获得最大相干度 ρ_{\max} , Cloude 和 Papathanassiou^[14] 首次提出通过式(15)求解最优权矢量 \mathbf{w}_m 与 \mathbf{w}_s 的方法:

$$\begin{cases} \mathbf{C}_{22}^{-1} \boldsymbol{\Omega}_{12}^H \mathbf{C}_{11}^{-1} \boldsymbol{\Omega}_{12} \mathbf{w}_s = \lambda_1 \lambda_2^* \mathbf{w}_s \\ \mathbf{C}_{11}^{-1} \boldsymbol{\Omega}_{12} \mathbf{C}_{22}^{-1} \boldsymbol{\Omega}_{12}^H \mathbf{w}_m = \lambda_1 \lambda_2^* \mathbf{w}_m \end{cases} \quad (15)$$

通过式(15), 可以求得 \mathbf{k}_m 与 \mathbf{k}_s 的最优加权矢量分别为 $\mathbf{w}_{m, \text{opt}}$ 与 $\mathbf{w}_{s, \text{opt}}$, 利用最优权矢量加权得到的新的合成极化状态 $\mu_{m, \text{opt}}$ 与 $\mu_{s, \text{opt}}$ 称为最优极化, 同样还可得到最优干涉矩阵 \mathbf{J}_{opt} , 最优干涉图 I_{opt} 以及最优干涉相位 $\varphi_{i, \text{opt}}$ 。

2.2 基于背景杂波平均相干度最优的次优极化干涉降维新方法

传统的干涉图模型之所以不再适用于最优极化状态, 是因为极化矢量 \mathbf{k}_m 和 \mathbf{k}_s 最优加权矢量 $\mathbf{w}_{m, \text{opt}}$ 与 $\mathbf{w}_{s, \text{opt}}$ 是从每一像素单元逐一计算得到的^[16], 而这种非线性的加权系数会严重影响最优干涉图的分布类型和分布函数的复杂度。但如果对整副全极化图像采用统一的线性加权矢量进行降维, 分布推导的问题将可得到简化, 但线性加权矢量的选取并不是任意的, 其必须满足一定的准则。本文为对极化数据线性降维处理并使其降维后的杂波背景区域仍然能够像最优干涉那样达到较高的相干度, 提出了针对背景杂波的次优干涉相干度准则(Suboptimal Interferometric Coherence Principle, SICP)。

假设待检测场景具有均匀的杂波背景, AT-POLINSAR 能先后从前、后向干涉通道中获取该区域的两幅极化 SAR 图像单视(SLC)数据。令两极化干涉通道的线性加权矢量分别为 $\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}$

和 $\mathbf{w}_{s, \text{subopt}}$, 可得加权后前、后向干涉通道的标量图像分别为 $\mu_{m, \text{subopt}} = \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \mathbf{k}_m$ 、 $\mu_{s, \text{subopt}} = \mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H \mathbf{k}_s$, 将二者进行标量干涉运算, 可得 2×2 的半正定厄米特矩阵:

$$\mathbf{J}_{\text{subopt}} = \langle \boldsymbol{\mu} \boldsymbol{\mu}^H \rangle = \begin{bmatrix} J_{11} & \sqrt{J_{11} J_{22}} \rho e^{j\theta} \\ \sqrt{J_{11} J_{22}} \rho e^{-j\theta} & J_{22} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: $\boldsymbol{\mu} = [\mu_{m, \text{subopt}} \quad \mu_{s, \text{subopt}}]^T$; θ 为潜在的干涉相位, 对于静止杂波背景 $\theta = 0$, 对于运动目标 θ 与其径向速度有关。由式(16), 定义杂波背景区域的平均相干度为

$$\bar{\rho}_c = \frac{|\langle \mu_{m, \text{subopt}} \mu_{s, \text{subopt}}^* \rangle|}{\sqrt{\langle \mu_{m, \text{subopt}} \mu_{m, \text{subopt}}^* \rangle \langle \mu_{s, \text{subopt}} \mu_{s, \text{subopt}}^* \rangle}} = \frac{|\langle \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \boldsymbol{\Omega}_{c, 12} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} \rangle|}{\sqrt{\langle \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \mathbf{C}_{c, 11} \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} \rangle \langle \mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H \mathbf{C}_{c, 22} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} \rangle}} = \frac{\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{c, 12} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}}}{\sqrt{(\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \hat{\mathbf{C}}_{c, 11} \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}) (\mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H \hat{\mathbf{C}}_{c, 22} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}})}} \quad (17)$$

同式(9), $\hat{\boldsymbol{\Omega}}_{c, 12}$ 、 $\hat{\mathbf{C}}_{c, 11}$ 、 $\hat{\mathbf{C}}_{c, 22}$ 分别为背景杂波区域 6×6 极化干涉协方差的估计 $\hat{\mathbf{C}}_c$ 中副对角线干涉矩阵和主对角线的协方差矩阵。为使 $\bar{\rho}_c$ 达到最大, 采用拉格朗日乘法, 定义优化函数 L_c 为

$$L_c = \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{c, 12} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} + \lambda_1 (\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H \hat{\mathbf{C}}_{c, 11} \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} - C_1) + \lambda_2 (\mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H \hat{\mathbf{C}}_{c, 22} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} - C_2) \quad (18)$$

对其求偏导, 得

$$\begin{cases} \partial L_c / \partial \mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H = \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{c, 12} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} + \lambda_1 \hat{\mathbf{C}}_{c, 11} \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} = 0 \\ \partial L_c / \partial \mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H = \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{c, 12}^H \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} + \lambda_2 \hat{\mathbf{C}}_{c, 22} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} = 0 \end{cases} \quad (19)$$

式中: λ_1 与 λ_2 分别为引入的拉格朗日乘数。令式(19)中 L_c 的偏导为 0 求解 $\bar{\rho}_c$ 的最优结果, 将上述问题转化为式(20)所示的特征值求解问题:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{C}}_{22}^{-1} \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{12}^H \hat{\mathbf{C}}_{11}^{-1} \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{12} \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} = \lambda_1 \lambda_2^* \mathbf{w}_{s, \text{subopt}} \\ \hat{\mathbf{C}}_{11}^{-1} \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{12} \hat{\mathbf{C}}_{22}^{-1} \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{12}^H \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} = \lambda_1 \lambda_2^* \mathbf{w}_{m, \text{subopt}} \end{cases} \quad (20)$$

根据式(20)的特征值解 λ_1 和 λ_2 , 即可定义公共特征值 $\Lambda = \lambda_1 \lambda_2^*$, 那么 $\bar{\rho}_{c, \max} = \sqrt{\Lambda}$, λ_1 和 λ_2 对应的特征矢量 $\mathbf{w}_{s, \text{subopt}}$ 与 $\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}$ 即为所求的线性加权矢量。本文将这种以杂波背景平均相干度最优的准则称为 SICP, 并将 $\mathbf{w}_{s, \text{subopt}}$ 与 $\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}$ 对 \mathbf{k}_m 和 \mathbf{k}_s 进行线性加权所得标量结果定义为次优极化。

下面讨论次优极化的统计特性。加权后杂波次优极化干涉矢量 $\boldsymbol{\mu}_c = [\mu_{m, \text{subopt}} \quad \mu_{s, \text{subopt}}]^T = \mathbf{L}^H \cdot$

\mathbf{k}_c , \mathbf{L} 为对角阵, $\mathbf{L} = \text{diag}(\mathbf{w}_{m, \text{subopt}}^H, \mathbf{w}_{s, \text{subopt}}^H)$; 根据文献[21]的结论可知 $\boldsymbol{\mu}_c$ 亦服从复高斯分布:

$$p(\boldsymbol{\mu}_c) = \frac{1}{\pi^q |\hat{\mathbf{J}}_{c, \text{subopt}}|} \cdot \exp(-\boldsymbol{\mu}^H \hat{\mathbf{J}}_{c, \text{subopt}}^{-1} \boldsymbol{\mu}) \quad (21)$$

式中: 上标 $q=2$, 表示干涉矢量的维数; $\hat{\mathbf{J}}_{c, \text{subopt}}$ 为背景杂波区域次优极化干涉协方差矩阵 $\mathbf{J}_{c, \text{subopt}}$ 的估计值, $\mathbf{J}_{c, \text{subopt}} = \mathbf{L}^H \mathbf{C}_c \mathbf{L}$, $\hat{\mathbf{J}}_{c, \text{subopt}} = \mathbf{L}^H \hat{\mathbf{C}}_c \mathbf{L}$ 。由式(21), 多视 $\mathbf{J}_{c, \text{subopt}}$ 同样将服从式(12)所示的复 Wishart 分布, 从而次优极化干涉图 $I_{c, \text{subopt}}$ 的归一化幅度 ξ 与相位 ψ 分布类型亦与单极化条件下干涉图的幅度、相位分布相同^[2], 即

$$p(\xi) = \frac{4n^{n+1} \xi^n}{\Gamma(n)(1-|\hat{\rho}|^2)} I_0\left(\frac{2|\hat{\rho}|n\xi}{1-|\hat{\rho}|^2}\right) K_{n-1}\left(\frac{2n\xi}{1-|\hat{\rho}|^2}\right) \quad (22)$$

$$p(\psi - \theta) = \frac{\Gamma(n+0.5)(1-|\hat{\rho}|^2)|\hat{\rho}|\cos(\psi - \theta)}{2\sqrt{\pi}\Gamma(n)(1-|\hat{\rho}|^2\cos^2(\psi - \theta))^{n+0.5}} + \frac{(1-|\hat{\rho}|^2)^n}{2\pi} {}_2F_1(n, 1; 0.5; |\hat{\rho}|^2|\cos^2(\psi - \theta)) \quad (23)$$

式(22)中: $I_0(\cdot)$ 与 $K_{n-1}(\cdot)$ 分别为第 1 类和第 2 类修正的贝塞尔函数, 二者的阶数分别为 0 阶与 $n-1$ 阶^[22]。式(23)中: $-\pi < \psi \leq \pi$; ${}_2F_1$ 为广义超几何函数, 分布函数的最大取值是 $\psi = \theta$, 对于静止杂波背景而言 $\theta = 0$ rad。对 AT-PO-LINSAR 分布式杂波进行仿真, 可以得到式(22)和式(23)的理论 PDF 曲线对实验数据统计直方图, 拟合效果如图 2(a) 和 (b) 所示, 由图可见单极化干涉图统计分布理论对次优极化的适用性。文献[23]对基于干涉图的自动检测算法进行了研究, 提出了检测性能较优的利用幅度相位进行联合检测的 M&P 检测量并推导了检测量所服从的 S 分布[见文献[23]式(6)~式(13)]。本文将 M&P 检测量应用于次优极化干涉图幅度、相位并将其命名为次优极化检测量(SICD), 采用仿真实验可以得到 S 分布对次优极化 SICD 检测量的统计分布拟合效果如图 2(c) 所示。

图 2(a)~(c) 所示的拟合效果充分验证了式(21)结论的正确性, 表明次优极化干涉与单极化干涉具有相同的统计分布类型, 因而可直接将单极化多通道 SAR 慢动目标检测方法应用到次优极化进行慢动目标 CFAR 检测。图 2(d) 为仿真得到的各单极化状态、最优极化状态、次优极化状态的相干度统计分布, 由图可知, 次优极化同样能够达到较高的相干度, 从而可以提高分布式杂

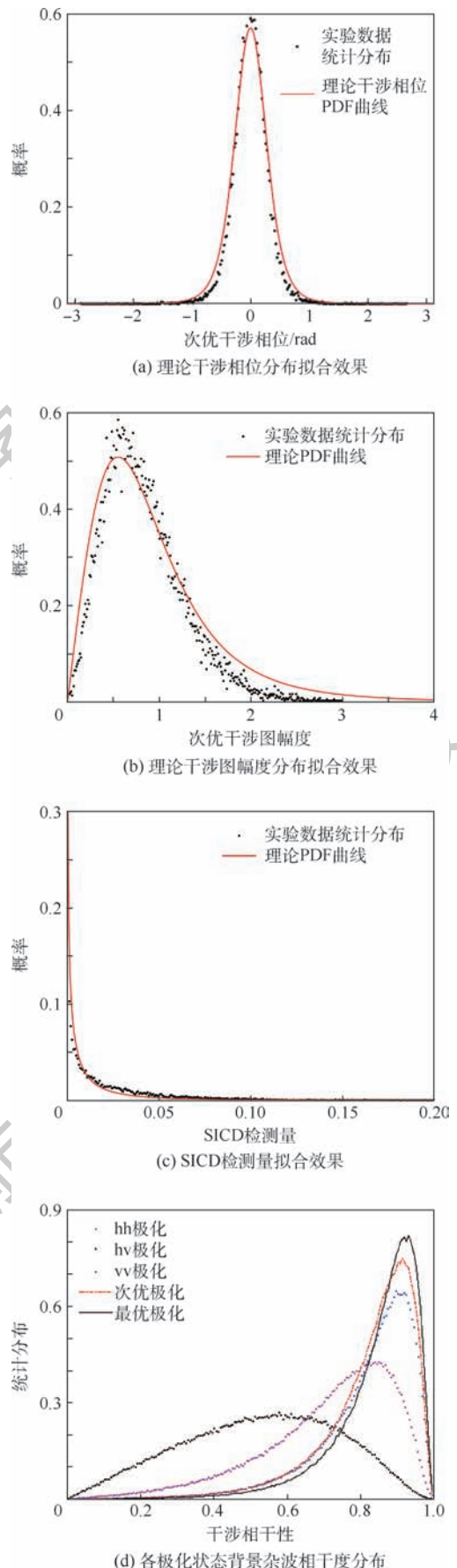


图 2 次优极化统计分布

Fig. 2 Statistical distribution of suboptimal polarization

波背景的相位估计精度。

图 3 为 hh 单极化与次优极化的干涉图在极坐标系下的二维分布散点图(图中径向表示相干度幅度,紫色数字标注),从图中也看出上述结论。对比图 3(a)、(b)可以发现,次优干涉图的杂波分布比较集中,与目标之间的区分度明显提高,这也是次有干涉准则能够利用全极化优势以提高检测性能的原因。但需要注意的是,由于目标采用了与杂波相同的加权系数,其相干度往往不能达到最优,干涉相位中心也会发生随机的偏移,目标干涉相干度与相估计中心偏移的方向、大小与杂波特性密切相关,但总的来说,采用这种降维方式可较充分地利用全极化信息以提高运动目标检测时的信杂比。

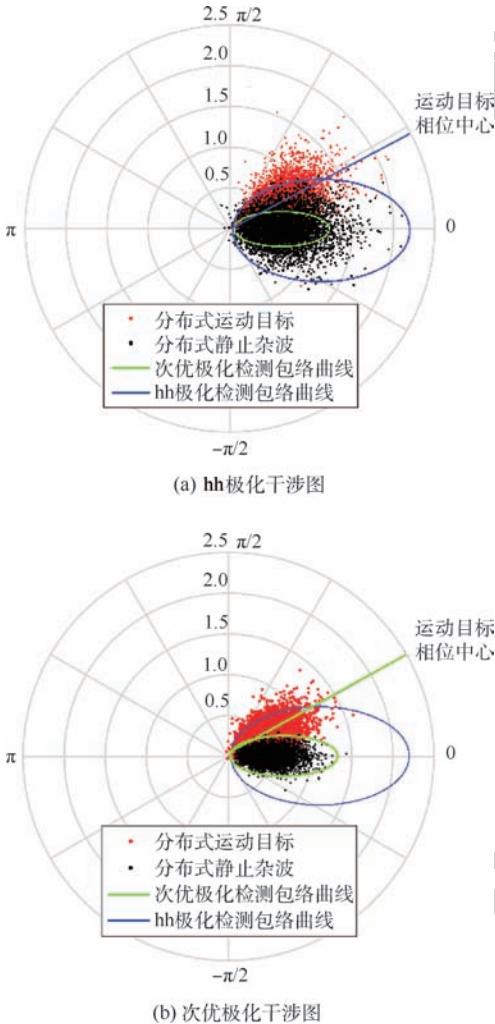


图 3 干涉图二维散布特性

Fig. 3 2D scatter characteristics of interferograms

3 AT-POLINSAR 慢小目标 CFAR 检测

3.1 基于 SICP 的慢小目标 CFAR 检测流程

第 2 节讨论了次优极化的统计特性及干涉图

散布特性,结果表明现有单极化 AT-INSAR 慢动目标 CFAR 检测方法亦适用于次优极化,因而采用 SICP 准则对 AT-POLINSAR 进行慢动目标检测的流程可归纳为图 4 所示。

如图 4 所示,检测时首先针对前后干涉通道的 SLC 数据划分保护区域和协方差矩阵估计区域,并从中估计出前后干涉通道的杂波的多视协方差矩阵 $\hat{C}_{c,m}$ 与 $\hat{C}_{c,s}$ (通过实验发现,对协方差矩阵估计时采用 64 个样本(即采用 8×8 估计窗口),即可达到较优的估计精度),然后进行如下运算:

1) 利用干涉协方差矩阵估计结果 $\hat{C}_{c,m}$ 与 $\hat{C}_{c,s}$ 对协方差矩阵进行估计,代入到式(20),将其矢量解分别作为次优加权矢量 $w_{m,subopt}$ 与 $w_{s,subopt}$ 。

2) 将 $w_{m,subopt}$ 与 $w_{s,subopt}$ 分别应用到前后通道的全极化图像,矢像加权结果作为“次优极化”输出,即 $\mu_{m,subopt}$ 与 $\mu_{s,subopt}$ 。

3) 对前后干涉通道应用慢动目标检测算法进行慢动目标检测。

3.2 检测实验与结果

3.2.1 蒙特卡罗仿真实验

为检验次优极化的检测性能,首先将次优检测与单极化检测、全极化 LRT 方法^[17]进行性能对比。采用蒙特卡罗实验,对文献[23]中单极化干涉相位检测器、天线相位中心偏置(DPCA)检测器、双曲线检测器以及 M&P 检测器应用到次优极化时的检测性能接收机工作特性(ROC)曲线进行仿真分析。实验前首先需要 AT-POLINSAR 进行数据仿真,本文借鉴了文献[24]的数据生成方法对 AT-POLINSAR 分布式杂波与目标数据进行仿真:即产生 6 维相互独立的复高斯分布数据后对其进行二维相关滤波得到服从 6 维联合复高斯分布的干涉矢量回波序列。但与文献[24]不同的是,本文采用特征值分解方法代替 Cholesky 分解方法进行 6 维复高斯分布序列的产生,从而降低了对干涉协方差矩阵正定性的要求,只需要满足半正定即可对分布式目标或杂波的回波数据进行仿真。为使比较更有针对性,数据仿真的关键参数参考文献[17]进行设置,信杂比(Target-to-Clutter Ratio, TCR)、目标运动速度等参数如表 1 所示,其中雷达平台运动速度为 126 m/s,重复观测时间为 1.6 ms。

表 1 中,TCR 为 hh 极化状态下的目标与杂波的回波 RCS 之比;信噪比(Signal-to-Noise Ratio, SNR)参数用于计算各单极化状态下顺轨干涉的相干度,即还需手动设置杂波与目标极化相干矩阵 R_c, R_T (但不是任意地选取),本文假设目标交

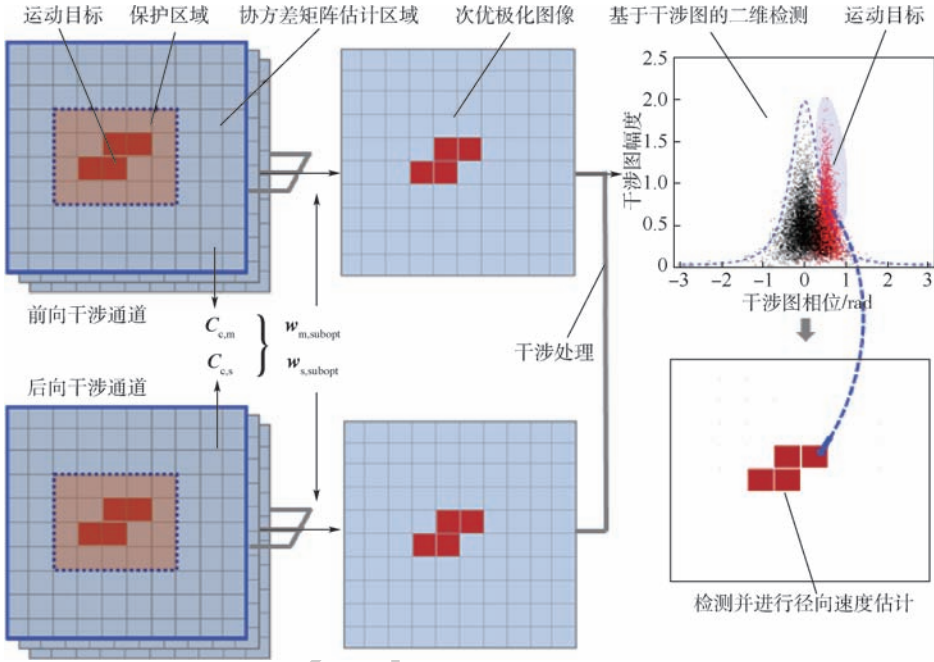


图4 采用SICP进行运动目标检测流程图

Fig. 4 Flowchart of moving target detection using SICP

表1 分布式杂波、目标仿真关键参数

Table 1 Key parameters of distributed clutter and target simulation

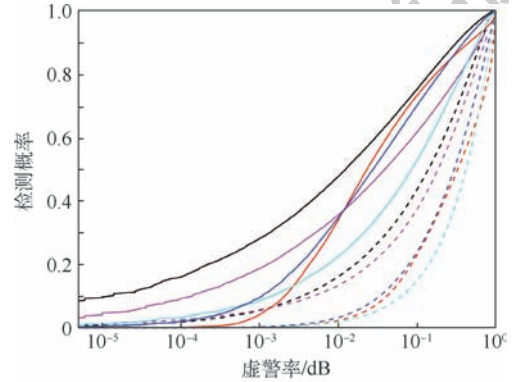
项目	σ_{xy}/σ_{hh}	TCR	SNR	ρ_{xy-hh}	ρ_{xy-hv}	
杂波	hh	1	1	1	0.2	
	hv	0.25	0.5	0.2	1	
	vv	2	2	0.7	0.2	
目标1 (0.8 m/s)	hh	1	0.9	4	1	0.5
	hv	0.25	0.9	1	0.5	1
	vv	4	0.9	8	0.7	0.5
目标2 (1.6 m/s)	hh	1	1.1	4	1	0.5
	hv	0.25	1.1	1	0.5	1
	vv	4	1.1	8	0.7	0.5

又极化之间的相干度比杂波低,将 R_c 与 R_T 设为

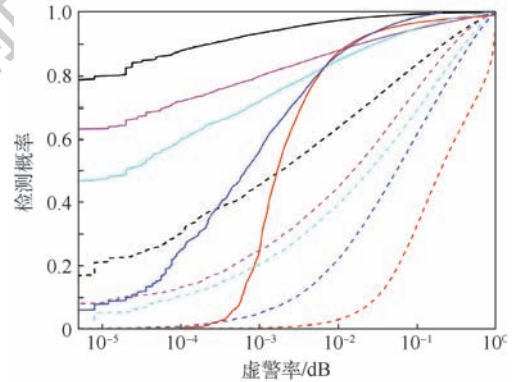
$$\left\{ \begin{aligned} R_c &= \begin{bmatrix} 0.6667 & 0.0707 & 0.5163 \\ 0.0707 & 0.3333 & 0.0775 \\ 0.5163 & 0.0775 & 0.8000 \end{bmatrix} \\ R_T &= \begin{bmatrix} 0.8000 & 0.0632 & 0.7589 \\ 0.0632 & 0.5000 & 0.1333 \\ 0.7589 & 0.1333 & 0.8889 \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (24)$$

由上述参数即可对 AT-POLINSAR 在低 TCR 条件下的慢动目标和杂波图像进行仿真,对仿真数据进行4视处理,分别采用次优化极化、单极化对目标1、2进行 10^7 次的蒙特卡罗检测试验,可以得到如图5所示的ROC曲线。文献[20]指出,实际应用中对于ROC曲线只需要关注其低虚警区间,如 $(10^{-5}, 10^{-3})$ 。因而由图5可得,对于当前2类试验场景,次优化极化检测性能排序依次为 $LRT > SICD > DPCA > 双曲线$ 检测器。另外,

还能发现全极化信息对每一类检测器所带来的检测性能增益是不同的,但总的来说,各检测器均能



(a) 目标1: TCR=0.9, $v_r = 0.8$ m/s



(b) 目标2: TCR=1.1, $v_r = 1.6$ m/s

- LRT
- - - LRT(hh)
- 次优化极化DPCA
- - - DPCA(hh)
- M&P(hh)
- - - 次优化极化双曲线
- 次优干涉相位
- - - 双曲线(hh)

图5 ROC曲线仿真结果

Fig. 5 Simulated curves of ROC

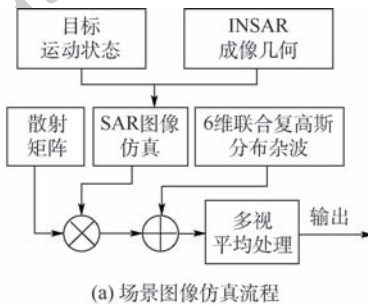
通过次优极化提高检测概率。

3.2.2 场景检测实验

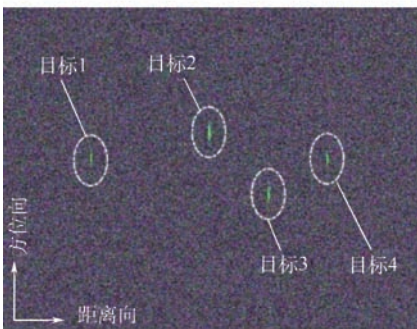
下面进行场景检测实验,实验前首先采用如图 6(a)所示的 AT-POLINSAR 场景图像仿真流程进行数据仿真,为显示需要,首先设 $TCR = 2$,令目标散射矩阵为 $\sigma = \begin{bmatrix} 1 & j \\ -j & 1 \end{bmatrix}$,对表 2 中的 4 个点目标进行信号级成像仿真,得如图 6(b)所示的结果。

下面进行场景图像检测实验。重新对表 2 中的 4 个点目标进行信号级成像仿真,得如图 7(a)所示点目标响应图像,然后设置 $TCR = 1$,得到图 7(e)所示的带有杂波背景的 AT-POLINSAR 场景图像,由图知,此时所有目标均淹没于杂波背景中,故传统单通道幅度检测已无法对目标进行提取。现首先对 AT-POLINSAR 场景图像的 hh 极化通道应用 M&P 检测器,得到图 6(b)所示的检测量输出;然后利用 SICP 方法获得求解次优极化,并对次优极化应用 DPCA、SICD,可以得到如图 7(c)、(d)所示的 SICD 输出。经计算,此时 M&P(hh 极化)、DPCA(次优极化)、SICD 对目标 2 的 TCR 输出分别为 4.77、13.11、17.16 dB,对目标 3 的 TCR 输出分别为 11.25、13.52、17.39 dB。

最后,设置虚警率 $P_{fa} = 10^{-4}$,对图 7(b)~(d)所示检测量输出进行 CFAR 检测,可以得到



(a) 场景图像仿真流程



(b) AT-POLINSAR前向干涉通道伪彩图像

图 6 场景图像仿真流程和仿真结果

Fig. 6 Generated flow and result of simulated scene image

表 2 AT-POLINSAR 场景图像仿真参数

Table 2 Simulation parameters of AT-POLINSAR

scene images	
参数	数值
雷达工作距离/m	4000.0
载机飞行速度/($m \cdot s^{-1}$)	276.0
波长/m	0.1
脉冲重复频率/Hz	662.0
基线长度/m	3.34
合成孔径时间/s	0.8696
重复观测时间/s	0.0121
发射脉冲宽度/ μs	1.0
发射信号带宽/MHz	216.0
发射信号中心频率/GHz	3.0
过采样率	1.2
斜视角/($^{\circ}$)	0
分辨率(方位/m \times 距离/m)	1.0×1.0
分辨率加权因子	1.2
目标 1 坐标(距离向/m,方位向/m)	(25,0)
目标 2 坐标(距离向/m,方位向/m)	(75,0)
目标 3 坐标(距离向/m,方位向/m)	(125,0)
目标 4 坐标(距离向/m,方位向/m)	(175,0)
目标 1 径向速度/($m \cdot s^{-1}$)	0
目标 2 径向速度/($m \cdot s^{-1}$)	0.9
目标 3 径向速度/($m \cdot s^{-1}$)	-1.2
目标 4 径向速度/($m \cdot s^{-1}$)	0

注:成像算法为距离多普勒;杂波类型为复 Wishart。

如图 7(f)~(h)所示的检测结果,对比可见,2 次优极化检测器对目标区域的检测结果较为完整,且无运动目标漏警发生,而单极化检测器中检测性能较优的 M&P 检测量则产生了一次漏警,未能检测出目标 2。通过次优极化,AT-POLINSAR 不仅能够提高对低信杂比条件下慢动的目标检测概率,还可利用全极化信息对检测出的运动目标进行最优相位估计,对慢动目标的径向速度进行高精度的估计,从而计算并校正方位向的成像位置偏移,即运动目标成像,如图 7(h)所示。

3.2.3 AT-POLINSAR 速度估计精度

采用次优极化方法对目标的径向运动速度进行估计,需要先对图像进行 GMTI,然后再对检测结果中心区域重新进行最优干涉处理和径向速估计,这是由于 SICP 对均匀图像背景应用统一的权矢量,会导致目标像素位置处的干涉相位具有一定的偏差。虽然采用这种二次估计的速度估计流程不如单极化情形速度提取的方便,但却能充分利用全极化信息,图 8 为目标径向速度估计相对误差曲线,从图中可见,在各个测试速度点上,利用 AT-POLINSAR 全极化信息进行相位估计,均能达到最优的径向速度估计精度(亦可验证文献[14]中“干涉相干度越高,相位估计越准确”的结论)。

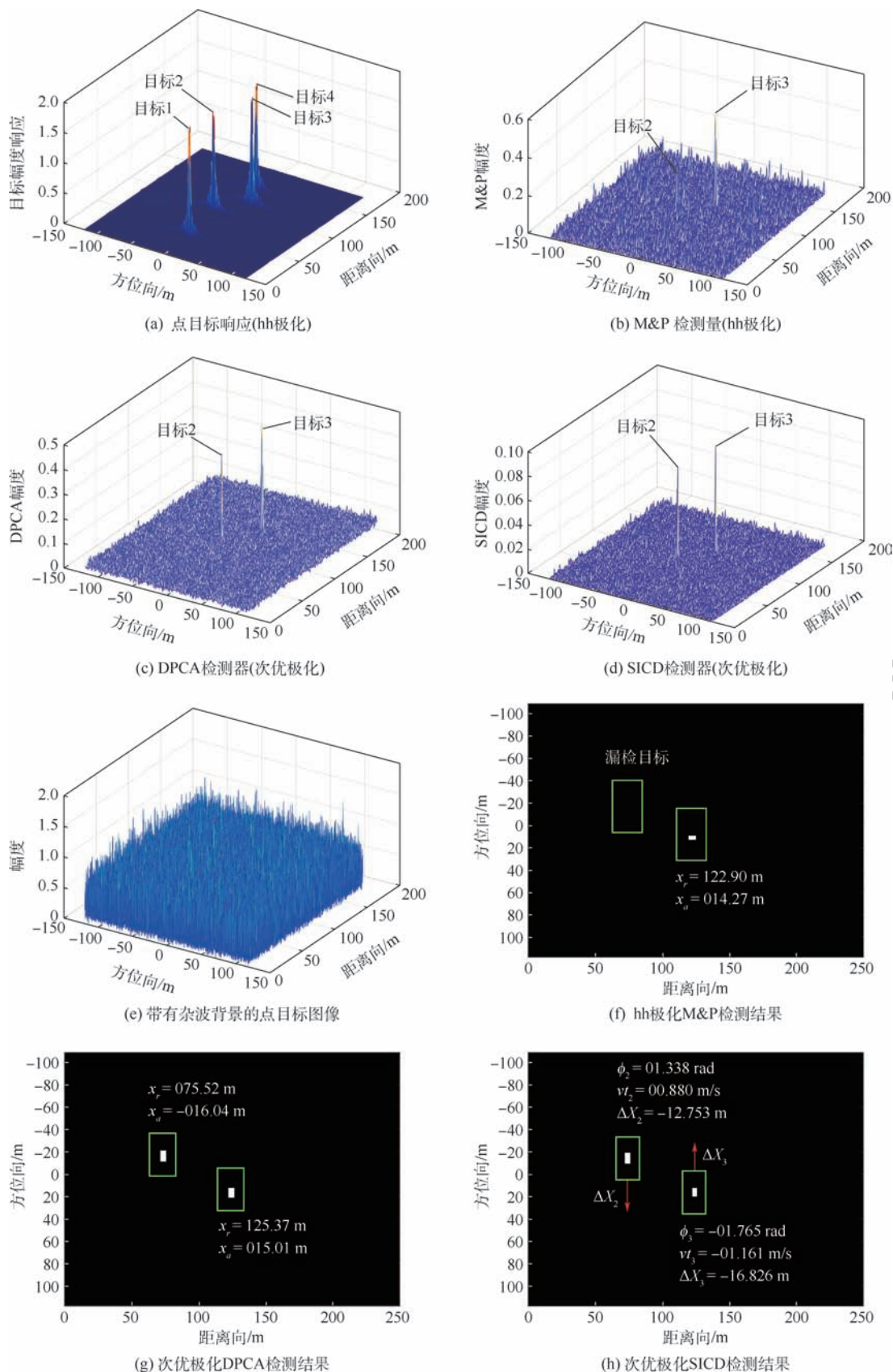


图7 AT-POLINSAR 信号级仿真图像和不同检测算法的检测结果

Fig. 7 Signal level simulation image AT-POLINSAR and its detection results by different algorithms

3.2.4 极化干涉协方差矩阵估计点数的选取

背景杂波极化干涉协方差矩阵的估计是 SICP 处理的重要步骤,协方差矩阵的估计精度会

直接影响次优极化干涉相干度及慢动目标 CFAR 检测器的检测性能,如图 9 所示。从图 9 的不同估计点数下相干度分布和 SICD 检测性能 ROC 曲

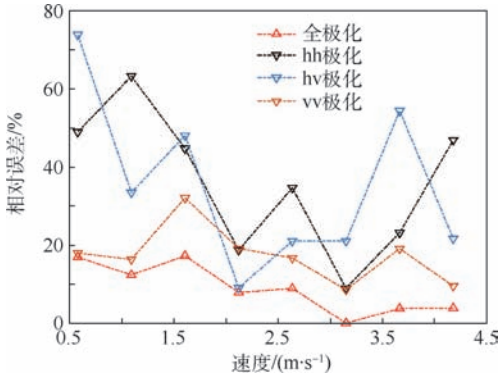
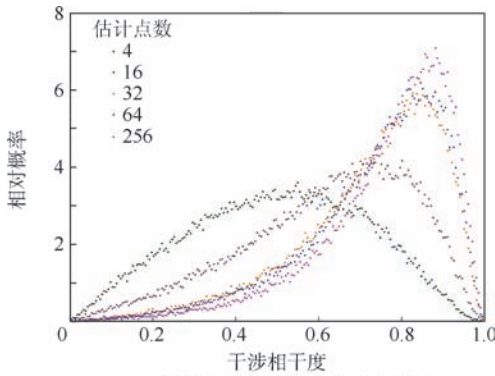
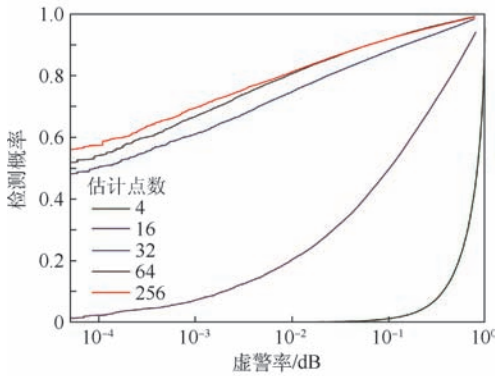


图 8 目标径向速度估计相对误差

Fig. 8 Relative estimation error of target radial velocity



(a) 次优极化相干度概率分布散点图



(b) SICP检测性能ROC曲线

图 9 估计点数对 SICP 性能的影响

Fig. 9 Performance of SICP vs. estimation point number

线结果可以发现,对于常用的 4 视处理极化顺轨干涉 SAR 图像,估计点数选择 64 即可获取较高的杂波相干度和慢动目标检测性能,因而 3.2 节开展实验时,SICP 处理选用 8×8 窗口对方差矩阵进行估计。

4 结 论

本文对如何利用 AT-POLINSAR 进行慢动目标 CFAR 检测的问题进行了研究。在对单基线 AT-POLINSAR 进行回波建模的基础上,针对其高维矢量干涉数据提出了基于次优干涉相干度准

则。实验结果表明:

1) 次优极化能使杂波背景与目标均获取较高的相干度,但目标的相干度取值与目标特性有关。

2) 次优极化因其具有线性加权矢量,故统计分布类型与单极化相同,从而单极化 AT-INSAR 慢动目标检测理论能够通过其扩展至全极化并实现 AT-POLINSAR 的慢动目标 CFAR 检测。

3) 将单极化检测器应用到次优极化,检测器的性能排序与单极化情形基本一致,但通过全极化方法能显著提高干涉系统对慢小目标的检测概率。

AT-POLINSAR 在慢小目标 CFAR 检测方面具有绝对的优势,但需要指出的是,目前仍然没有实际的 AT-POLINSAR 系统,为快速获取 AT-POLINSAR 半实测等效数据进行检测算法研究,并将极化干涉方法应用于实际 POLSAR 系统的 GMTI,在下一步的研究中可参考文献[25]的单通道 ATI 方法展开单通道 POLSAR ATI 的研究。

参考文献 (References)

- [1] WANG G Y, XIA X G, CHEN V C. Radar imaging of moving targets in foliage using multifrequency multiaperture polarimetric SAR [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2003, 41(8): 1755-1764.
- [2] GIERULL C H. Statistical analysis of multilook SAR interferograms for CFAR detection of ground moving targets [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2004, 42(4): 691-701.
- [3] GAO G, WANG X, LAI T. Detection of moving ships based on a combination of magnitude and phase in along-track interferometric SAR—Part II: Statistical modelling and CFAR detection [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(7): 3582-3599.
- [4] GIERULL C H, SIKANETA I, CERUTTI-MAORI D. Space-based SAR ground moving target indication [M] // KLEMM R, NICKEL U, GIERULL C, et al. Novel radar techniques and applications volume 1: Real aperture array radar, imaging radar, and passive and multistatic radar. London: SciTech Publishing, 2015: 313-360.
- [5] 李仲森,埃里克·鲍狄埃.极化雷达成像基础与应用[M].洪文,李洋,尹婧,等,译.北京:电子工业出版社,2013: 82-83.
LEE J S, POTTIER E. Polarimetric radar imaging: From basics to applications [M]. HONG W, LI Y, YIN Q, et al. translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013: 82-83 (in Chinese).
- [6] 匡纲要,陈强,陆军.极化合成孔径雷达基础理论及其应用 [M].长沙:国防科技大学出版社,2011: 1-20.
KUANG G Y, CHEN Q, LU J. Polarimetric synthetic aperture radar basic principles and its application [M]. Changsha:

- NUDT Publish House, 2011:1-20 (in Chinese).
- [7] WANG X S, LI Y Z, DAI H Y, et al. Research on instantaneous polarization radar system and external experiment [J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(15): 1560-1567.
- [8] 李永祯, 李棉全, 程旭, 等. 雷达极化测量体制研究综述 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(9): 1873-1877.
- LI Y Z, LI M Q, CHENG X, et al. Summarization of radar polarization measurement modes [J]. System Engineering and Electronic Technology, 2013, 35(9): 1873-1877 (in Chinese).
- [9] 王雪宾. 同时极化雷达测量波形优化及检测技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- WANG X B. Research on waveform optimization and detection technology of simultaneous polarimetric radar [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016 (in Chinese).
- [10] 王福来, 庞晨, 李永祯, 等. 一种同时全极化雷达正交多相编码波形设计方法 [J]. 雷达学报, 2017, 6(4): 340-348.
- WANG F L, PANG C, LI Y Z, et al. Orthogonal polyphase coded waveform design method for simultaneous fully polarimetric radar [J]. Journal of Radar, 2017, 6(4): 340-348 (in Chinese).
- [11] LIU C. Effects of target motion on polarimetric SAR images [J]. Canadian Journal of Remote Sensing, 2006, 32(2): 51-56.
- [12] LIU C. Time-frequency analysis of POLSAR moving target data [J]. Canadian Journal of Remote Sensing, 2007, 33(4): 237-249.
- [13] 李廷伟, 杜湘瑜, 黄海风, 等. 全极化沿航向干涉 SAR 系统参数优化设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(1): 69-73.
- LI T W, DU X Y, HUANG H F, et al. Optimization design for the fully polarimetric along-track interferometric SAR system parameters [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 69-73 (in Chinese).
- [14] CLOUDE S R, PAPATHANASSIOU K P. Polarimetric SAR interferometry [J]. Remote Sensing Technology and Application, 1999, 36(5): 1551-1565.
- [15] PAPATHANASSIOU K P, CLOUDE S R. Single-baseline polarimetric SAR interferometry [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001, 39(11): 2352-2363.
- [16] 刘忠训, 代大海, 王雪松, 等. 极化 SAR 动目标定位中的残差图像干涉相干度分析 [J]. 电子与信息学报, 2009, 31(3): 606-609.
- LIU Z X, DAI D H, WANG X S, et al. Analysis of the interferometric coherence between residual images in location of moving target with polarimetric SAR [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2009, 31(3): 606-609 (in Chinese).
- [17] STACY N, PREISS M. Polarimetric ATI slow target detection in a log likelihood framework [C] // IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 3163-3166.
- [18] STACY N, PREISS M. ATI slow target detection in a log likelihood framework [C] // European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR), 2008.
- [19] 郑春明. 合成孔径雷达地面动目标检测技术研究 [D]. 北京: 中国科学院电子学研究所, 2007: 25-65.
- ZHENG C M. Research on synthetic aperture radar ground moving target detection technology [D]. Beijing: Institute of Electronics of Chinese Academy of Sciences, 2007: 25-65 (in Chinese).
- [20] ZHANG P, ZHANG J F, MA D, et al. Contrastive analysis of the performances of radar multi-look polarimetric detectors [C] // IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1373-1378.
- [21] 罗鹏飞, 张文明. 随机信号分析与处理 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 20-21.
- LUO P F, ZHANG W M. Analyses and processes to random signals [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 20-21 (in Chinese).
- [22] 《数学手册》编写组. 数学手册 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010: 627-628.
- Writing group of "Mathematical Manual". Mathematical manual [M]. Beijing: Higher Education Press, 2010: 627-628 (in Chinese).
- [23] 时公涛. 基于干涉图的多通道 SAR 地面慢动目标自动检测技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009: 67-166.
- SHI G T. The research on multi-channel SAR automatic detection of slow ground moving targets based on the interferogram [D]. Changsha: National University of Defence Technology, 2009: 67-166 (in Chinese).
- [24] PIPIA, L, FÀBREGAS X. Generation of Pol-SAR and POL-in-SAR data for homogeneous distributed targets simulation [C] // Proceedings of the POLINSAR 2005 Workshop, 2005: 1-4.
- [25] 高飞, 孙进平, 袁运能, 等. 单通道 SAR 实现 ATI 动目标检测的新方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(8): 890-893.
- GAO F, SUN J P, YUAN Y N, et al. New method of moving target detection using single channel SAR ATI [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(8): 890-893 (in Chinese).

作者简介:

张鹏 男, 硕士研究生。主要研究方向: 极化 SAR 图像模型辨识、极化干涉 SAR 慢动目标检测。

张嘉峰 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 极化 SAR 图像统计建模与目标 CFAR 检测。

刘涛 男, 博士, 教授。主要研究方向: 瞬态极化统计理论、雷达极化抗干扰、极化 SAR GMTI、极化分解。

Slow and small target CFAR detection of polarimetric along-track interferometric SAR using coherence optimization

ZHANG Peng¹, ZHANG Jiafeng², LIU Tao^{1,*}

(1. School of Electronic Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. The Second Detachment of Naval Combat Support Ship, Zhoushan 316000, China)

Abstract: To improve the slow and small target detection performance of current interferometric SAR (INSAR), a new method is explored to implement constant false alarm rate (CFAR) detection for full polarimetric along-track INSAR (AT-POLINSAR). First, by designing a single-baseline AT-POLINSAR, we point out its feasibility under current technology conditions and analyze its signal form as well as polarimetric interferometric echo. Second, a new dimension reduction method for AT-POLINSAR 6D polarimetric interferometric vector is proposed using the background clutter average coherence as optimization criterion, from which the scalar echo in suboptimal polarization that has the same distribution type with single polarization can be obtained, and then the traditional single polarimetric INSAR slow target detector can be extended to be full polarimetric. Finally, Monte Carlo experiments and AT-POLINSAR scene detection experiments are carried out to compare the slow target detection performance of suboptimal polarimetric detectors and single polarimetric ones. The results indicate that suboptimal polarization can make full use of full polarimetric information to improve the INSAR detection probability of slow and small target.

Keywords: polarimetric interferometry; synthetic aperture radar; ground moving target indication (GMTI); radar polarimetry; along-track interferometry

Received: 2018-06-03; **Accepted:** 2018-08-24; **Published online:** 2018-09-12 11:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180907.1356.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61771483)

* **Corresponding author.** E-mail: liutao1018@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0336

窄线宽半导体激光器的热设计及优化



刘思喆¹, 全伟^{1,2,*}, 翟跃阳¹

(1. 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 大数据精准医疗高精尖中心, 北京 100083)

摘 要: 激光管内产生的热流对结构固有特性的影响是窄线宽半导体激光器结构设计重点研究问题之一。基于机械性能和温度载荷要求,以整体结构散热最大化为目标,对内外部热载荷进行了分析与应用研究,并以此为依据对半导体激光器的结构尺寸与结构形式进行了优化设计,该方法使激光器整体温度最大值由 24.6℃ 降至 22.827℃,并且分析了前 100 s 内瞬态温度变化曲线,通过优化结构使得散热均匀性得到很好的改善。

关键词: 半导体激光器; 热分析; 热设计; 结构尺寸优化; 结构形式优化

中图分类号: V441; TN365

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0588-09

半导体激光器作为原子陀螺仪中的激光泵浦光源,其热特性对仪器整体具有较大影响。伴随着半导体激光器其相关集成芯片的广泛研究与应用,其热问题一直是人们关注的焦点之一。虽然半导体激光管具有较高的光电转换效率,但工作时仍然有相当部分的电能转换为了热能,尤其是近年来,半导体可调谐激光器的设计与封装朝尺寸轻薄短小的方向发展,使得激光管发热密度上升^[1],随之会出现波长红移^[2]、阈值电流增加^[3]、模式不稳定、光电转换效率降低^[4]等问题,此外温度上升还会产生热应力,导致材料形变,影响半导体激光器的精度与使用寿命。因此研究半导体激光器的热特性,解决激光器的散热问题,提升器件的使用寿命具有极其重要的现实意义。

目前常见的半导体激光器特性热分析主要集中在激光器芯片的热效应,文献[5]对 808 nm 半导体激光器温度特性进行了分析,得到不同功率输出下的热阻,并分析其温度随时间的变化。文献[6-7]使用有限元分析的方法对半导体激光器

进行温度特性分析的研究,能够完整了解完整装配体在整个工作时间内的温度分布云图,以及各节点温度随时间变化的曲线。在激光器热设计方面,主要针对激光器热沉进行结构与优化。文献[8-10]对激光器热沉结构进行了温度场分析以及结构的优化,优化后的结构能够一定程度上减小激光管内部温度的持续累积。但已有文献少有涉及到半导体激光器整体结构的热设计,而在实际使用中激光器自身热量的散失与外界环境的影响往往不能够直接作用在激光器芯片上,而是通过整体结构不断传递的结果,因此关于半导体激光器整机的热设计及其优化是很有必要的。

本文选用 795 nm 分布式布拉格反射激光管,首先建立了激光器整体结构的实体模型;然后结合有限元理论对热分析法进行拓展,得到理论条件下结构温度场分布,并对仿真结果进行分析,对超出预计温度的组件进行再次热设计,通过结构尺寸优化与结构形式优化 2 种优化方式对半导体激光器分别进行稳态和瞬态的热分析模拟实验,

收稿日期: 2018-06-07; 录用日期: 2018-09-03; 网络出版时间: 2018-10-18 11:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181012.1057.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61773043,61227902,61374210,61421063,61703025)

* 通信作者. E-mail: quanwei@buaa.edu.cn

引用格式: 刘思喆, 全伟, 翟跃阳. 窄线宽半导体激光器的热设计及优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 588-596.

LIU S Z, QUAN W, ZHAI Y Y. Thermal design and optimization of narrow linewidth semiconductor lasers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 588-596 (in Chinese).

结合分析数据对激光器内部各组件之间的联系进行总结,并依据分析结果提出经过优化的半导体激光器散热结构。

1 模型建立

1.1 几何模型

激光器整体结构包括激光管、机械安装模块、激光准直模块、准直透镜、底座、外壳、带 DB9 的背板与保护电路,工装方式包括螺栓紧固等多种方式。本文选用 795 nm 分布式布拉格反射激光管 (PH795DBR), 尺寸为 8.5 mm × 5.8 mm × 5.2 mm 的长方体结构, 激光管底部集成半导体致冷器 (Thermo-Electric Cooler, TEC) 用于激光管内部散热, 同时作为激光管向外辐射的热源, 功率为 0.3 W。激光管与机械安装模块、机械安装模块与底座之间主要通过热传导的方式进行散热, 整体结构与内部空气之间主要通过热辐射与自然对流进行散热。因此, 本文在考虑机械性能的基础上, 尽可能增大激光管热辐射面与机械安装模块的接触面积, 同时选择散热系数较大的材料增大结构与激光器内部空气间的热辐射。在 Solidworks 中对激光器整体结构进行实体建模, 如图 1 所示。为保证计算精度和提高计算速度, 需要对模型进行简化处理。本文对倒角、倒圆、凸台、垫片和电路模块等对热分析影响可忽略不计的几何特征及零部件进行了合并与简化处理, 如图 2 所示。

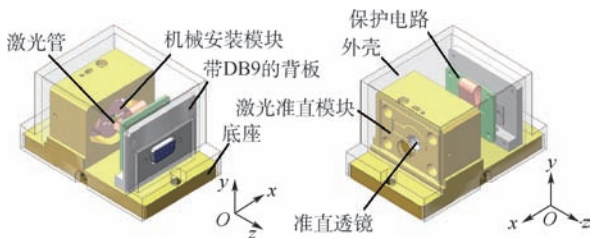


图1 实际建立的半导体激光器装配模型

Fig.1 Assembly model of semiconductor laser for actual use

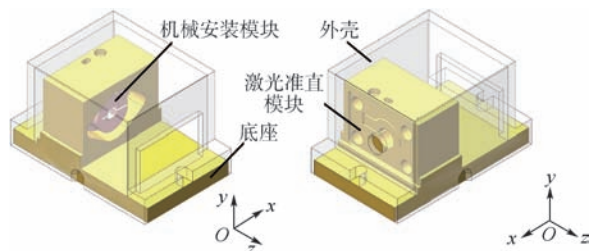


图2 用于有限元分析的半导体激光器简化模型

Fig.2 Simplified model of semiconductor laser for finite element analysis

1.2 有限元热分析法

根据热力学第一定律, 对于一个封闭系统, 有^[11]

$$Q - W = \Delta U + \Delta K_E + \Delta P_E \quad (1)$$

式中: Q 为热量; W 为做功; ΔU 为系统内能; ΔK_E 为系统动能; ΔP_E 为系统势能。在大多数工程传热问题中, 认为 $\Delta K_E = \Delta P_E = 0$, 通常也不考虑做功, 即 $W = 0, Q = \Delta U$ 。因此, 可以将热分析分为稳态热分析和瞬态热分析, 稳态热分析时, $Q = \Delta U$, 即流入系统的热量等于流出系统的热量, 主要为获取整体结构的温度场分布; 瞬态热分析时, $q = dU/dt$, 即流入或流出的热传递速率 q 等于系统内能的变化。将其运用到微元体上, 得到热传导的控制微分方程为^[12]

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k_{xx} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_{yy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_{zz} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \ddot{q} = \rho c \frac{dT}{dt} \quad (2)$$

式中: $dT/dt = \partial T/\partial t + V_x \partial T/\partial x + V_y \partial T/\partial y + V_z \partial T/\partial z$ 为表面上的温度, V_x, V_y, V_z 分别为媒介各方向的传导速率; \ddot{q} 为单位体积热生成; ρ 为流体的密度, kg/m^3 ; c 为流体的比热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; ρc 反映单位体积流体热容量的大小, 其数值越大, 表示通过对流所转移的热量越多, 即对流换热越强烈; k_{xx}, k_{yy}, k_{zz} 分别为该方向上的导热系数, 是物体固有的热物性参数之一, 但也会受到环境温度、材料的压力、密度、湿度等因素的影响。本文主要依靠实验测得相关数据。

将控制微分方程转化为等效的积分形式, 可得

$$\int_{\text{vol}} \left[\rho c \delta T \left(\frac{\partial T}{\partial t} + \mathbf{v}^T \mathbf{L}^T \right) + \mathbf{L}^T \delta T (\mathbf{D} \mathbf{L}^T) \right] d(\text{vol}) = \int_{S_2} \delta T q^* dS_2 + \int_{S_3} \delta T h_f (T_B - T) dS_3 + \int_{\text{vol}} \delta T \ddot{q} d(\text{vol}) \quad (3)$$

式中: h_f 为对流换热系数; T_B 为流体的温度; δT 为温度的虚变量; S_2 为热通量的施加面积; S_3 为对流的施加面积; vol 为单元体积; $\mathbf{L}^T = [\partial/\partial x \quad \partial/\partial y \quad \partial/\partial z]$; \mathbf{D} 为材料的热传导属性矩阵。

在有限元区域分解划分时, 通常使用四边形和/或三角形单元处理二维模型, 使用四面体、金字塔型或六面体单元处理三维模型。为保证温度在单元内部和单元边界上是连续的, 选择采用多项式假设, 即根据单元类型的不同, 应包含不同的一次项、平方和混合的立方项, 则以单元节点温度为未知数的多项式可以写为^[13]

$$T = \{N\}^T \cdot \{T_e\} \quad (4)$$

式中: $\{N\}^T$ 为单元形函数的行向量; $\{T_e\}$ 为单元节点温度矢量。

由单元节点温度可以得出每个单元的温度梯度和热流, 分别如式(5)和式(6)所示:

$$\{a\} = \mathbf{L}^T = \mathbf{B}\{T_e\} = \{L\}^T \mathbf{N}\{T_e\} \quad (5)$$

$$\{q_0\} = \mathbf{DL}^T = \mathbf{D}(B)\{T_e\} = \mathbf{D}\{a\} \quad (6)$$

式中: 矩阵 \mathbf{B} 是通过形函数求微分得到的, 即 $\mathbf{B} = \{L\}^T \mathbf{N}$ 。

将假设的温度变化代入积分方程, 可得

$$\mathbf{C}\{\dot{T}\} + (\mathbf{K}^m + \mathbf{K}^d + \mathbf{K}^c)\{T\} = \{Q^f\} + \{Q^d\} + \{Q^c\} \quad (7)$$

式中: 各标号均表示单元层面, 因此将下标 e 删除, 各符号含义如下: $\mathbf{C} = \int_{vol} \rho c \{N\}^T \{N\} d(vol)$,

表示比热矩阵 (储能); $\mathbf{K}^m = \int_{vol} \rho c \{N\}^T \{v\}^T \mathbf{B} d(vol)$, 表示热传导对热导率的影响; $\mathbf{K}^d = \int_{vol} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} d(vol)$, 表示扩散作用对热导率的影响; $\mathbf{K}^c = \int_{vol} h_f \{N\}^T \{N\} \{T_e\} d(vol)$, 表示对流散热对热导率的影响; $\{Q^f\} = \int_{S_2} \{N\} q^* dS_2$, 表示热通量对节点热流的影响; $\{Q^d\} = \int_{vol} \ddot{q} d(vol)$, 表示内部热源对节点热流的影响; $\{Q^c\} = \int_{S_3} T_B h_f \{N\} dS_3$, 表示热传导对节点热流的影响。

本文主要考虑稳定的热载荷对器件以及系统内部的影响, 因此首先进行稳态热分析, 通过有限元计算确定稳定的热载荷引起的温度、热梯度、热流率、热流密度等参数, 以及确定初始的温度分布。

对于稳态热传递, 热平衡的微分方程可以表示为

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k_{xx} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_{yy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_{zz} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \ddot{q} = 0 \quad (8)$$

对应的有限元平衡方程为

$$\mathbf{K}\{T\} = \{Q\} \quad (9)$$

2 热分析与热设计

为保证模型的完整性, 利用 ANSYS 与 Solidworks 之间的模型转换接口, 将 Solidworks 模型导入 ANSYS 中进行下一步分析材料设计, 材料性能如表 1 所示^[14]。

表 1 材料性能参数^[14]

Table 1 Performance parameter of material^[14]

材料	弹性模量 $E/(10^{10} \text{ Pa})$	泊松比	密度 $\rho/$ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	导热系数/ $(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$
黄铜	10.6	0.324	8 500	108.9
紫铜	12.0	0.320	8 930	386.4
亚克力	0.3	0.320	1 190	0.19 ~ 0.40

2.1 有限元网格划分

有限元的基本思想是把复杂的形体拆分为若干个形状简单的单元, 利用单元节点变量对单元内部变量进行插值来实现对总体结构的分析, 离散而成的有限元集合将代替原来的弹性连续体, 根据能量守恒原理求解一定边界条件和初始条件下每一节点处的热平衡方程计算出各个节点的温度及其他相关量。因此, 网格划分将关系到有限元分析的规模、速度和精度。

在建立激光器整体结构的仿真模型时, 网格并不是越多越好, 反之, 一些零件的网格如果划分的过于细致, 会导致热分析效率大大降低。因此, 在保证热传递路径不受影响的情况下, 应忽略一些不关注热分布的部分, 采用设置热耦合的方式进行网格的合理简化^[15]。

本文在处理薄板部分时使用板壳单元, 将较厚的部分作为体单元处理, 零件-零件的装配使用 RBE2 线刚性单元模拟。使用标准默认模式进行网格划分后, 模型中共包含节点 18 775 个, 单元 10 692 个, 其中实体单元 9 608 个, 接触单元 1 084 个, 单元性质集 3 个。然而, 在查看网格划分质量系数时发现, 标准模式下平均网格质量系数仅为 0.588 54, 不满足后续计算要求 (一般情况下平均网格质量系数至少为 0.7), 因此下一步需检查出网格质量较差的部位进行更加精细的手动网格划分, 经过分析 Mesh Metric 提供的数据可以得到不同网格质量在整体结构中对应的位置, 其中网格质量为 0.5 在整体结构中对应的位置如图 3 所示。利用同样的方法可以得到网格质量低于网格质量为 0.7 对应的所有位置, 如图 4 所示。

通过网格质量系数可以看出质量较差部位集中在外壳外包络面、透镜安装模块与机械安装模块前端部分, 因此, 手动设置以上 3 部分的网格划分尺寸, 分别为 3、1.5、1 mm。优化后的有限元节点个数为 136 361 个, 单元个数为 90 557 个, 其中, 体单元 84 883 个, 接触单元 5 674 个, 单元性质集 3 个, 网格质量 0.805 98, 半导体激光器用于热分析的有限元结构模型如图 5 所示, 各部分网格划分情况如表 2 所示。

表2 半导体激光器有限元网格划分

Table 2 Finite element meshing of semiconductor laser

名称	节点	单元
整体结构	136 361	90 557
底座	20 059	13 188
激光准直模块	39 489	25 104
机械安装模块	49 277	32 078
外壳	27 536	14 513

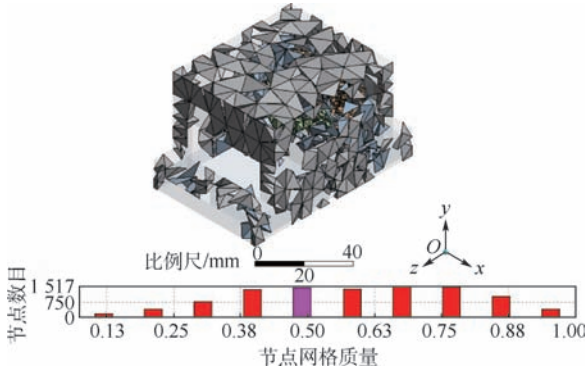


图3 网格质量为0.5在整体结构中对应的位置

Fig.3 Position in overall structure with mesh metric of 0.5

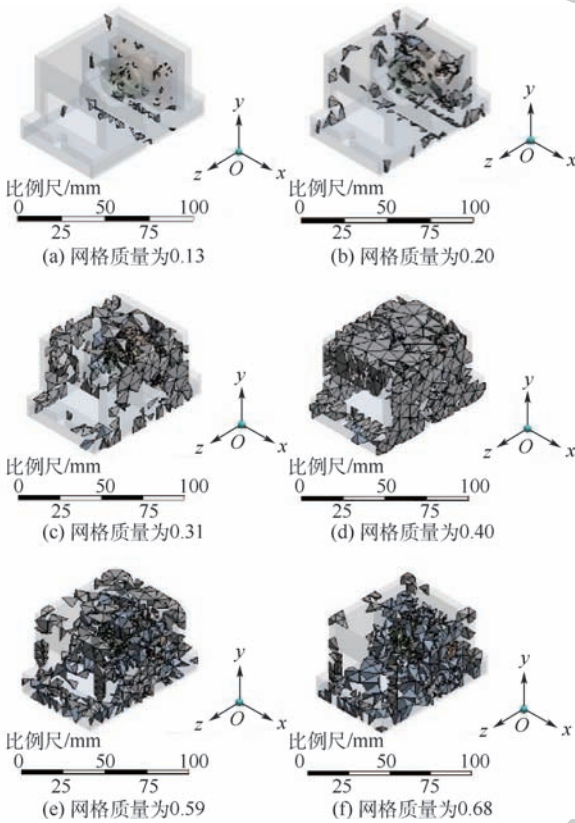


图4 网格质量低于0.7在整体结构中对应的所有位置

Fig.4 All positions in overall structure with mesh metric under 0.7

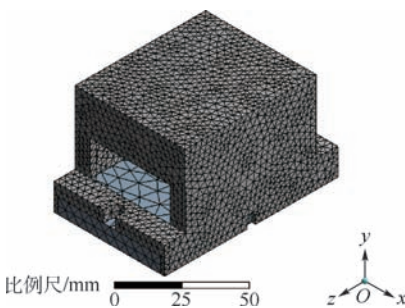


图5 半导体激光器的有限元模型

Fig.5 Finite element model of semiconductor laser

2.2 假设与解析条件

为简化计算,本文在对激光器整体结构内部温度场分析时,给出如下的假设与解析条件:

1) 激光管在整个计算过程中保持平稳运行,内部集成的TEC正常工作,产生的热通量在计算过程中保持恒定不变。

2) 空气与外壳接触面上的传热为标准对流换热,各壁面的边界条件只考虑热通量和温度2种边界条件,忽略各壁面上的辐射传热。

3) 外壳内部的空气密度保持恒定,不因温度变化而改变。

4) 激光管底部与机械安装模块之间涂抹导热硅脂,认为TEC底面产生的热全部传递到与其直接接触的机械安装模块内部底面上,经过实验测定TEC产热功率为0.35 W。

5) 外壳与空气对流换热系数设置为系统默认的Stagnant Air-Simplified Case,环境温度设置为22℃。

6) 以实际使用时的工况作为参考,设置激光器底座与实验平台接触面的边界条件为固定支撑。

2.3 热分析结果

图6为半导体激光器整体结构的稳态温度场梯度云图(为了更好地展示结果,隐藏外壳部分)。图7截取了前100s整个装配体瞬态温度随时间变化的曲线。

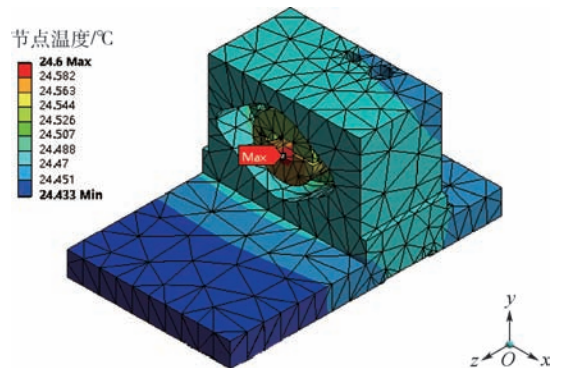


图6 半导体激光器结构温度场分布云图

Fig.6 Contour of temperature field distribution of semiconductor laser structure

从图6的仿真结果中可以看出,基于2.2节假设与解析提出的条件,整体结构最高温度主要集中在机械安装模块与底座部分,达到24.6℃;整体最低温度位于底座底面,为24.433℃,相比于环境温度有2.4℃以上的温升(环境温度假设为22℃)。如图7所示,曲线呈现温度上升趋势的范围很小,即在接通电源的很短时间内温度升到最大值,这也从侧面反映分析整体温度场分布并进行散热结构优化的必要性,有可能在接通电源的瞬间激光管就会由于散热不利而被烧坏。

机械安装模块与外壳之间存在一定的空隙,增加了一部分的空气对流用于散热,也在一定程度上隔绝了电路模块元器件发热对整体结构温度场的影响。为简化分析,上述分析中忽略电路板散热,实际温度应比上述仿真分析温度更高,温升会导致一定的热膨胀,从而产生较大的热变形,热变形不仅对激光管施加不均匀挤压导致激光管寿命缩短,也会影响热流密度在结构上的分布,导致散热变差。图8给出了主要散热结构机械安装模块和底座的温度随时间变化的曲线,黑色曲线为未产生频移的光谱机械安装模块的瞬态温度变化,红色曲线为底座瞬态温度变化。从图中不难

看出,机械安装模块的整体性能明显优于底座,单独的底座并不能实现温度控制的目的。因此后续设计有必要针对底座进行结构优化和装配方面进行优化设计。

3 优化方案与分析

3.1 优化方案

机械安装模块热设计的目的主要是增大激光管的散热,尽可能削弱由于热膨胀导致的热变形。本文提出2种优化思路:①基于现有结构,改变机械安装模块的尺寸、材料等参数;②重新进行机械安装模块结构的设计。分别对上述方案进行温度场仿真,并对优化结果进行分析。

依据文献[16-17]提出的数学模型,为了能够使散热片在有限空间中的散热性能达到最好,应确保散热片中温度最高的节点温度尽量最小,构建几何平均温度为目标函数的散热结构拓扑优化模型:

$$f_G(\mathbf{X}) = \left(\frac{1}{|\Omega|} \int_{\Omega} T^n(x) dx \right)^{1/n} \quad x \in \Omega \quad (10)$$

式中: \mathbf{X} 为设计向量;下标 G 表示几何平均温度; Ω 为散热结构所占的区域; $T(x)$ 为设计域中节点 x 的温度; $|\Omega|$ 表示整体结构的体积; n 为凝聚因子,其取值越大,表示几何平均温度越接近于最高温度,针对本文的窄线宽半导体激光器算例, n 的均值取20。当采用有限元的方法进行求解时,几何平均温度 $f_G(\mathbf{X})$ 可表示为节点温度的形式:

$$f_G(\mathbf{X}) = \left(\frac{1}{|\Omega|} \sum_{i=1}^{N_e} \int_{\Omega_i} (N_i T_i)^n d\Omega_i \right)^{1/n} \quad (11)$$

式中: N_i 、 T_i 和 Ω_i 分别代表第 i 个单元的形状函数矩阵、节点温度阵列和区域。

为到达散热器散热效果的最大化,采用的优化参数选择方法为节点温度最小化方法,可用式(12)描述:

$$\begin{aligned} & \text{Minimize: TMP}(\mathbf{X}) \\ & \mathbf{X} \in \mathbf{R}^i \\ & \text{s. t. } \mathbf{X} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = \{ \mathbf{X} \mid a_i \leq x_i \leq b_i, i = 1, 2, \dots, m \} \end{aligned} \quad (12)$$

式中:TMP(\mathbf{X})为优化的目标函数,即散热片中温度的最高节点温度值; m 、 a 、 b 均为常量;在本案例中, x_1 为底座的厚度; x_2 为底座底板的长度; x_3 为底座上用于安装激光管部分的槽体宽度。通过仿真的方法,发现改变底座高度的方法更简便有效。

3.1.1 结构尺寸优化方案

2.1节中提到,仿真时忽略了电路板的散热

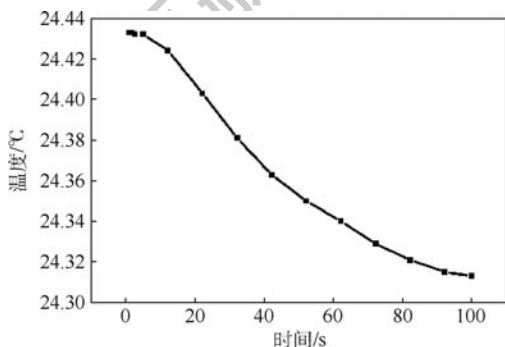


图7 瞬态温度随时间的变化

Fig. 7 Change of transient temperature with time

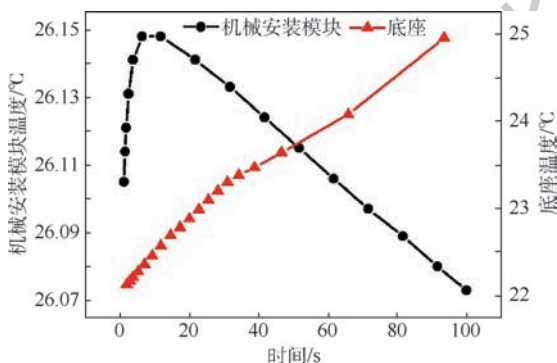


图8 机械安装模块与底座瞬态温度变化

Fig. 8 Transient temperature change of mechanical installation module and base

对整体热场的影响。为了进一步降低电路板元器件散热的影响, 选择采用电路板外置的方式, 这样可以减小底座地板的长度, 但随之而来会减小底板的散热面积, 因此考虑增加整个底座的高度, 避免散热效果受到巨大影响。结构尺寸优化方案设计如图 9 所示。用于有限元分析的简化模型在相同解析条件下的稳态温度场分布如图 10 所示。

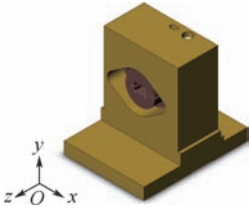


图 9 结构尺寸优化后的半导体激光器装配模型

Fig. 9 Assembly model of semiconductor laser after structural size optimization

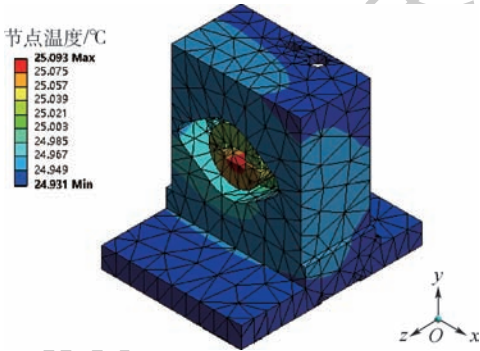


图 10 结构尺寸优化后的稳态温度分布云图

Fig. 10 Contour of steady-state temperature distribution after structural size optimization

3.1.2 结构形式优化方案

根据文献 [18-19], 由于 PH795 DBR 激光管有源层的长方形结构特性导致直接输出光束形成与其他激光极为不同的远场特性, 即其输出激光具有高发散特性, 且垂直于结平面的发散速度快, 发散角较大, 平行于结平面的发散速度慢, 发散角较小, 二者差异约为 $12^{\circ} \sim 60^{\circ}$ 。因此在半导体激光器的实际应用中, 对其光束的准直和整形以提高其光束质量是一件非常重要的事情。通过对比常见激光整形方案, 本文选择处理光束圆形度能力较强的变形棱镜对进行激光整形, 保证输出光束的 M2 参数和波前误差更具有优势。在这种准直模式下, 采用激光管竖直安装的方式如图 11 所示 (外壳未展示), 此结构更加小型化, 各部件之间也更加紧凑。仿真分析时对结构中的倒角、倒圆、凸台等进行了简化, 棱镜台仅提供棱镜对的支撑与固定功能, 拟采用导热系数很小的超稳材料,

因此在稳态温度场分析时也忽略不计。简化模型在相同解析条件下的稳态温度场分布如图 12 所示。

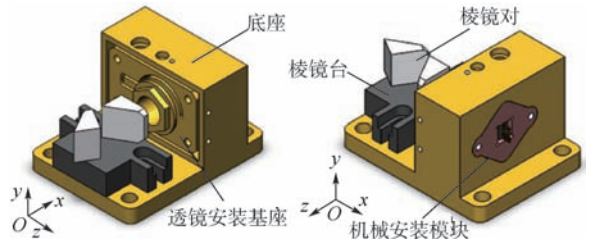


图 11 结构形式优化后的半导体激光器装配模型

Fig. 11 Assembly model of semiconductor laser after structural form optimization

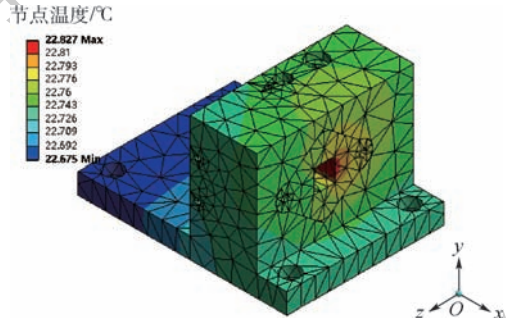


图 12 结构形式优化后的稳态温度分布云图

Fig. 12 Contour of steady-state temperature distribution after structural form optimization

3.2 结果分析

由图 10 可以直观地看到, 结构尺寸优化模型底座的温度分布更加均匀且温度梯度更大, 但是仿真结果显示模型稳态的最低温度为 24.931°C , 与室温相差为 2.9°C , 最高温度为 25.093°C , 这一结果比没有优化之前的温差更大, 显然, 想要通过减小底座地板长度, 增大整体高度的方案不可行。分析其中的原因, 底板距离热源更远, 在同样条件下能够承担更多的散热功能。

由图 12 能够看出, 结构形式优化后的整体温度梯度变化相较前两者稍有不足, 但整个装配体的最高温度只有 22.827°C , 与室温相差仅为 0.827°C , 明显优于初始方案与尺寸优化方案。为了更直观地对结构参数优化方案与结构形式优化方案进行比较, 对 2 个方案分别进行了瞬态温度场分析, 检测了整个装配体前 100 s 内瞬态温度随时间变化的规律, 并绘制曲线如图 13 所示。

由图 13 可以更加直观地看出, 蓝色曲线呈现出上升趋势的时间明显长于橙色曲线, 也就是说结构形式优化方案能够在通电瞬间, 对激光管的温度上升实现更好的控制, 不至于在通电瞬间的开关电流对激光管进行损坏。

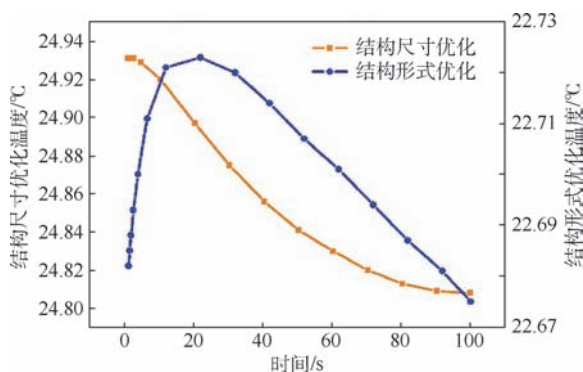


图 13 结构尺寸优化方案与结构形式优化方案在前 100 s 内的瞬态温度变化

Fig. 13 Transient temperature change of structural size optimization scheme and structural form optimization scheme in the first 100 s

4 实验对比

为验证热设计的正确性与可行性,以及热分析计算的准确性,激光机加工采用结构形式优化结构,在实验室环境下进行了温度测试,通过实验数据可以修正热分析模型,指导后面的优化设计方案。

参考激光管 PH795DBR 的数据手册,给定输入电流为 80 mA,此时激光管的输出功率约为 0.35 W,在实验室环境下对激光器进行连续 100 s 温度测试,结果如图 14 所示。

由图 14 可得,实验开始的前 50 s 内温度处于上升的趋势,且最高温度在 22.75 °C 附近,之后温度开始下降,并在 80 s 之后基本稳定在 22 °C 左右。实验结果与仿真结果一致性良好,但存在偏差,分析原因如下:①实验中由于其他设备工作时采用风扇散热,引起实验台空气流速增大,空气对流换热系数无法完全模拟仿真时设定的

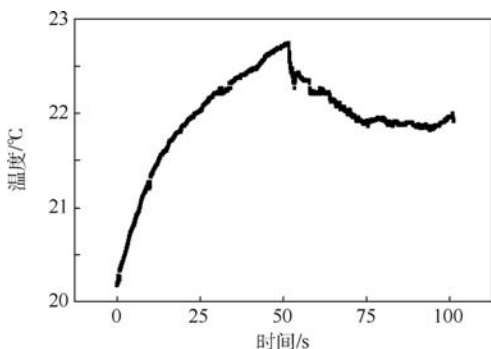


图 14 结构形式优化后的结构在实验室环境下前 100 s 内的温度变化

Fig. 14 Temperature change of optimized structural form in laboratory environment in the first 100 s

$5 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{°C})$,根据式(2)媒介传导速率在一定程度上会影响热传导;②在实际使用时,室温并不是恒定不变的,这导致稳态温度会出现波动;③出于对激光管的保护,实验中并没有将 80 mA 的电流直接加载到激光管上而是逐步加大,这导致温度上升较慢且用时较长。

5 结论

为了保证激光器在实验室环境下正常可靠的工作状态,对激光器装配模型进行了基于有限元的热仿真分析,并基于保护激光管的考虑,引入了 2 种热设计优化方案。

1) 本文对激光器进行稳态以及瞬态温度场分析,得到稳态时最高温度达到 24.6 °C,长时间的温度累计容易引起机械材料一定的热膨胀,从而产生较大的热变形,热变形不仅对激光管施加不均匀挤压导致激光管寿命缩短,也会影响热流密度在结构上的分布导致散热变差。

2) 根据前 100 s 内机械安装模块与底座的瞬态温度变化曲线,给出 2 种优化方案:结构尺寸优化方案和结构形式优化方案,2 种方案均能够改善稳态温度场分布的均匀性。

3) 结构形式优化方案的散热效果明显,温差由原来的 2.9 °C 降低到 0.8 °C,并通过温度测试实验验证结构形式优化后的激光器具有更好的散热性能。

参考文献 (References)

- [1] 孙梦恬.可调谐半导体激光器与光子路由芯片的热特性分析与测试[D].杭州:浙江大学,2016.
SUN M T. Thermal characteristic analysis and measurement of tunable diode laser and photonic routing chip[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016 (in Chinese).
- [2] 程灿,辛国锋,封惠忠,等.连续工作的体布拉格光栅外腔半导体激光器的温度特性[J].中国激光,2008,35(1):27-30.
CHENG C, XIN G F, FENG H Z, et al. Temperature characteristics of volume Bragg grating external cavity semiconductor laser working at continuous wave[J]. Chinese Journal of Lasers, 2008, 35(1): 27-30 (in Chinese).
- [3] 王辉.连续大功率半导体激光器的研制[D].西安:西安电子科技大学,2007.
WANG H. Continuous-wave high-power semiconductor laser [D]. Xi'an: Xidian University, 2007 (in Chinese).
- [4] BECK M, HOFSTETTER D, AELLEN T, et al. Continuous wave operation of a mid-infrared semiconductor laser at room temperature[J]. Science, 2002, 295(5553): 301-305.
- [5] 马祥柱,霍晋,曲轶,等.808 nm 半导体激光器的温度特性[J].激光与红外,2010,40(12):1306-1309.
MA X Z, HUO P, QU Y, et al. Temperature characteristics of

- 808 nm semiconductor lasers [J]. *Laser & Infrared*, 2010, 40 (12):1306-1309 (in Chinese).
- [6] 鲁鹏程, 崔碧峰, 郭伟玲, 等. 基于 ANSYS 的半导体激光器热特性模拟[J]. *半导体技术*, 2004, 29(4):45-47.
- LU P C, CUI B F, GUO W L, et al. Thermal characteristic simulation of semiconductor laser based on ANSYS [J]. *Semiconductor Technology*, 2004, 29(4):45-47 (in Chinese).
- [7] KOBAYASHI T, FURUKAWA Y. Temperature distributions in the GaAs-AlGaAs double-heterostructure laser below and above the threshold current [J]. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2014, 14(12):1981-1986.
- [8] ZHANG X, BO B, QIAO Z, et al. Analysis of thermal characteristics based on a new type diode laser packaging structure [J]. *Optical Engineering*, 2017, 56(8):085105.
- [9] 张晓磊, 薄报学, 张哲铭, 等. C-mount 封装激光器热特性分析与热沉结构优化研究 [J]. *发光学报*, 2017, 38(7):891-896.
- ZHANG X L, BO B X, ZHANG Z M, et al. Thermal characteristics analysis of C-mount sink package laser and optimization of heat sink structure [J]. *Chinese Journal of Luminescence*, 2017, 38(7):891-896 (in Chinese).
- [10] APOLLONOV V V, DERZHAVIN S I, FILONENKO V A, et al. Highly efficient heat exchangers for laser diode arrays [J]. *Proceedings of the SPIE*, 2000, 3889:71-81.
- [11] LIU Q X, ZHONG M. Analysis on thermal effect of laser-diode array end-pumped composite rod laser by finite element method [J]. *Chinese Journal of Physics*, 2010, 59(12):8535-8541.
- [12] KREITH F, BOHN M. Principles of heat transfer [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 1997, 119(2):187.
- [13] 吴国勇, 顾启泰, 郑辛, 等. 环形激光陀螺温度模型 [J]. *清华大学学报*, 2003, 43(2):180-183.
- WU G Y, GU Q T, ZHENG X, et al. Thermal model of ring laser gyro [J]. *Journal of Tsinghua University*, 2003, 43(2):180-183 (in Chinese).
- [14] 秦臻. 传热学理论及应用研究 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2016.
- QIN Z. Theory and application of heat transfer [M]. Beijing: China Water&Power Press, 2016 (in Chinese).
- [15] 刘颖, 李言, 徐金涛. 光纤陀螺动力学特性研究及结构优化设计 [J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(3):520-524.
- LI Y, LI Y, XU J T. Dynamic characteristic of FOG and its structure optimization [J]. *Infrared & Laser Engineering*, 2009, 38(3):520-524 (in Chinese).
- [16] 张远波, 熊蔡华. CPU 散热片结构优化设计 [J]. *微计算机信息*, 2006, 22(35):262-263.
- ZHANG Y B, XIONG C H. Research on optimization of CPU heat sinks [J]. *Microcomputer Information*, 2006, 22(35):262-263 (in Chinese).
- [17] 张永存, 刘书田. 最优传热结构设计问题的数学模型 [J]. *自然科学进展*, 2008, 18(6):680-685.
- ZHANG Y C, LIU S T. Mathematical model of optimal heat transfer structure design [J]. *Progress in Natural Science*, 2008, 18(6):680-685 (in Chinese).
- [18] 陈美锋. 复合棱镜整形半导体激光束 [J]. *福州大学学报 (自然科学版)*, 1997(3):34-36.
- CHEN M F. Compound prism shaping the beam of diode laser [J]. *Journal of Fuzhou University (Natural Science)*, 1997(3):34-36 (in Chinese).
- [19] 张平. 半导体激光系统整形棱镜的设计 [J]. *华中科技大学学报 (自然科学版)*, 1990, 18(3):83-87.
- ZHANG P. The design of the beam shaping prism for a laser diode system [J]. *Journal of Huazhong University Science and Technology (Natural Science Edition)*, 1990, 18(3):83-87 (in Chinese).

作者简介:

刘思喆 女, 硕士研究生. 主要研究方向: 精密机械设计。

全伟 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 精密仪器与量子传感技术。

翟跃阳 男, 博士, 副教授, 博士生导师. 主要研究方向: 精密仪器与量子传感技术。

Thermal design and optimization of narrow linewidth semiconductor lasers

LIU Sizhe¹, QUAN Wei^{1,2,*}, ZHAI Yueyang¹

(1. Fundamental Science on Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology Laboratory, Beijing 100083, China;

2. Beijing Advanced Innovation Center for Big Data-Based Precision Medicine, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The influence of the heat flow generated in the laser tube on the inherent characteristics of the structure is one of the key research issues in the design of narrow linewidth semiconductor lasers. Based on the mechanical properties and temperature load requirements, this paper aims at maximizing the heat dissipation of the overall structure. The internal thermal load is analyzed and applied. Based on this, the structural size and structural forms of the semiconductor laser are optimized. The method reduces the maximum temperature of the laser from 24.6°C to 22.827°C, and analyzes the transient temperature curve in the first 100 s. The heat dissipation uniformity is improved by optimizing the structure.

Keywords: semiconductor laser; thermal analysis; thermal design; structural size optimization; structural form optimization

Received: 2018-06-07; **Accepted:** 2018-09-03; **Published online:** 2018-10-18 11:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181012.1057.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61773043, 61227902, 61374210, 61421063, 61703025)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0353

基于近似动态规划的目标追踪控制算法



李惠峰^{1,*}, 易文峰¹, 程晓明^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘 要: 在目标跟踪问题中, 针对飞行器控制算法难以适应目标大机动飞行甚至与我方博弈等难度较大任务的问题, 提出了基于近似动态规划的目标追踪控制算法。该算法通过使用博弈策略对我方无人机进行训练形成经验, 将双方位置等状态作为已知量, 滚转方向作为控制量, 利用两物体的相对位置得出其特征, 并形成近似值函数; 最终利用 rollout 算法进行最优跟踪决策求解, 实现对跟踪目标甚至是博弈目标的灵活有效精确跟踪。仿真结果验证了近似动态规划用于控制算法的有效性。

关键词: 近似动态规划; 目标跟踪; 飞行控制; 最优决策; 博弈

中图分类号: V249.1; TP181

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0597-09

无人机具有结构简单、成本低廉等优点, 是用于自主追随的理想平台。近年来, 随着自动化技术、计算机技术、电子器件等高新科技水平的不断提高, 无人机在民用领域也大有可为, 它可应用于: 跟踪拍摄、无人机集合作战等领域, 市场前景非常乐观, 具有巨大的经济意义, 而这些功能的实现都依赖于无人机对目标的精确跟随。

目前国内实现无人机自主跟踪主要通过低空飞行的无人机搭载无线相机, 通过相机视觉传达无人机与目标的水平位移, 进而通过控制装置调节无人机的位置以及姿态, 使得无人机紧随跟踪目标。但是因为整个跟踪过程基于视觉系统, 所以存在背景运动、噪声、目标被遮挡以及目标逃出视野之外的等等问题, 且其算法还需利用实时图像计算其跟踪对象的像素点变化从再计算得出机动规律, 使得无人机自主飞行控制的变得低效以及不准确。另外如果得到较好的目标位置, 其控制部分往往研究比较少, 只是简单地使用控制器跟随当前目标位置, 无法预测目标的下一个可能

位置, 加上如果应用背景是无人机博弈等对策问题, 预测目标的位置显得十分重要。目前利用图像获得相对位置的方法已经较为成熟^[1], 如在线目标跟踪算法中的均值偏移算法^[2]、子块跟踪算法^[3]、子空间算法^[4]、滤波算法中的特征改进、多核算法^[5]、尺度估计^[6-8]、分块算法^[9]等, 深度学习中的深度目标跟踪算法^[10]等, 可以解决大多数图像跟踪存在的问题, 但其控制器的目标都几乎只是计算目标与无人机的距离而设计控制器, 之后将目标放在图像中心^[9], 而忽视了从控制方面改善跟踪效果。如果在控制方面加上对目标的预测, 那么跟踪效果也会得到很大的改善且也可以将之使用于博弈控制, 改善了现有控制算法不灵敏, 对图像依赖大的问题。

本文将近似动态规划的方法应用于无人机自主追随的问题, 如果已知目标的位置等条件, 使用提前使用博弈方式训练好无人机的特征参数的方法, 那么本文算法可以使无人机做出更好更快的选择。最后, 对设计的算法进行了仿真实验, 验证

收稿日期: 2018-06-12; 录用日期: 2018-09-14; 网络出版时间: 2018-11-20 09:32

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181116.1055.003.html

* 通信作者: E-mail: lihui Feng@buaa.edu.cn

引用格式: 李惠峰, 易文峰, 程晓明. 基于近似动态规划的目标追踪控制算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 597-605.
LI H F, YI W F, CHENG X M. Target tracking control algorithm based on approximate dynamic programming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 597-605 (in Chinese).

了算法的可行性及其良好的跟踪性能。

1 近似动态规划

基于贝尔曼方程的动态规划为无人机跟随的最佳机动策略提供了新的手段,由此产生的优化策略为无人机跟踪问题提供了更好的方法,即在给定的飞行状态下,对最优跟踪控制策略的求解,不需要大量的在线计算,能够完成实时的最优跟踪。尽管动态规划方法非常适合应用于这类问题,但是其不适用于求解计算量较大的问题,因为离散状态空间大小随状态空间变量的数量成指数增长,从而产生维数灾使得算法难以实现。而基于动态规划的近似动态规划(Approximate Dynamic Programming, ADP)为解决复杂且庞大的最优跟踪控制问题提供了新的可能。

近似动态规划使用的基本原理是利用函数近似结构(比如神经网络),来逼近经典动态规划中的性能指标函数,从而逼近得到最优性能指标和最优控制,近似动态规划的结构如图1所示^[11]。

近似动态规划算法主要由3部分组成:动态系统、执行网络和评价网络。在实际应用中,每个部分的实现由神经网络执行。当系统模型未知时,可以通过神经网络对系统模型进行辨识;执行网络生成系统的控制策略,通过调节执行网络的参数来达到逼近最优控制策略的目的;评价网络用于评价执行网络生成的控制策略。不同于传统的反馈控制方法,图1中评价网络到执行网络的增强信号是对执行网络控制策略的评价结果,这一信号有助于指导执行网络的优化设计。本文需要指出执行网络和评价网络的权值调整优化目标之间的区别:评价网络的参数优化的目标函数是使得评价网络的输出满足贝尔曼方程;建立在评价网络基础上,执行网络参数优化的目标是 minimized 评价网络的输出。

$$J(\mathbf{x}_k) = r(\mathbf{x}_k, u_k) + J(\mathbf{x}_{k+1}) \quad (1)$$

式中: $r(\mathbf{x}_k, u_k)$ 通常被称之为回报函数(reward function);在 k 时刻,以 $J(\mathbf{x}_k)$ 性能指标表示为状

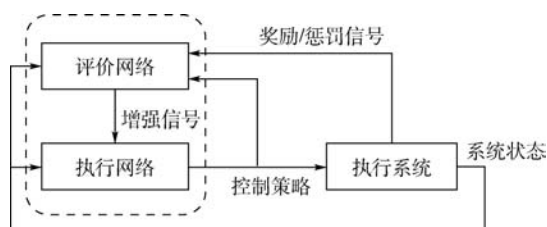


图1 近似动态规划结构^[11]

Fig.1 ADP structure^[11]

态 \mathbf{x}_k 的函数;在 $k+1$ 时刻,性能指标则可以表示为 $J(\mathbf{x}_{k+1})$ 。根据贝尔曼最优性原理^[12]

$$J^*(\mathbf{x}_k) = \min_{u_k} \{r(\mathbf{x}_k, u_k) + J(\mathbf{x}_{k+1})\} \quad (2)$$

则最优控制可以表示为

$$u_k^* = \arg \min_{u_k} \{r(\mathbf{x}_k, u_k) + J^*(\mathbf{x}_{k+1})\} \quad (3)$$

其方法有很多种,本文利用近似值函数的方法来实现整个算法过程,这可以很好地解决动态规划的维数灾问题。近似动态规划变量说明见表1。

表1 近似动态规划变量说明

Table 1 ADP symbology

变量	说明	变量	说明
\mathbf{x}	状态矢量	$\hat{J}(\mathbf{X})$	$[\hat{J}(\mathbf{x}^1), \hat{J}(\mathbf{x}^2), \dots, \hat{J}(\mathbf{x}^n)]$
\mathbf{x}_i	在第 i 步的状态	$J_{\text{approx}}(\mathbf{x})$	$J(\mathbf{x})$ 的函数逼近形式
\mathbf{x}^n	\mathbf{X} 的第 n 个状态矢量	$S(\mathbf{x})$	无人机的评估函数
\mathbf{x}_{term}	特殊的终止状态	γ	奖励折扣因子
x^{pos}	无人机 x 坐标	u	控制或移动动作
y^{pos}	无人机 y 坐标	$\zeta(\mathbf{x})$	状态 \mathbf{x} 的特征向量
\mathbf{X}	状态矢量 $[\mathbf{x}^1, \mathbf{x}^2, \dots, \mathbf{x}^n]^T$	β	函数参数向量
$f(\mathbf{x}, u)$	状态转移函数	$g(\mathbf{x})$	目标奖励函数
$\pi(\mathbf{x})$	机动策略	$g_{\text{pa}}(\mathbf{x})$	优势位置函数
$\pi^*(\mathbf{x})$	最佳机动策略	p_i	终止函数的概率
$\bar{\pi}(\mathbf{x})$	通过滚动算法生成的策略	T	Bellman 逆操作因子
$J(\mathbf{x})$	状态 \mathbf{x} 的未来奖励值	$J^*(\mathbf{x})$	$J(\mathbf{x})$ 的最佳值
$J^k(\mathbf{x})$	$J(\mathbf{x})$ 的第 k 次迭代		

2 算法构架

算法的基本函数是状态转移函数,将目标追踪的过程离散化,则每个状态到下一个状态由状态转移函数控制。而奖励函数、特征生成函数、轨迹采样函数等都用来生成近似值函数,值函数即状态的未来自奖励值,奖励值越大,则对于无人机来说位置就越好,可以通过近似的值函数产生最佳策略。算法框架如图2所示。

2.1 状态量、目标、控制量以及动力学

跟踪系统的状态量 \mathbf{x} 由无人机和目标的位置、偏航角和滚转角组成,本文目标可以指具有滚转角特征的比如其他飞行器、鸟类等,如果为其他不具有滚转角的目标,则可替代为控制量直接作用的状态量。本文选取的是具有滚转角的对象,以我方飞行器为蓝色无人机,目标用红色代替^[13]。

$$\mathbf{x} = [x_b^{pos}, y_b^{pos}, \psi_b, \phi_b, x_r^{pos}, y_r^{pos}, \psi_r, \phi_r]^T \quad (4)$$

式中: ψ 为偏航角,下标b和r分别表示蓝色和红色无人机; ϕ 为滚转角; x^{pos} 和 y^{pos} 可以在 x - y 平面内任意取值,滚转角和偏航角需要在 $[-180^\circ, 180^\circ]$ 取值。

跟踪的目标始终在一定范围之内,有时候还需要其他的目标来满足需求,比如必须把无人机限制在目标后方的一定扇形区域内,以保证我方无人机占据优势的战略地位。还有其他需求,比如跟随航拍,就必须把无人机限制在目标前方的扇形区域内,本文设定的目标是在其后方的扇形区域内。具体区域如算法1所示,AA和ATA分别为方位角和天线拂擦角。奖励区域如图3所示。

算法1 优势位置函数 $g_{pa}(\mathbf{x})$

输入: $\{\mathbf{x}\}$ 。

$R =$ “飞行器与目标的欧几里得距离”

if $(0.1 \text{ m} < R < 3.0 \text{ m}) \& (|AA| < 60^\circ) \&$
 $(|ATA| < 30^\circ)$

then

$$g_{pa}(\mathbf{x}) = 1.0$$

else

$$g_{pa}(\mathbf{x}) = 0$$

end if

输出奖励: (g_{pa}) 。

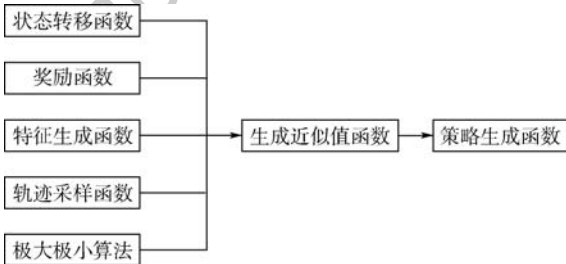


图2 算法框架

Fig.2 Algorithm framework

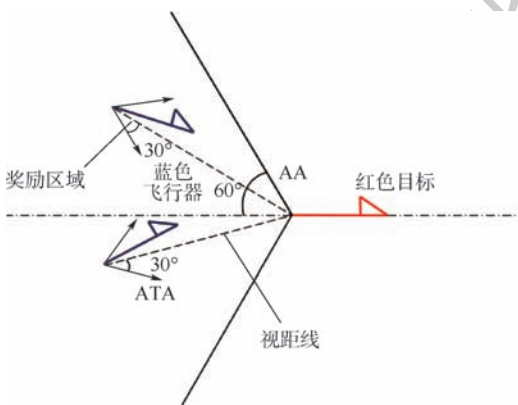


图3 奖励区域

Fig.3 Reward area

控制量以及动力学,动力学主要被使用在状态转移函数 $f(\mathbf{x}_i, u_b, u_r)$,如算法2所示。 u_r 和 u_b 分别为敌方无人机与我方无人机的控制指令, Δt 为仿真步长; ϕ_r^{max} 、 ϕ_b^{max} 和 $\dot{\phi}$ 分别为敌方无无人机及我方无人机的最大滚转角以及滚转角变化率; ψ 、 $\dot{\psi}$ 和 v 分别为敌方无无人机及我方无人机的最大偏航角、偏航角变化率及速率。控制变量由3种方式构成, {向左、保持、向右},且每个控制变量只作用一个步长。控制量直接控制滚转角,而飞行器通过滚转来产生偏航加速度,由此使飞行器偏航^[12]。

算法2 状态转移函数 $f(\mathbf{x}_i, u_b, u_r)$

输入: $\{\mathbf{x}_i, u_b, u_r\}$ 。

for $i = 1:5$ (once per $\Delta t = 0.05 \text{ s}$) do

for {red, blue} do

$$(\dot{\phi} = 40^\circ/\text{s}, \phi_r^{max} = 18^\circ, \phi_b^{max} = 23^\circ)$$

if $u = L$ then

$$\phi = \max(\phi - \dot{\phi}\Delta t, -\phi_{max})$$

else if $u = R$ then

$$\phi = \min(\phi + \dot{\phi}\Delta t, \phi_{max})$$

end if

$$\dot{\psi} = \frac{9.81}{v} \tan \phi \quad (\text{assume } v = 2.5 \text{ m/s})$$

$$\psi = \psi + \dot{\psi}\Delta t; x^{pos} = x^{pos} + \Delta t v \sin \psi$$

$$y^{pos} = y^{pos} + \Delta t v \cos \psi$$

end for

end for

2.2 奖励函数

为了更好地训练无人机的跟踪效率,本文使用极大极小算法使跟踪目标与我方无人机进行博弈。而对于每个状态,我方及目标皆有3个机动策略,所以有9种可能的结束状态,红色目标的机动策略选择源自双方的初始状态与9种可能情况的结合机动策略,通过状态转移函数计算结束状态。而在每个状态采用一种评分体系对当前位置进行评分,表示红色目标的优势程度,因此,我方无人机的目标就是最大化地减小其评分。

按照目标的定义,跟随在目标的后方的一定距离以内,可以得到优势位置函数 $g_{pa}(\mathbf{x})$,可是它的不连续性导致近似值函数过程难于操作,所以引入连续的评估函数 $S(\mathbf{x})$,将两者结合起来一起构成每个状态的评分体系^[14]。

评估函数表达式为

$$S = \frac{\left(1 - \frac{AA}{180^\circ}\right) + \left(1 - \frac{ATA}{180^\circ}\right)}{2} e^{-\frac{|R-R_d|}{180^\circ p}} \quad (5)$$

每架飞行器都有相对于另一架飞行器的对称表示,不失一般性,本文从蓝色飞行器角度描述几何。奖励区域为两箭头所夹区域,ATA 为我方无人机头部与视距线的夹角,AA 为视距线与敌方无人机头部反方向所成夹角。 R 为两物体之间的实际距离, R_d 为两物体间的期望距离,常数 p 单位为 $m/(\circ)$,其为用来协调方位分数和距离分数。 p 的有效值为 $0.1 m/(\circ)$, R 的有效值为 $2 m$ 。目标奖励函数的具体表达式为

$$g(\mathbf{x}) = w_g g_{pa} + (1 - w_g) S \quad (6)$$

式中: $w_g = 0.8$ 为权重系数。

图4、图5 分别给出了评估函数以及具体奖励位置的三维图。假设目标在原点。

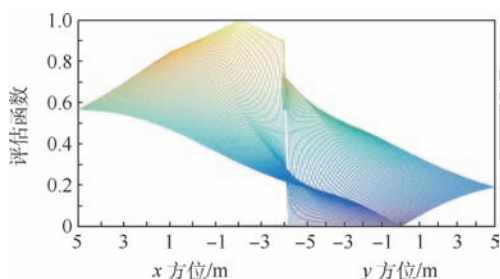


图4 评估函数

Fig. 4 Evaluation function

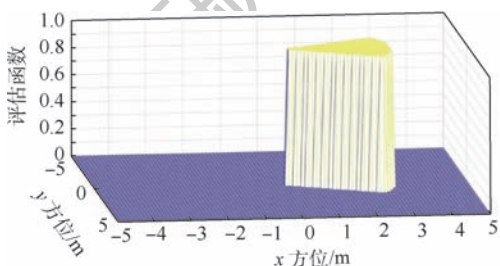


图5 优势目标奖励的位置

Fig. 5 Advantageous target reward position

2.3 特征选取

近似系统利用状态的特征来近似值函数,所以说,好的近似结果离不开选取好的特征。在2个物体跟随的状态经常被选用的特征是 $\{AA, ATA, AA, ATA, R\}$,方位角(AA)和天线拂擦角(ATA)的定义如图6所示,其最大幅度限制在 180° 以内,是飞行中重要的参数, $\{AA, ATA\}$ 为它们对时间的导数,HCA 为两飞行器头部夹角。 R 对于跟踪来说显然是很重要的参数。

$$\mathbf{b} = [\cos \psi_b, \sin \psi_b]^T \quad (7)$$

$$\mathbf{r} = [\cos \psi_r, \sin \psi_r]^T \quad (8)$$

$$AA = \arccos(\mathbf{d}^{br} \mathbf{b} / (d^{br} b)) \quad (9)$$

$$ATA = \arccos(\mathbf{d}^{br} \mathbf{r} / (d^{br} r)) \quad (10)$$

$$d^{br} = \sqrt{(x_r^{pos} - x_b^{pos})^2 + (y_r^{pos} - y_b^{pos})^2} \quad (11)$$

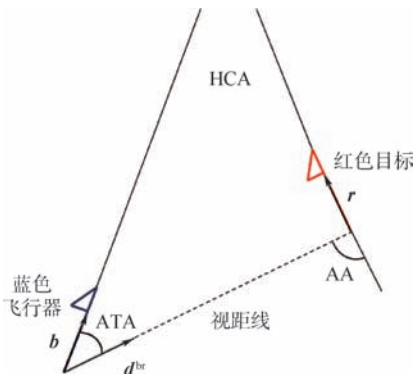


图6 角度定义

Fig. 6 Angle definition

$$\mathbf{d}^{br} = [x_r^{pos} - x_b^{pos}, y_r^{pos} - y_b^{pos}]^T \quad (12)$$

角度AA及ATA的对于时间的导数,AA及ATA通常被用于人类飞行员驾驶飞行器的博弈战斗中,AA包含对手的偏航角度和转化率,范围和本飞行器速度转换成一个信息。ATA通常由人类飞行员在视觉上确定,并用作敌手即将进行的侵略性演习的初始指示。ATA也被称为红色飞行器的视线率。从蓝色飞行器的角度来看,ATA是对面飞行器穿过挡风玻璃时每秒弧度的速率。它包含了自己的偏航角度和转弯速度,射程和对手的速度。加上两物体在每个状态时的滚转角 ϕ_b 、 ϕ_r 构成近似动态规划的基本特征。

这些被选取的特征被用来形成特征向量 $\zeta(\mathbf{x})$,特征量通过相互组合进行扩充,举个例子,如果选取的特征量为 $\{A(\mathbf{x}), B(\mathbf{x}), C(\mathbf{x})\}$,则形成的特征向量为

$$\zeta(\mathbf{x}) = [A(\mathbf{x}), B(\mathbf{x}), C(\mathbf{x}), A(\mathbf{x})B(\mathbf{x}), A(\mathbf{x})C(\mathbf{x}), C(\mathbf{x})B(\mathbf{x}), A^2(\mathbf{x}), B^2(\mathbf{x}), C^2(\mathbf{x})] \quad (13)$$

则在第 k 次迭代后,值函数可以被近似为

$$J^k \approx J_{approx}^k = \boldsymbol{\beta}^k \zeta(\mathbf{x}) \quad (14)$$

式中: $\boldsymbol{\beta}^k$ 为各个特征对于近似值函数的权重系数。可以看出,如果特征量选取越多,则近似值函数对于真正值函数更为接近,但是由此可以看出,特征量选取的越多,则计算的复杂度和量要大大增加,这违背了本文选取近似动态规划的初衷。所以选取上述对于目标跟踪十分重要的特征,总计如下^[15]。

$$\boldsymbol{\mu}(\mathbf{x}) = \{R, AA, ATA, AA, ATA, HCA, \phi_b, \phi_r\} \quad (15)$$

2.4 轨迹采样

采样点越密集则对于近似值函数来说就更加精确,但是对于计算量来说,采样点越密集,计算量就越大,因此应选择采样区间。

为了使采样的空间更加符合目标跟踪时的实际情况。我方无人机以及跟踪目标的横纵坐标使用标准差为 7 m 的高斯分布,初始状态的偏航角以及滚转角符合均匀分布。就像最小二乘法中所使用的方法,将所有采样的状态存储于一个大矩阵 \mathbf{X} 中。

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} \mathbf{x}_0^1 & \cdots & \mathbf{x}_l^1 \\ \vdots & & \vdots \\ \mathbf{x}_0^n & \cdots & \mathbf{x}_l^n \end{pmatrix} \quad (16)$$

使用生成的采样点生成构建近似动态规划框架的特征为

$$\boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x}) = [\boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x}_1), \boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x}_2), \cdots, \boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x}_n)]^T \quad (17)$$

2.5 目标策略函数

为了更好地训练值函数,使得训练出来的值函数具有最大的普遍性,目标运动算法选择博弈算法,本文采用 Minimax 算法,Minimax 算法又名极大极小算法,是一种找出失败的最大可能性中的最小值的算法^[16]。

Minimax 算法常用于棋类等由两方较量的游戏和程序。该算法是一个零总和算法,即一方要在可选的选项中选择将其优势最大化的选择,另一方则选择令对手优势最小化的方法。而开始的时候总和为 0。其算法如图 7 所示。

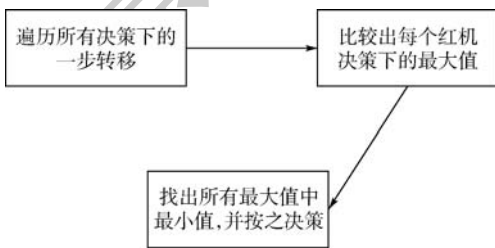


图 7 Minimax 算法流程

Fig. 7 Minimax algorithm flowchart

2.6 生成近似值函数

通过合理的轨迹采样、特征选取以及奖励函数的建立,可以通过算法得到一个与真实值函数十分近似的近似值函数。其具体思想如下所示。

假设 $\boldsymbol{\lambda}$ 是列向量的系数,本文可以把整个模型^[17]写为

$$\mathbf{y} = \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (18)$$

式中: \mathbf{y} 、 \mathbf{x} 和 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 分别为因变量、自变量和估计误差。

本文假设 $(\boldsymbol{\varepsilon}_1, \boldsymbol{\varepsilon}_2, \cdots, \boldsymbol{\varepsilon}_n)$ 符合独立同分布,参数向量 $\boldsymbol{\lambda}$ 的具体值未知,所以本文用一个 $\bar{\boldsymbol{\lambda}}$ 来生成预测公式。

$$\bar{\mathbf{y}}^n = \bar{\boldsymbol{\lambda}}^T \mathbf{x}^n \quad (19)$$

$\bar{\mathbf{y}}^n$ 是本文对 \mathbf{y}^{n+1} 的预测,那么预测误差可以写为

$$\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^n = \mathbf{y}^n - \bar{\boldsymbol{\lambda}}^T \mathbf{x}^n \quad (20)$$

那么本文的目标变为选择一个 $\boldsymbol{\beta}$ 使误差的平方和最小,即

$$\min_{\boldsymbol{\beta}} = \sum_{n=1}^m (\mathbf{y}^n - \bar{\boldsymbol{\beta}}^T \mathbf{x}^n)^2 \quad (21)$$

则问题变为很熟悉的最小二乘问题,则最优的参数向量 $\bar{\boldsymbol{\beta}}$ (n 轮观测之后) 可以给出,将每轮观测值存储至 \mathbf{Y}^n , 可得

$$\bar{\boldsymbol{\beta}} = [(\mathbf{X}^n)^T \mathbf{X}^n]^{-1} (\mathbf{X}^n)^T \mathbf{Y}^n \quad (22)$$

则通过以上方式,本文可以得到近似值函数,算法大概通过 40 次迭代,可以得到最优的参数矩阵。

2.7 策略选取(控制指令生成)

尽管本文的近似值函数相对于真正值函数来说已经十分接近,但对于策略选择来说,仍有可能不是最优的策略,所以策略选取应用 rollout 策略^[18]。rollout 算法是对于当前状态,从每一个可能的动作开始,之后根据给定的策略进行路径采样,根据多次采样的奖励和来对当前状态的行动值进行估计。在当前估计基本收敛时,会根据行动值最大的原则选择动作进入下一个状态再重复上述过程。在蒙特卡罗控制中,采样的目的是估计一个完整的,最优价值函数,但是 rollout 算法中的采样目的只是为了计算当前状态的行动值以便进入下一个状态,而且这些估计的行动值并不会被保留。在得到最优的策略函数后也可将结果放入神经网络训练,利用决策对特征进行分类,使得无人机在博弈或者跟随目标的程中快速做出决策。算法具体实现过程如算法 3 所示。

算法 3 rollout 算法

输入: \mathbf{x}_i 。

初始化: $J_{\text{best}} = -\infty$ 。

for $u_b = \{L, S, R\}$

do $\mathbf{x}_{\text{temp}} = f(\mathbf{x}_i, u_b, \boldsymbol{\pi}_r^{\text{nom}}(\mathbf{x}_{\text{temp}}))$

for $j = \{1: N_{\text{rolls}}\}$

do

$$\mathbf{x}_{\text{temp}} = f(\mathbf{x}_{\text{temp}}, \boldsymbol{\pi}_{\text{approx}}^N(\mathbf{x}_{\text{temp}}), \boldsymbol{\pi}_r^{\text{nom}}(\mathbf{x}_{\text{temp}}))$$

end for

$$J_{\text{current}} = [\boldsymbol{\gamma} J_{\text{approx}}^N(\mathbf{x}_{\text{temp}}) + g(\mathbf{x}_{\text{temp}})]$$

if $J_{\text{current}} > J_{\text{best}}$

then

$$u_{\text{best}} = u_b, J_{\text{best}} = J_{\text{current}}$$

end if

end for

输出: u_{best} 。

3 仿真结果

对定常运动的目标以及与我方无人机博弈的目标的跟踪任务进行了仿真,任务是始终在目标的后方的0.1~3 m,最后将本控制算法与经典控制算法PID进行比较,得出本算法在复杂环境下的优势。

通过之前所叙述的利用博弈离线训练近似值函数特征参数的方法,结合 rollout 算法,可以得到最优的控制指令。

通过给定两方无人机不同的初始状态以及选取目标无人机的不同策略,来模拟不同环境的工况,初始状态以及目标策略选取如表2所示,其中,Minimax 代表目标无人机选取与我方博弈的极大极小策略,Maintain 代表目标无人机选取定常的直线运动。

最后,对比本文与传统PID算法的仿真结果,由于PID算法只能跟踪预定轨迹,在进行PID算

法的仿真时,将ADP仿真完成后得到的目标轨迹给定给PID算法,从而比较出本文算法优势。仿真结果如图8~图20所示, x_{init} 为起始状态分类。各仿真图初始状态及目标策略如表2所示。

由以上仿真结果可知,如果已知目标的位置,目标的运动是定常的,如图11、图13所示可以实现很好的跟随,并且按照预定的目标始终跟在目标的后方,而对于目标运动变化较大,甚至与我方进行博弈的情况下如图9、图15所示,由仿真图所示,该算法具有一定的预测性,该控制算法可以实现很好的跟随。与给定PID目标轨迹的控制方法比较,可以看到,即使给定传统PID算法目标轨迹,其跟踪的稳定性也不是很好,具有一定的振荡,但对于ADP算法,从图16中可以看出其具有一定的预测性,且其与目标的距离始终保持在之前设定的0.1~3 m的范围以内,不妨假设ADP跟踪的目的为与目标为1 m,而PID的目的为与目标的距离为0 m,可以计算得到各算法的方

表2 各仿真图初始状态及目标策略

Table 2 Initial state and objet strategy of each simulation chart

x_{init}	x_b^{pos}/m	y_b^{pos}/m	ψ_b/rad	ϕ_b/rad	x_t^{pos}/m	y_t^{pos}/m	ψ_t/rad	ϕ_t/rad	π_t
1	0	1	0	0	1	0	0	0	Minimax
2	0	1	0	0	1	0	0	0	Maintain
3	0	1	$-\pi/6$	0	1	0	0	0	Maintain
4	0	1	$\pi/6$	0	1	0	0	0	Minimax

注: π_t —敌机机动策略。

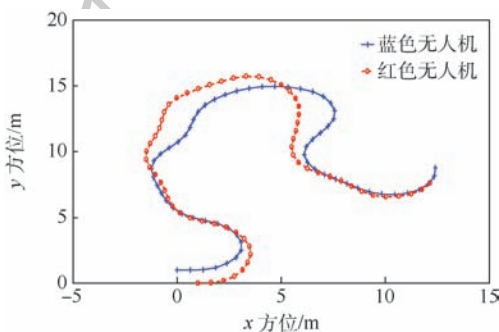


图8 60步长仿真($x_{init} = 1$)

Fig. 8 60 step length simulation ($x_{init} = 1$)

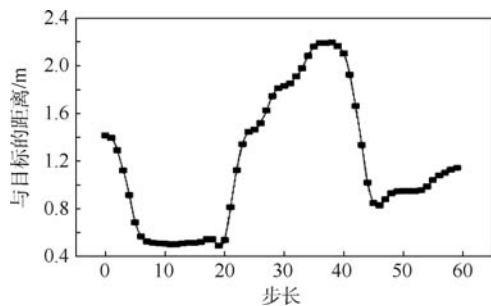


图9 实时与目标距离($x_{init} = 1$)

Fig. 9 Real-time target distance ($x_{init} = 1$)

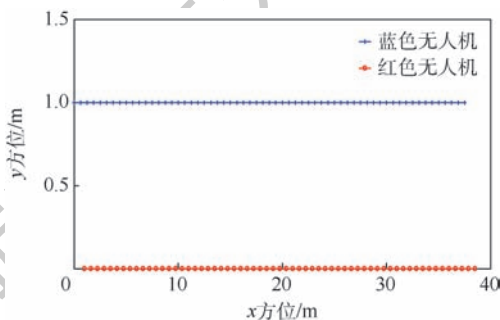


图10 60步长仿真($x_{init} = 2$)

Fig. 10 60 step length simulation ($x_{init} = 2$)

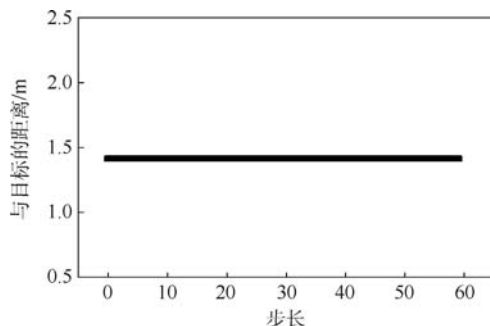


图11 实时与目标距离($x_{init} = 2$)

Fig. 11 Real-time target distance ($x_{init} = 2$)

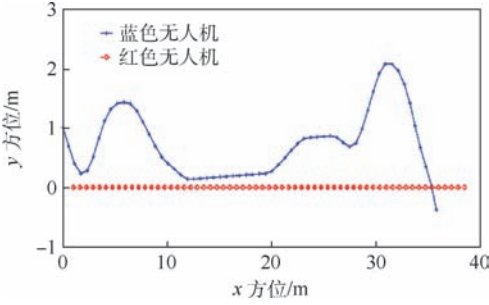


图 12 60 步长仿真图 ($x_{init} = 3$)

Fig. 12 60 step length simulation chart ($x_{init} = 3$)

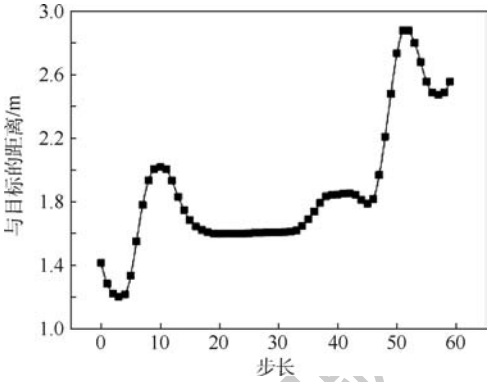


图 13 实时与目标距离 ($x_{init} = 3$)

Fig. 13 Real-time target distance map ($x_{init} = 3$)

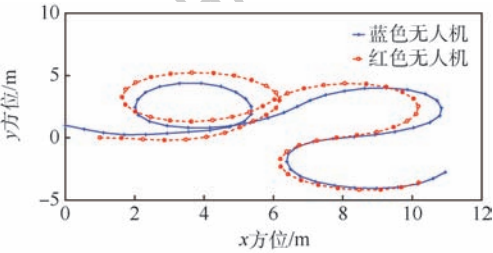


图 14 60 步长仿真 ($x_{init} = 4$)

Fig. 14 60 step length simulation chart ($x_{init} = 4$)

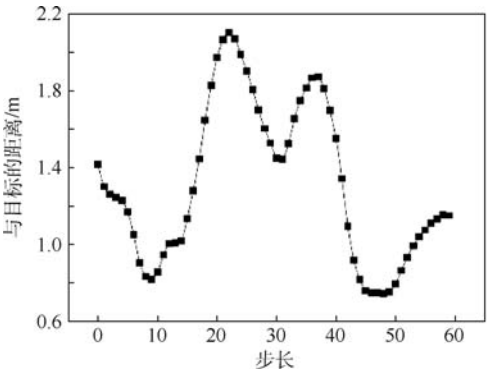


图 15 实时与目标距离 ($x_{init} = 4$)

Fig. 15 Real-time target distance map ($x_{init} = 4$)

差分别为

$$S_{ADP1} = 52.9945 \text{ m}^2 \quad (23)$$

$$S_{PID} = 75.1835 \text{ m}^2 \quad (24)$$

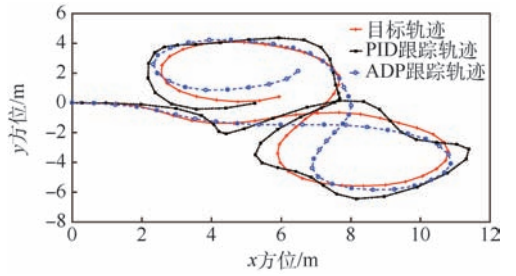


图 16 给定 PID 目标轨迹时的仿真比较

Fig. 16 Simulation comparison when PID target trajectory is given

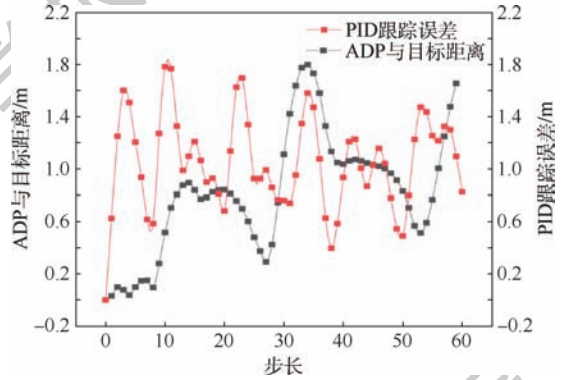


图 17 PID 跟踪误差以及 ADP 与目标距离

Fig. 17 PID tracking error and target distance from ADP simulation

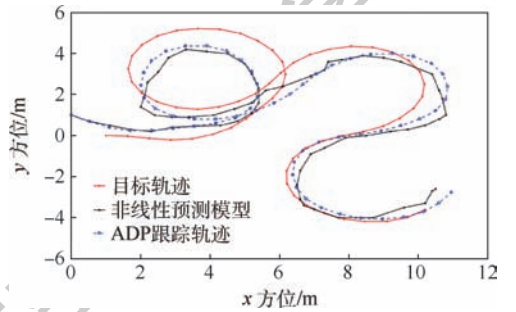


图 18 非线性预测模型方法与 ADP 的跟踪比较

Fig. 18 Comparison of tracking between nonlinear prediction model methods and ADP

$$S_{ADP2} = 114.7 \text{ m}^2 \quad (25)$$

$$S_{nonlinear} = 136.9 \text{ m}^2 \quad (26)$$

在这组仿真下可知,即使在 ADP 算法不知道目标的轨迹的前提下,ADP 算法也具有更好的稳定性。由此可知,该算法可以适应于较为复杂的环境。

图 20 所示的是基于非线性模型预测跟踪控制算法的逃逸无人机控制^[17-19],由图可知,虽然这种算法有着较好的跟踪结果,但是由于这种方法本身不产生机动,所以该方法有着一个天然的缺陷,它不具有在追踪和逃逸角色切换的能力。而 ADP 算法可以很好地实现角色的切换。

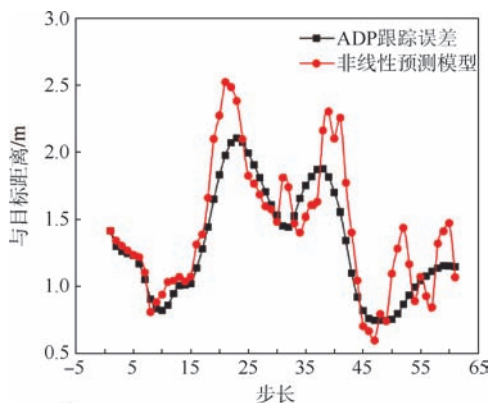


图 19 非线性预测模型方法与 ADP 的跟踪误差比较
Fig. 19 Comparison of tracking error between nonlinear prediction model method and ADP

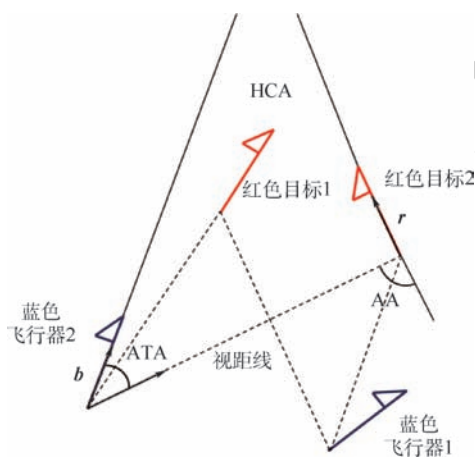


图 20 无人机跟踪与博弈
Fig. 20 UAV tracking and gaming

4 结 论

1) 本文对无人机跟踪控制算法进行研究,提出了将近似动态规划用于目标跟踪问题中的飞行控制问题,在已知双方状态的情况下,可以应对目标的灵活运动,预测目标的运动轨迹。

2) 为了确保得到的决策是最优决策,使用 rollout 算法得出结论。实现了飞行器在跟踪甚至博弈过程中的有效跟踪,在现行跟踪问题上缺少飞行控制的研究进行了补充。

3) 仿真验证了目标跟踪的有效性。对于多目标且多控制体的模型可以结合粒子群算法、遗传算法等其他智能算法^[20]来实现。项目可以应用于大多数跟随场合以及大多数飞行器博弈场合。

参考文献 (References)

[1] 卢虎川,李佩霞,王栋. 目标跟踪算法综述[J]. 模式识别与

人工智能,2018,31(1):61-76.

LU H C, LI P X, WANG D. Visual object tracking: A survey [J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2018, 31 (1): 61-76 (in Chinese).

[2] CHENG Y Z. Meanshift, mode seeking, and clustering [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1995, 17(8): 790-799.

[3] ADAM A, RIVLIN E, SHIMSHONI I. Robust fragments-based tracking using the integral histogram [C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 798-805.

[4] TURK M, PENTLAND A. Eigenfaces for recognition [J]. Journal of Cognitive Neuroscience, 1991, 3(1): 71-86.

[5] TANG M, FENG J. Multi-kernel correlation filter for visual tracking [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 3038-3046.

[6] LI Y, ZHU J K. A scale adaptive kernel correlation filter tracker with feature integration [C] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 254-265.

[7] DANELLJAN M, HGER G, KHAN F S. Accurate scale estimation for robust visual tracking [EB/OL]. [2017-11-27]. <http://www.cvl.isy.liu.se/en/research/objrec/visualtracking/scalvistrack/index.html>.

[8] HENRIQUES J F, CASEIRO R, MARINS P, et al. High-speed tracking with kernelized correlation filters [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2014, 37 (3): 583-596.

[9] LI Y, ZHU J K, HOI S C H. Reliable patch trackers: Robust visual tracking by exploiting reliable patches [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 353-361.

[10] MA C, HUANG J B, YANG X K, et al. Hierarchical convolutional features for visual tracking [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 3074-3082.

[11] 魏庆来. 基于近似动态规划的非线性系统最优控制研究 [D]. 沈阳: 东北大学, 2008: 6-8.

WEI Q L. Researches on optimal control of nonlinear systems based on approximate dynamic programming [D]. Shenyang: Northeastern University, 2008: 6-8 (in Chinese).

[12] BELLMAN R. On the theory of dynamic programming [J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 1952, 38(8): 716-719.

[13] ISAACS R. Games of pursuit [M]. Santa Monica, CA: The Rand Corporation, 1951: 256-257.

[14] AUSTIN F, CARBONE G, FALCO M, et al. Game theory for automated maneuvering during air-to-air combat [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(6): 1143-1149.

[15] MCGREW J S, HOW J P, WILLIAMS B, et al. Air combat strategy using approximate dynamic programming [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 6-13.

- [16] ANWAR H, ZHU Q Y. Minimax game-theoretic approach to multiscale H -infinity optimal filtering [C] // 2017 IEEE Global Conference on Signal and Information Processing (GlobalSIP). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 853-857.
- [17] SPRINKLE J, EKLUND J, KIM H, et al. Encoding aerial pursuit/evasion games with fixed wing aircraft into a nonlinear model predictive tracking controller [C] // Proceedings of 2004 43rd IEEE Conference on Decision and Control (CDC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 2609-2614.
- [18] EKLUND J, SPRINKLE J, KIM H, et al. Implementing and testing a nonlinear model predictive tracking controller for aerial pursuit/evasion games on a fixed wing aircraft [C] // Proceedings of 2005 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 1509-1514.
- [19] SHAW R. Fighter combat tactics and maneuvering [M]. Annapolis: Naval Institute Press, 1985: 12-15.
- [20] POWELL B. Approximate dynamic programming solving the curses of dimensionality [M]. 2nd ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2011: 305-307.

作者简介:

李惠峰 女, 博士, 教授。主要研究方向: 飞行器制导与控制。

程晓明 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器制导与控制。

Target tracking control algorithm based on approximate dynamic programming

LI Huifeng^{1,*}, YI Wenfeng¹, CHENG Xiaoming^{1,2}

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China;

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

Abstract: The control algorithm for the target tracking problem cannot be well adapted to the problem of large-scale maneuver flight or even game with us. This paper proposes a control algorithm for target tracking using approximate dynamic programming. The game algorithm is used to train our UAV to form an experience. The positions of both sides are taken as known quantity and the roll direction as the control quantity. The relative positions of two objects are used to derive their features and then an approximate function is formed. The rollout algorithm is used to obtain the optimal decision, and the flexible and effective tracking of tracking targets and even gaming targets can be achieved. The simulation results verify the effectiveness of approximate dynamic programming for control algorithms.

Keywords: approximate dynamic programming; target tracking; flight control; optimal decision; game

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0358

结冰条件下的飞行控制律重构设计方法



王良禹, 徐浩军*, 李颖晖, 李哲

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对飞机结冰条件下的飞行安全问题, 在线性结冰影响模型的基础上构建了非线性结冰影响模型, 并建立了结冰飞机纵向非线性动力学模型。利用反馈线性化理论与模糊控制原理相结合, 重构设计了结冰条件下的纵向控制律, 既保证了动态响应特性, 又改善了控制器的抗干扰能力, 使飞机具备一定的容冰飞行能力。通过仿真模拟了飞机在不同结冰严重程度以及干扰下的纵向响应, 并与常规 PID 控制进行对比, 验证了设计控制律的有效性和抗干扰能力。结果表明, 该设计方案下的各状态参数动态响应均能较快较好地收敛, 能更精准快速地跟踪俯仰角指令, 且抗干扰能力、动态性能均优于常规 PID 控制。

关键词: 飞机结冰; 结冰影响模型; 反馈线性化; 模糊控制; 控制律重构

中图分类号: V212

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0606-08

近年来, 由飞机结冰而引发的飞行事故时有发生, 造成了大量的人员伤亡和财产损失。飞机结冰是指在飞行过程中遭遇结冰天气而机体表面产生结冰的现象, 是影响飞行安全的重要因素之一。针对飞机结冰问题, 国内外都开展了大量的研究工作^[1-4], 飞机的防/除冰系统也由此得到迅猛发展^[5-7], 但是仅依靠防除冰系统也无法保证不会出现残留冰或者由结冰引起的飞行事故不会发生, 例如 2006 年某型飞机就因为飞机结冰而导致失控坠毁。因此, 开展对飞机结冰后的飞行安全保障方法研究很有必要。研究结冰对飞机飞行性能和飞行品质的影响、结冰条件下的飞行控制律重构设计以及结冰后边界保护等是保障飞机安全飞行的重要手段^[8-11]。

目前, 关于飞机飞行控制的理论与方法有很多。美国 Bragg 教授等开发了飞机智能结冰系统 (Smart Icing System, SIS)^[12], 为飞机容冰飞行控制和结冰边界保护提供了思路。Aykan 等通过神

经网络、容错控制等方法开展了飞机结冰后控制律重构的研究工作^[13-14]。国内相对起步较晚, 对结冰后的飞行控制律重构和边界保护等研究还比较薄弱。北京航空航天大学的杜亮和洪冠新^[15]研究了结冰对飞机飞行包线的影响。空军工程大学的王小龙等^[16]引入铰链力矩检测模块, 研究了基于飞机自驾仪的结冰后边界保护方法。复旦大学的应思斌^[17]开展了对容冰控制理论与方法的研究, 建立了综合结冰保护系统。然而, 从目前的公开文献来看, 对结冰后飞行控制律重构设计及边界保护方法的系统研究还不足, 成果也相对较少。

飞机的动态模型具有很强的非线性特征, 而传统的基于小扰动线性化的控制方法已越来越不能满足任务需求, 这就要求一种能满足非线性系统的控制方法。反馈线性化理论在近年来得到迅猛发展^[18-19], 对非线性系统具有很好的控制效果。但是由于其需要依赖精确的系统模型, 易受

收稿日期: 2018-06-13; 录用日期: 2018-09-14; 网络出版时间: 2018-10-09 10:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180929.1743.001.html

基金项目: 国家“973”计划 (2015CB755800); 民用飞机专项科研 (MJ-2015-F-019)

* 通信作者。E-mail: xuhaojun1965@163.com

引用格式: 王良禹, 徐浩军, 李颖晖, 等. 结冰条件下的飞行控制律重构设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 606-613. WANG L Y, XU H J, LI Y H, et al. Reconfigurable design method of flight control law under icing conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 606-613 (in Chinese).

模型中的不确定性因素及外界环境的影响,抗干扰性较差。

Bragg 教授等提出一种线性的结冰影响模型,受到了广泛应用^[1]。然而该模型对大迎角及过失速阶段的描述并不准确,因此,本文在前人的基础上建立了非线性结冰影响模型,并构建了结冰飞机纵向非线性动力学模型。通过将反馈线性化理论与模糊控制原理相结合,设计了飞机结冰情形下的飞行控制律。一方面通过反馈线性化保证了飞机纵向运动的动态特性,另一方面利用模糊控制原理较强的鲁棒性,改善了反馈线性化对模型精度的依赖及其抗干扰能力。在不同结冰严重程度以及干扰下进行仿真计算,并与传统 PID 控制进行对比,验证了本文所设计控制律的有效性,具有较强的理论意义和工程应用价值。

1 结冰后飞机非线性动力学模型

1.1 结冰影响模型

现有的公开文献中,Bragg 等^[1]提出了一种线性的结冰影响模型,并得到了广泛的应用:

$$C_{(A)iced} = (1 + \eta K_{C_{(A)}}) C_{(A)} \quad (1)$$

式中: $C_{(A)}$ 和 $C_{(A)iced}$ 分别为飞机结冰前后的气动参数; η 为结冰因子,仅与气象条件有关,反映不同结冰严重程度,其值越大表明结冰越严重,一般取值范围大致为 $0 \sim 0.3$; $K_{C_{(A)}}$ 为结冰系数,仅与飞机有关,对于给定飞机时为常值。然而,该模型对大迎角及过失速阶段的结冰后气动特性的描述并不准确,且未能体现失速迎角的变化,仅适合于失速前的线性阶段。

图1为NACA 0012翼型的升力系数 C_L 曲线^[20],从图中可以看出,在失速前飞机的升力系数减小,升力线斜率降低,并呈现线性变化;而

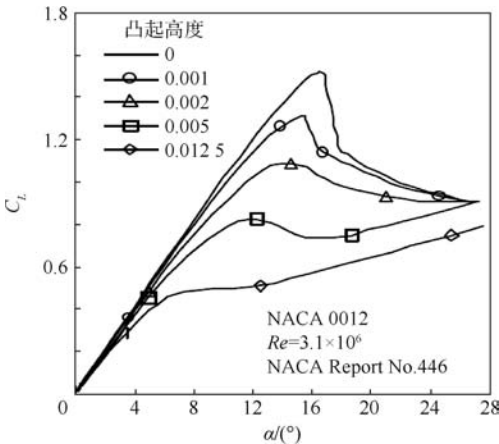


图1 NACA 0012翼型升力系数曲线^[20]

Fig. 1 Lift coefficient curves of NACA 0012 airfoil^[20]

在过失速阶段,随着结冰严重程度的增加,升力系数曲线变得平滑,且大于失速迎角时的升力突变现象也变得不再明显。这是因为结冰主要是通过改变流场而产生影响,而在过失速阶段,由于迎角 α 较大气流早已产生分离,飞机上的积冰对流场的影响也变得不再明显。

因此,在线性结冰影响模型的基础上,通过改变 $K_{C_{(A)}}$ 值,使其随着迎角的变化而改变,构建了非线性结冰影响模型,以完善结冰对气动特性影响的描述。 $K_{C_{(A)}}$ 的变化情况如下:

1) 在接近失速迎角 α_{stall} 前, $K_{C_{(A)}}$ 的取值与线性结冰影响模型一致。通过仿真得到不同结冰程度下的失速迎角,再利用插值则可得到对应 η 值下的失速迎角 α_{stall} 。

2) 进入失速区后,通过拟合得到 $K_{C_{(A)}}$ 的值,使结冰后的气动参数趋近于未结冰时的值。

3) 当迎角增大到某一阈值 α_1 时, $K_{C_{(A)}}$ 应取值为0。

以Z轴上的气动力系数 C_z 对升降舵偏角 δ_e 的导数 $C_{z\delta_e}$ 为例,对应的 $K_{C_{(A)}}$ 值如下:

$$K_{C_{z\delta_e}} = \begin{cases} -0.477 & \alpha < \alpha_{stall} \\ a_1 \sin(b_1 \alpha + c_1) + a_2 \sin(b_2 \alpha + c_2) & \alpha_{stall} \leq \alpha < \alpha_1 \\ 0 & \alpha \geq \alpha_1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: a_1 等为关于 η 的多项式函数,可通过拟合得到,限于篇幅原因不做详细叙述。通过仿真得到基于非线性结冰影响模型的升力系数曲线,如图2所示。

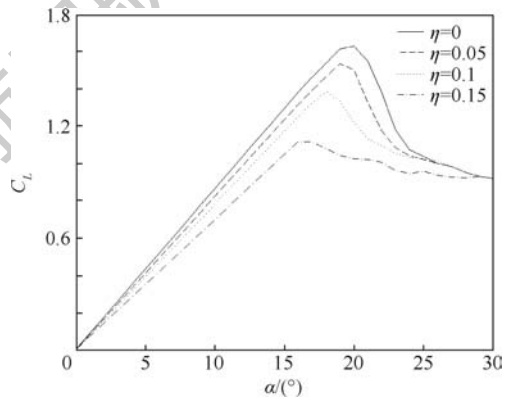


图2 升力系数曲线

Fig. 2 Lift coefficient curves

1.2 飞机纵向非线性动力学模型

飞机结冰后,飞行包线萎缩,而飞机的俯仰运动会对飞机的飞行安全产生直接的影响。因此,飞机的纵向俯仰运动是本文研究的重点,其简化

的动力学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha) = \\ f_1(\mathbf{x}) + g_{1p}(\mathbf{x})\delta_p \\ \dot{\alpha} = q - \frac{L + T \sin \alpha}{mV} + \frac{g \cos(\theta - \alpha)}{V} = \\ f_2(\mathbf{x}) + g_{2e}(\mathbf{x})\delta_e + g_{2p}(\mathbf{x})\delta_p \\ \dot{\theta} = q = f_3(\mathbf{x}) \\ \dot{q} = \frac{M}{I_y} = f_4(\mathbf{x}) + g_{4e}(\mathbf{x})\delta_e + g_{4p}(\mathbf{x})\delta_p \\ D = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D \\ L = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L \\ M = \frac{1}{2}\rho V^2 bSC_m \end{cases} \quad (3)$$

式中: V 、 θ 和 q 分别为飞机的速度、俯仰角和俯仰角速度; S 和 b 分别为机翼面积和平均气动弦长; m 和 I_y 分别为飞机质量和惯性矩; δ_p 为发动机转速百分比; T 、 D 、 L 和 M 分别表示发动机推力、阻力、升力和俯仰力矩, 且 $T = f(\delta_p)$; g 为重力加速度; C_D 和 C_m 分别为阻力系数和俯仰力矩系数; ρ 为空气密度; \mathbf{x} 为状态向量, 这里取 $\mathbf{x} = [V, \alpha, \theta, q]^T$ 。

飞机的纵向非线性气动力模型为^[21]

$$\begin{cases} C_x = C_x(\alpha) + \Delta C_x(\alpha, \delta_e) + \Delta C_x(\alpha, q) \\ C_z = C_z(\alpha) + \Delta C_z(\alpha, \delta_e) + \Delta C_z(\alpha, q) \\ C_m = C_m(\alpha) + \Delta C_m(\alpha, \delta_e) + \Delta C_m(\alpha, q) \end{cases} \quad (5)$$

式中: C_x 为机体 X 轴上的气动力系数, 通过插值计算得到。通过坐标转换, 可得到飞机的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D :

$$\begin{bmatrix} C_D \\ C_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha \\ -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_x \\ C_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

引入结冰影响模型, 即可得到结冰后的非线性气动力模型。以 C_z 为例, 则结冰后的非线性气动力系数可表示为:

$$\begin{aligned} C_{z_{iced}} &= (C_z(\alpha) - C_{z0})(1 + K_{C_{z\alpha}}\eta) + \\ &C_{z0}(1 + K_{C_{z0}}\eta) + C_z(\alpha, \delta_e)(1 + \\ &K_{C_{z\delta_e}}\eta) + C_z(\alpha, q)(1 + K_{C_{zq}}\eta) \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $C_{z_{iced}}$ 为结冰后的 C_z 值; C_{z0} 为迎角 $\alpha = 0^\circ$ 时的 C_z 值; $K_{C_{z\alpha}}$ 、 $K_{C_{zq}}$ 和 $K_{C_{z0}}$ 分别为气动导数 $C_{z\alpha}$ 、 C_{zq} 和气动参数 C_{z0} 对应的 $K_{C(\lambda)}$ 值。

2 结冰后的纵向飞行控制律设计

随着航空工业的快速发展, 飞机的非线性问题也受到越来越多的关注, 而基于小扰动线性化的控制方法愈来愈不能满足发展的需求。本节基

于所建立的结冰飞机纵向非线性动力学模型, 将反馈线性化理论与模糊控制原理相结合, 重构设计了结冰情形下的飞行控制律, 保障了飞机在结冰条件下具有一定的飞行能力。

2.1 纵向飞行品质要求

在飞机纵向运动过程中, 对于长周期响应而言飞行员一般足够的时间进行操纵和修正, 而往往却因为短周期响应较快导致飞行员来不及进行操纵和修正, 容易引发飞行事故。因此, 绝大多数纵向飞行品质要求是针对短周期建立的。依据文献[22], 给出了飞机纵向飞行品质要求, 如表1所示。

表1 纵向飞行品质要求

Table 1 Longitudinal flight quality requirements

标准	界限
上升时间	$t_r \leq 5 \text{ s}$
超调量	$\sigma < 20\%$
稳态误差	$e_{ss} \leq 0.1$
调节时间	$t_s \leq 8 \text{ s}$
短周期阻尼比	$0.3 \leq \zeta_{sp} \leq 2$

2.2 纵向飞行控制律设计

以飞机结冰后的纵向动力学方程作为非线性控制系统, 取输入向量 $\mathbf{u} = [\delta_e \ \delta_p]^T$ 和输出向量 $\mathbf{y} = [y_1 \ y_2]^T = [V \ \theta]^T$, 对输出 y_1 、 y_2 分别求导可得

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = \dot{V} = f_1(\mathbf{x}) + g_{1p}(\mathbf{x})\delta_p \\ \dot{y}_2 = \dot{\theta} = f_3(\mathbf{x}) \\ \ddot{y}_2 = f_4(\mathbf{x}) + g_{4e}(\mathbf{x})\delta_e + g_{4p}(\mathbf{x})\delta_p \end{cases} \quad (8)$$

可得: 系统的相对阶 $r = r_1 + r_2 = 3 < 4$ 。对原系统进行如下变化:

$$\text{令 } \xi = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix}, \mathbf{B}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} b_1(\mathbf{x}) \\ b_2(\mathbf{x}) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} f_1(\mathbf{x}) \\ f_4(\mathbf{x}) \end{bmatrix}, \mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \mathbf{a}_1(\mathbf{x}) \\ \mathbf{a}_2(\mathbf{x}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & g_{1p}(\mathbf{x}) \\ g_{4e}(\mathbf{x}) & g_{4p}(\mathbf{x}) \end{bmatrix},$$

则原系统可以转换为如下新的形式:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = b_1(\mathbf{x}) + \mathbf{a}_1(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ \dot{\xi}_2 = \xi_3 \\ \dot{\xi}_3 = b_2(\mathbf{x}) + \mathbf{a}_2(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ \lambda = q(\xi, \lambda) \\ \mathbf{y}^* = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (9)$$

式中: λ 为满足李导数 $L_{g_e}\lambda(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^4 g_{ie}(\mathbf{x}) \frac{\partial \lambda(\mathbf{x})}{\partial x_i} = 0$ 和 $L_{g_p}\lambda(\mathbf{x}) = 0$ 的任意光滑函数, 且 $q(\xi, \lambda) =$

$L_f \lambda(x)$, 其中: $g_e = [0 \quad g_{2e}(x) \quad 0 \quad g_{4e}(x)]^T$, $g_p = [g_{1p}(x) \quad g_{2p}(x) \quad 0 \quad g_{4p}(x)]^T$, $f = [f_1(x) \quad f_2(x) \quad f_3(x) \quad f_4(x)]^T$. 变换后系统的解耦矩阵为

$$E(x) = \begin{bmatrix} L_{g_e} L_f^{-1} y_1(x) & L_{g_p} L_f^{-1} y_1(x) \\ L_{g_e} L_f^{-2} y_2(x) & L_{g_p} L_f^{-2} y_2(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & g_{1p}(x) \\ g_{4e}(x) & g_{4p}(x) \end{bmatrix} = A(x) \quad (10)$$

$E(x)$ 的各项实际上就是输入 u 的系数, 明显 $E^{-1}(x)$ 存在, 故该坐标变换是成立的. 假设系统的等效输入 $v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1(x) + a_1(x)u \\ b_2(x) + a_2(x)u \end{bmatrix}$, 则原非线性系统可转换为一个等效的线性系统, 且有 $u = E^{-1}(x)(-B(x) + v)$. 可得

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = v_1 \\ \dot{\xi}_2 = \xi_3 \\ \dot{\xi}_3 = v_2 \end{cases} \quad (11)$$

构造模糊控制器, 将其输出作为反馈线性化的等效输入 v , 即可实现反馈线性化理论与模糊控制原理的结合, 完成纵向控制器的设计. 下面给出模糊控制方法, 图3为模糊控制器的结构原理图.

对于模糊控制器的输入“误差 e ”、“误差变化率 \dot{e} ”和输出“ v ”, 定义语言变量“误差 E ”、“误差变化率 \dot{E} ”和“控制量 V ”及其论域 $\{-8, -7, \dots, 7, 8\}$, 将语言变量 E, \dot{E} 和 V 进行分挡, 划分为正大(PB)、正中(PM)、正小(PS)、零(ZO)、负小(NS)、负中(NM)和负大(NB)七挡, 采用三角形隶属函数, 其形状和分布如图4所示.

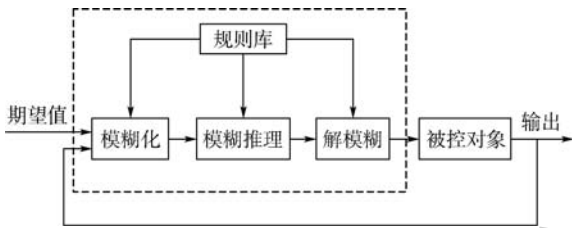


图3 模糊控制原理图

Fig.3 Schematic diagram of fuzzy control

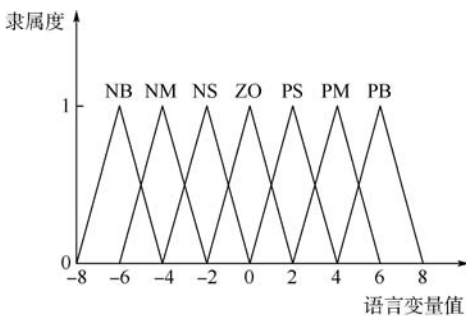


图4 隶属函数的形状及分布

Fig.4 Shape and distribution of membership functions

建立相应的模糊语言规则库, 如表2所示.

基于 MATLAB/Simulink 建立模糊控制系统, 与反馈线性化控制器相结合, 即可完成飞机纵向控制律的设计. 图5为模糊控制系统的 Simulink 仿真结构, θ 和 θ_d 分别为俯仰角和俯仰角指令, 图6为飞机纵向控制律的模块结构.

表2 模糊语言规则库

Table 2 Fuzzy language rule base

E	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	ZO
NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZO	NS
NS	PB	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
ZO	PM	PM	PS	ZO	NS	NM	NM
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NB
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB
PB	ZO	ZO	NM	NM	NM	NB	NB

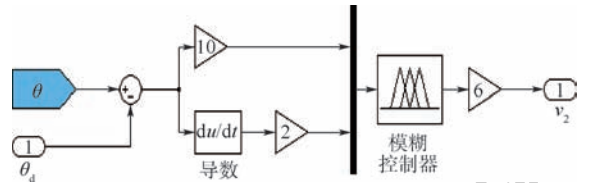


图5 模糊控制系统的 Simulink 仿真结构

Fig.5 Simulink simulation structure of fuzzy control system

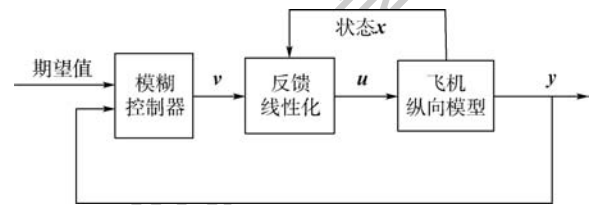


图6 纵向控制系统的结构模块

Fig.6 Structural module of longitudinal control system

3 仿真验证分析

以某型飞机为例, 初始条件设为: 高度 $H = 3 \text{ km}$ 、速度 $V = 140 \text{ m/s}$, 基于本文所建立的动力学模型及飞行控制律方案进行仿真验证, 分析结冰对飞机动态响应特性的影响及该控制律设计方案下飞机在不同结冰严重程度和干扰下的动态响应特性, 并与常规 PID 控制进行比较, 其中 PID 控制器的各参数为 $k_p = -5.694$ 、 $k_i = -4.238$ 、 $k_d = -6.612$.

3.1 结冰后的动态响应特性分析

保持飞机初始状态为平飞状态, 假设结冰因子 η 从 0 线性增加到 0.3, 来模拟从干净外形到轻度结冰再到严重结冰. 在无指令修正情况下, 对不同结冰严重程度下飞机的纵向动态响应特性

进行仿真分析,图7为飞机的纵向动态响应曲线。

从图7中可以看出,飞机结冰后,其纵向动态响应出现了振荡现象,且在无指令修正情况下飞机逐渐偏离了平衡状态。随着结冰严重程度的增加,纵向响应振幅增大、衰减变慢,而迎角增大使得飞机面临有可能失速的危险,严重威胁飞行安全。因此,有必要采取适当的控制方法,来保障飞机在结冰条件下的飞行安全。

3.2 基于纵向飞行控制律的仿真验证分析

保持初始状态不变,仿真时给定俯仰角指令 $\theta_d = 8^\circ$ 和速度指令 $V_d = 140 \text{ m/s}$,并引入零均值随机白噪声信号来模拟干扰因素。针对本文所设计

的纵向控制律,设定飞机遭遇不同严重程度的结冰,并给定中等程度的干扰进行仿真分析。表3为设计控制律和PID控制作用下俯仰角响应的性能品质,图8为在2种控制方式作用下的动态响应曲线。

从表3中可以看出,在设计控制律作用下的俯仰角响应较快,稳态误差和超调量均为0,而随着飞机结冰严重程度的增加,其上升时间和调节时间均有增加,但仍满足性能品质要求。相比较而言,设计控制律下的时域品质明显优于常规PID控制器下的性能品质,在结冰因子 $\eta = 0.3$ 时,其上升时间也只有0.51 s,调节时间仅有0.92 s。

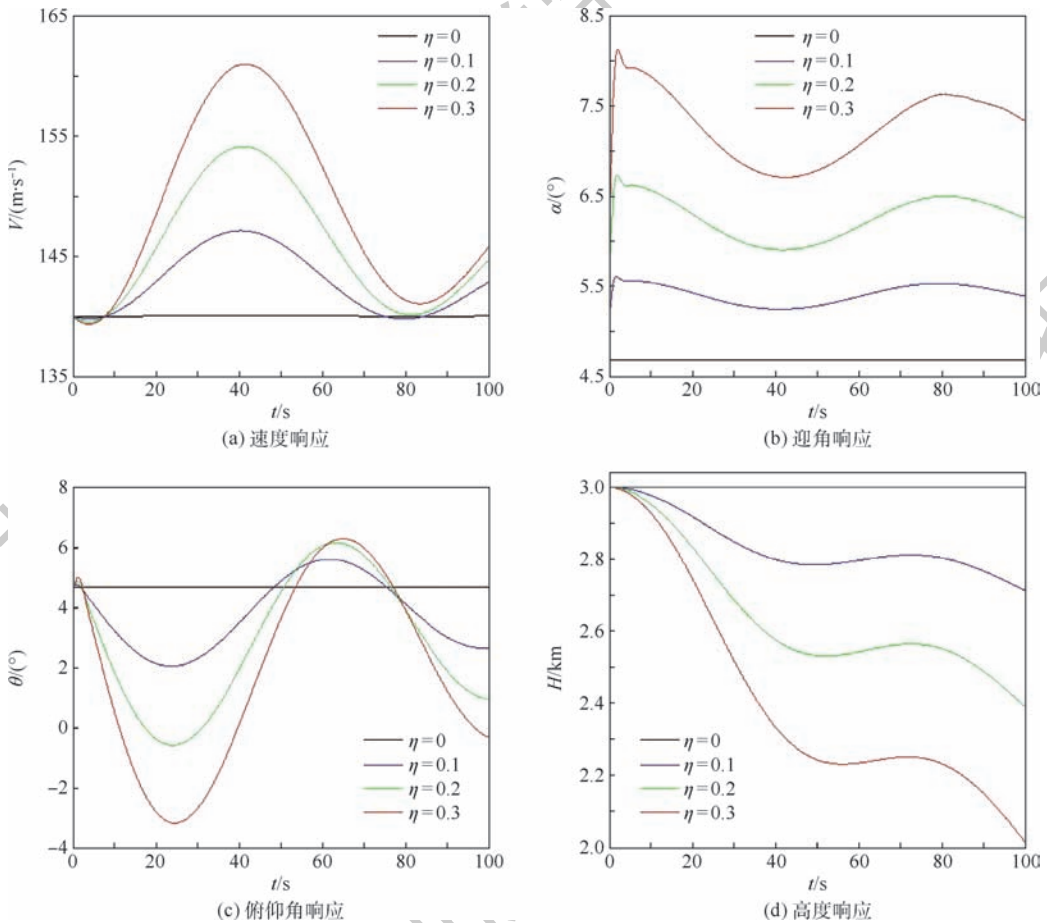


图7 结冰飞机动态响应曲线

Fig. 7 Dynamic response curves of icing aircraft

表3 俯仰角响应的性能品质

Table 3 Performance quality of pitch angle response

性能品质	设计控制律		PID控制	
	$\eta = 0.15$	$\eta = 0.3$	$\eta = 0.15$	$\eta = 0.3$
t_r/s	0.47	0.51	1.54	1.63
$\sigma/\%$	0	0	10.29	11.14
e_{ss}	0	0	0.02	0.02
t_s/s	0.9	0.92	5.23	6.68

从图8中可以看出,在2种控制方式下,速度响应变化趋势基本一致。比之于PID控制,在设计控制律下的俯仰角响应能以更快的速度收敛到稳定值,并且受其他干扰因素的影响不大。随着飞机遭遇结冰及结冰严重程度的增加,飞机的迎角增大,容易触发失速迎角,而相比于常规PID控制器,设计控制律作用下的迎角响应幅值更小、衰减更快。对比俯仰角速度曲线,设计方案下的俯

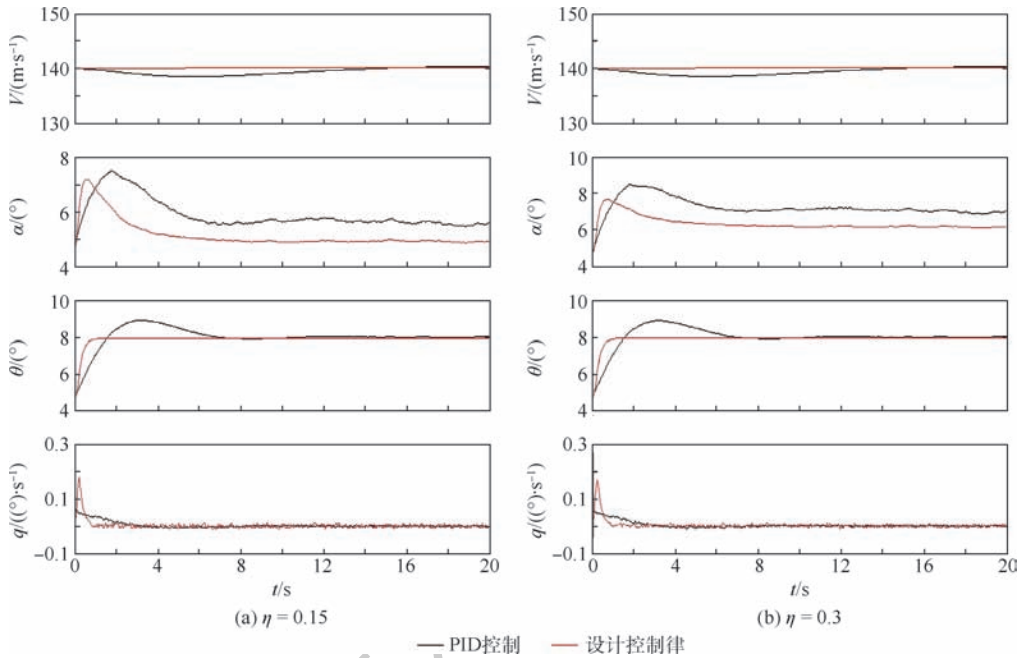


图8 中等程度干扰下结冰飞机纵向响应曲线

Fig. 8 Longitudinal response curves of icing aircraft under moderate interference

仰角速度幅值较大、衰减更快,才使得俯仰角能快速地收敛到稳定值。

4 结论

1) 基于线性结冰影响模型,建立的非线性结冰影响模型能更为准确地描述在大迎角及过失速阶段结冰对飞机的影响,且体现了失速迎角的变化情况。

2) 本文所设计的飞行控制律方案,比常规PID控制器具有更优的时域性能品质,其俯仰角响应的超调量和稳态误差均为0,相比较而言上升时间快1 s左右,调节时间快5 s左右。

3) 将反馈线性化理论与模糊控制原理相结合,既改善了控制方案的抗干扰能力,也保证了较强的动态响应特性,具有较强的理论价值和实用价值。

参考文献 (References)

[1] BRAGG M B, HUTCHISON T, MERRET J, et al. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics; AIAA-2000-0360 [R]. Reston: AIAA, 2000.

[2] POKHARIYAL D, BRAGG M B, HUTCHISON T, et al. Aircraft flight dynamics with simulated ice accretion; AIAA-2001-0541 [R]. Reston: AIAA, 2001.

[3] 徐忠达, 苏媛, 曹义华. 平尾积冰对飞机纵向气动参数的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1563-1571.

XU Z D, SU Y, CAO Y H. Effects of tailplane icing on aircraft longitudinal aerodynamic parameters [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1563-1571 (in Chinese).

[4] 张强, 刘艳, 高正红. 结冰条件下的飞机飞行动力学仿真[J]. 飞行力学, 2011, 29(3): 4-7.

ZHANG Q, LIU Y, GAO Z H. Simulation of aircraft flight dynamics affected by ice accretion [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(3): 4-7 (in Chinese).

[5] 周莉, 徐浩军, 龚胜科, 等. 飞机结冰特性及防除冰技术研究[J]. 中国安全科学学报, 2010, 20(6): 105-110.

ZHOU L, XU H J, GONG S K, et al. Research of aircraft icing characteristics and anti-icing and de-icing technology [J]. China Safety Science Journal, 2010, 20(6): 105-110 (in Chinese).

[6] 王海涛, 毛玉坤. 机翼结冰分析与防除冰系统设计验证[J]. 航空工程进展, 2016, 7(4): 439-446.

WANG H T, MAO Y K. Analysis of aircraft icing and design of anti-icing system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(4): 439-446 (in Chinese).

[7] 杜雁霞, 李明, 桂业伟, 等. 飞机结冰热力学行为研究综述[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 277-288.

DU Y X, LI M, GUI Y W, et al. Review of thermodynamic behaviors in aircraft icing process [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 277-288 (in Chinese).

[8] FALKENA W, BORST C, MULDER J A. Investigation of practical flight envelope protection systems for small aircraft; AIAA-2010-0711 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[9] ANSELL P J, BRAGG M B, KERHO M F. Envelope protection system using flap hinge moment measurements; AIAA-2010-4255 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[10] GURBACKI H M, BRAGG M B. Sending aircraft icing effects by flap hinge moment measurements; AIAA-99-3149 [R]. Reston: AIAA, 1999.

[11] 徐彦军, 林正, 孙岩, 等. 基于 H_{∞} 控制的飞机俯仰角控制系统设计[J]. 飞行力学, 2010, 28(6): 24-27.

XU Y J, LIN Z, SUN Y, et al. Design of aircraft pitching angle

- control system based on H_{∞} control [J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(6):24-27 (in Chinese).
- [12] BRAGG M B, PERKINS W R, SARTER N B, et al. An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety: AIAA-1998-0095 [R]. Reston: AIAA, 1998.
- [13] AYKAN R, HAJIYEV C, CALISKAN F. Aircraft icing detection, identification and reconfigurable control based on Kalman filtering and neural networks: AIAA-2005-6220 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [14] AYKAN R, HAJIYEV C, CALISKAN F. Kalman filter and neural network-based icing identification applied to A340 aircraft dynamics [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2005, 77(1):23-33.
- [15] 杜亮, 洪冠新. 结冰对飞机飞行包线影响分析及控制 [J]. *飞行力学*, 2008, 26(2):9-12.
DU L, HONG G X. Analysis and control of icing effects on aircraft flight envelope [J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(2):9-12 (in Chinese).
- [16] 王小龙, 徐浩军, 薛源, 等. 俯仰姿态保持模式下飞机结冰边界保护方法 [J]. *航空动力学报*, 2016, 31(9):2087-2094.
WANG X L, XU H J, XUE Y, et al. Envelope protection method for pitch attitude holding mode under flight icing conditions [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(9):2087-2094 (in Chinese).
- [17] 应思斌. 飞机容冰飞行控制系统设计的理论与方法研究 [D]. 上海: 复旦大学, 2010.
YING S B. Study on the theory and methods of aircraft icing tolerant flight control system design [D]. Shanghai: Fudan University, 2010 (in Chinese).
- [18] 王晓燕, 熊德琨. 输入-输出非线性反馈线性化方法在飞控系统中的应用 [J]. *南方冶金学院学报*, 2001, 25(4):47-51.
WANG X Y, XIONG D K. Input-output feedback linearization used in airplane control system [J]. *Journal of Southern Institute of Metallurgy*, 2001, 25(4):47-51 (in Chinese).
- [19] 李大东, 孙秀霞, 董文瀚, 等. 基于线性化反馈的滑膜变结构重装空投纵向控制律设计 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(1):54-60.
LI D D, SUN X X, DONG W H, et al. Pitch control for flight in heavy-weight airdrop based on feedback linearization theory and variable-structure control [J]. *Control Theory and Applications*, 2013, 30(1):54-60 (in Chinese).
- [20] BRAGG M B. Aerodynamics of supercooled-large-droplet ice accretions and the effect on aircraft control [C] // *Proceedings of the FAA International Conference on Aircraft Inflight Icing*. Washington, D. C.: FAA, 1996:387-400.
- [21] DETERS R W, DIMOCK G A, SELIG M S. Icing encounter flight simulator [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(5):1528-1537.
- [22] NELSON R C. *Flight stability & automatic control* [M]. 2nd ed. New York: McGraw-Hill Companies, 1998:153-155.

作者简介:

王良禹 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行力学及飞行仿真。

徐浩军 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行力学及飞行安全、隐身。

Reconfigurable design method of flight control law under icing conditions

WANG Liangyu, XU Haojun*, LI Yinghui, LI Zhe

(College of Aeronautic Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: For the flight safety of icing aircraft, the nonlinear icing effect model was built based on the linear icing effect model, and then the nonlinear longitudinal dynamics model of icing aircraft was established. Through the combination of feedback linearization and fuzzy control theory, the reconfigurable design of longitudinal control law under icing condition was completed, which ensures the dynamic response characteristic and promotes the anti-interference ability of the controller, allowing the aircraft to fly under icing condition. The simulation of the aircraft longitudinal dynamic response under various icing severity and interference conditions was carried out, and then by comparison with the conventional PID control, the effectiveness and anti-interference ability of the designed control law are verified. The results show that the dynamic response of each state parameter under the designed control law can converge quickly and greatly and track the pitch angle instructions faster and more accurately. In addition, the anti-interference capability and dynamic performance of the designed control law are better than those of the conventional PID control.

Keywords: aircraft icing; icing effect model; feedback linearization; fuzzy control; reconfigurable control law

Received: 2018-06-13; **Accepted:** 2018-09-14; **Published online:** 2018-10-09 10:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180929.1743.001.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2015CB755800); Civil Aircraft Research Special (MJ-2015-F-019)

* **Corresponding author.** E-mail: xuhaojun1965@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0387

带落角约束的新型二阶滑模三维制导律



史绍琨, 赵久奋*, 崇阳, 杨奇松, 尤浩

(火箭军工程大学 作战保障学院, 西安 710025)

摘 要: 针对导弹在三维空间中攻击地面机动目标问题,提出了一种带落角约束的三维有限时间制导律。为提高收敛速度和抑制抖振现象,基于非奇异快速终端滑模面和二阶滑模控制理论设计了含耦合项的非奇异快速终端二阶滑模三维制导律,设计过程中无需对系统模型作线性化处理并且避免了奇异问题的出现。针对目标机动信息和视线角耦合带来的总扰动,设计了非齐次干扰观测器进行估计并补偿。并对制导律的稳定性和有限时间收敛特性进行了严格的数学证明。仿真验证了本文提出制导律的有效性和优越性。

关键词: 落角约束; 快速终端滑模; 二阶滑模; 三维制导律; 干扰观测器; 有限时间收敛

中图分类号: V488.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)03-0614-10

为发挥导弹的最大效能,对目标实施“手术刀式”精确打击,不仅需要导弹精确击中目标,还期望导弹以指定角度攻击目标^[1-2],因此研究带落角约束的制导律具有很强的实际工程意义^[3]。

目前,关于带落角约束制导律的设计方法有多种多样。基于比例导引的思想,文献[4]设计了一种新型带落角约束的偏置比例导引律,其偏置项是剩余时间和落角误差的函数。基于最优控制理论,文献[5]以零脱靶量和零落角误差为约束,运用Schwartz不等式求出了带落角约束最优制导律的封闭解。基于模型预测静态规划理论(MPSP),文献[6]对用于角度控制的控制量进行迭代更新,使满足落角约束条件。基于滑模控制理论,文献[7]基于反演滑模设计带落角约束的制导律,并设计扩张观测器对目标机动信息进行估计。

基于滑模控制理论设计制导律对外界干扰具有很强的鲁棒性^[8],因此被广泛应用在制导律设计中。

文献[9]基于非奇异快速终端滑模函数设计了滑模面,选取快速幂次趋近律设计了二维平面内带落角约束的制导律。文献[10]提出了一种有限时间收敛的积分滑模面,同样选取快速幂次趋近律,设计了二维平面内攻击机动目标带落角约束的制导律,并对未知机动目标干扰上界进行自适应估计。但文献[9-10]只在二维平面内设计了制导律,没有考虑三维空间中各通道间的耦合关系,使得制导律设计的实用性降低。文献[11]提出了一种带落角约束的三维有限时间滑模制导律,设计过程中没有对制导系统模型作解耦处理,但该制导律只能用于攻击静止目标。文献[12]采用快速双幂次趋近律设计了三维前向滑模制导律,保证了系统能够快速收敛到滑模面,但该制导律没有考虑导弹的落角约束问题。并且上述文献研究的都是一阶滑模制导律,而二阶滑模制导律具有抑制抖振能力强,鲁棒性强的优点^[13],因此基于二阶滑模变结构控制理论设计带落角约束的三维有限时间收敛制导律具有很强的工程应用

收稿日期: 2018-06-27; 录用日期: 2018-07-27; 网络出版时间: 2018-09-05 09:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180903.1634.008.html

* 通信作者。E-mail: xiangedx1994@163.com

引用格式: 史绍琨, 赵久奋, 崇阳, 等. 带落角约束的新型二阶滑模三维制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 614-623.
SHI S K, ZHAO J F, CHONG Y, et al. Novel second-order sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 614-623 (in Chinese).

价值。

本文首先建立了完备的三维制导系统模型,无需对模型进行解耦处理。然后选取非奇异快速终端滑模面设计了非奇异快速终端二阶滑模制导律,并设计了非齐次干扰观测器,对未知目标机动信息和视线角耦合项进行估计并补偿,设计的制导律避免了传统终端滑模制导律中的奇异问题。最后对所设计制导律的稳定性和有限时间收敛特性进行了严格的数学证明。

现对本文提出的制导律优势进行说明:①制导律设计过程中考虑了三维耦合项,无需对系统模型作解耦处理;②设计了非齐次干扰观测器估计目标机动和视线角耦合带来的总干扰,无需目标先验信息;③选取非奇异快速终端滑模面设计二阶滑模制导律,收敛速度快,并且能够有效抑制抖振现象;④提出的制导律可以在三维空间中带落角约束攻击机动目标,工程应用价值强。

1 三维空间末制导系统模型

考虑导弹在三维空间中攻击地面机动目标情形,导弹和目标的相对运动关系如图 1 所示。

图 1 中 $Oxyz$ 为地面惯性坐标系, M 和 T 分别为导弹和目标, r 为弹目视线。 q_ε 和 q_β 分别为视线倾角和视线偏角,其方向定义为当 r 位于水平面 Oxz 上方时 q_ε 为正,当 Ox 轴逆时针旋转到 r 在 Oxz 面上的投影上时 q_β 为正。 v_m 为导弹速度, θ_m 和 φ_m 分别为弹道倾角和弹道偏角,其方向定义为当 v_m 位于水平面 Oxz 上方时 θ_m 为正,当 Ox 轴逆时针旋转到 v_m 在 Oxz 面上的投影上时 φ_m 为正。 v_t 为目标速度, θ_t 和 φ_t 分别为目标的俯仰方向航向角和水平方向航向角,其方向定义同导弹弹道倾角和弹道偏角方向定义。根据图 1 得到三维空间下导弹-目标的相对运动方程为

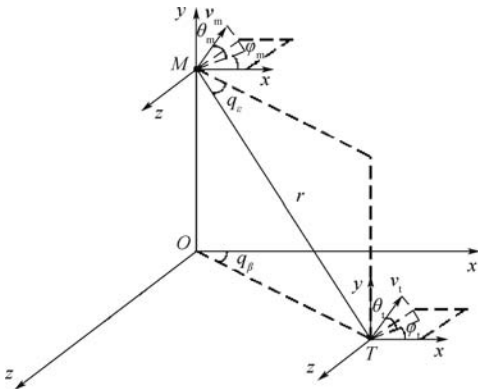


图 1 弹目相对运动关系

Fig. 1 Relative motion relationship between missile and target

$$\begin{cases} \dot{r} = v_t (\cos \theta_t \cos q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_t) + \sin \theta_t \sin q_\varepsilon) - v_m (\cos \theta_m \cos q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_m) + \sin \theta_m \sin q_\varepsilon) \\ r \dot{q}_\varepsilon = -v_t (\cos \theta_t \sin q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_t) - \sin \theta_t \cos q_\varepsilon) + v_m (\cos \theta_m \sin q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_m) - \sin \theta_m \cos q_\varepsilon) \\ r \dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon = -v_t \cos \theta_t \sin (q_\beta - \varphi_t) + v_m \cos \theta_m \sin (q_\beta - \varphi_m) \end{cases} \quad (1)$$

导弹的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_m = a_x \\ \dot{\theta}_m = \frac{a_y}{v_m} \\ \dot{\varphi}_m = -\frac{a_z}{v_m \cos \theta_m} \end{cases} \quad (2)$$

式中: a_x 、 a_y 和 a_z 分别为导弹加速度在速度方向、速度法向和速度侧向上的 3 个分量,大部分导弹在制导末段无推力作用,因此加速度是由作用在导弹上的合外力作用产生的。

将导弹速度 v_m 在地面惯性坐标系 $Oxyz$ 的 3 个坐标轴上分解得到三维空间导弹运动方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_m = v_m \cos \theta_m \cos \varphi_m \\ \dot{y}_m = v_m \sin \theta_m \\ \dot{z}_m = -v_m \cos \theta_m \sin \varphi_m \end{cases} \quad (3)$$

同理将目标速度 v_t 在地面惯性坐标系 $Oxyz$ 的 3 个坐标轴上分解得到目标运动方程,这里不再赘述。

假设视线坐标系相对于地面惯性坐标系的旋转角速度为 ω ,其叉乘矩阵用 $[\omega]_\times F$ 表示。弹目相对速度、弹目相对加速度、导弹速度和导弹加速度在视线坐标系中的分量为 v_r 、 a_r 、 v_m 和 a_m ,根据科里奥利定理,有如下关系成立:

$$\begin{cases} a_r = \frac{\partial v_r}{\partial t} + [\omega]_\times v_r \\ a_m = \frac{\partial v_m}{\partial t} + [\omega]_\times v_m \end{cases} \quad (4)$$

式中:

$$v_r = [\dot{r}, r \dot{q}_\varepsilon, -r \dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon]^T$$

$$[\omega]_\times = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{q}_\varepsilon & \dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon \\ \dot{q}_\varepsilon & 0 & -\dot{q}_\beta \sin q_\varepsilon \\ -\dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon & \dot{q}_\beta \sin q_\varepsilon & 0 \end{bmatrix}$$

$$v_m = \begin{bmatrix} v_m (\cos \theta_m \cos q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_m) + \sin \theta_m \sin q_\varepsilon) \\ -v_m (\cos \theta_m \sin q_\varepsilon \cos (q_\beta - \varphi_m) - \sin \theta_m \cos q_\varepsilon) \\ v_m \cos \theta_m \sin (q_\beta - \varphi_m) \end{bmatrix}$$

将式(4)第1式展开,得到

$$\begin{cases} a_{lr} - a_{mr} = \ddot{r} - r\dot{q}_\varepsilon^2 - r\dot{q}_\beta^2 (\cos q_\varepsilon)^2 \\ a_{l\theta} - a_{m\theta} = 2r\dot{q}_\varepsilon + r\dot{q}_\varepsilon + r\dot{q}_\beta^2 \sin q_\varepsilon \cos q_\varepsilon \\ a_{l\varphi} - a_{m\varphi} = -2r\dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon - r\dot{q}_\beta \cos q_\varepsilon + \\ 2r\dot{q}_\varepsilon \dot{q}_\beta \sin q_\varepsilon \end{cases} \quad (5)$$

式中: a_{lr} 、 $a_{l\theta}$ 、 $a_{l\varphi}$ 和 a_{mr} 、 $a_{m\theta}$ 、 $a_{m\varphi}$ 分别为目标和导弹加速度在视线坐标系3个轴上的分量。

将式(4)第2式展开,并将式(2)代入化简得到 a_y 、 a_z 与 $a_{m\theta}$ 、 $a_{m\varphi}$ 的转换关系为

$$\begin{cases} a_y = \frac{a_{m\theta} \cos(q_\beta - \varphi_m) - a_{m\varphi} \sin(q_\beta - \varphi_m) \sin q_\varepsilon}{\sin \theta_m \sin q_\varepsilon + \cos \theta_m \cos q_\varepsilon \cos(q_\beta - \varphi_m)} \\ a_z = \frac{a_{m\varphi} + a_y \sin \theta_m \sin(q_\beta - \varphi_m)}{\cos(q_\beta - \varphi_m)} \end{cases} \quad (6)$$

在末制导段,弹目相对加速度在视线方向上的分量很小,对导弹脱靶量和落角误差的影响可以忽略不计,因此将导弹加速度在视线方向上的分量 a_{mr} 设定为0。为使弹道倾角和弹道偏角的变化率 \dot{q}_ε 和 \dot{q}_β 在有限时间内收敛到0,使弹道倾角和弹道偏角 q_ε 和 q_β 在有限时间内收敛到期望值 $q_{\varepsilon d}$ 和 $q_{\beta d}$,本文利用式(5)中的第2、第3式设计导弹的视线法向和视线侧向上的加速度 $a_{m\theta}$ 和 $a_{m\varphi}$ 。

2 制导律设计

针对三维空间中导弹指定角度攻击地面机动目标问题,本节设计带落角约束的非奇异快速终端二阶滑模三维制导律。首先给出带落角约束的三维系统状态方程;然后选取非奇异快速终端滑模面设计了二阶滑模制导律,保证了系统快速收敛的同时有效抑制了抖振现象;最后针对系统中的目标机动信息和视线角耦合项设计了非齐次干扰观测器,用来对系统中的总扰动进行估计并补偿。

2.1 设计目标

导弹击中目标时刻,导弹攻角可近似为0,根据文献[14],导弹攻击落角约束问题可以转化为视线角跟踪问题。

设导弹击中目标时刻期望的视线倾角和视线偏角分别为 $q_{\varepsilon d}$ 和 $q_{\beta d}$,令 $x_1 = q_\varepsilon - q_{\varepsilon d}$, $x_2 = \dot{q}_\varepsilon$, $x_3 = q_\beta - q_{\beta d}$, $x_4 = \dot{q}_\beta$,化简式(5)中的第2、第3式可得三维空间中系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{-2\dot{r}x_2}{r} + d_\theta - \frac{a_{m\theta}}{r} \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = \frac{-2\dot{r}x_4}{r} + d_\varphi + \frac{a_{m\varphi}}{r \cos q_\varepsilon} \end{cases} \quad (7)$$

式中: d_θ 和 d_φ 分别为视线法向和视线侧向上目标机动信息和视线角耦合项带来的总扰动,其表达式分别为

$$\begin{cases} d_\theta = -x_4^2 \sin q_\varepsilon \cos q_\varepsilon + \frac{a_{l\theta}}{r} \\ d_\varphi = 2x_2 x_4 \tan q_\varepsilon - \frac{a_{l\varphi}}{r \cos q_\varepsilon} \end{cases} \quad (8)$$

本节设计制导律的目的是通过设计视线法向和视线侧向上的导弹加速度 $a_{m\theta}$ 和 $a_{m\varphi}$,使系统方程式(7)在有限时间内收敛到0。并设计非齐次干扰观测器对系统中的总干扰 d_θ 和 d_φ 进行估计并补偿。

2.2 基于快速终端滑模面的二阶滑模制导律设计

针对系统状态方程式(7),选取如下快速终端滑模面:

$$\begin{cases} s_1 = x_1 + k_1 \text{sig}(x_1)^{a_1} + k_2 \text{sig}(x_2)^{a_2} \\ s_2 = x_3 + k_3 \text{sig}(x_3)^{a_3} + k_4 \text{sig}(x_4)^{a_4} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\text{sig}(x)^{a_i} = |x|^{a_i} \text{sgn}(x)$, $i = 1, 2, 3, 4$; k_1 、 k_2 、 k_3 和 k_4 为大于0的正常数; $1 < a_2 < 2$, $1 < a_4 < 2$,且 $a_1 > a_2$, $a_3 > a_4$ 。

对滑模面式(9)求导,并将式(7)代入得

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = x_2 + a_1 k_1 |x_1|^{a_1-1} x_2 + a_2 k_2 |x_2|^{a_2-1} \cdot \\ \left(\frac{-2\dot{r}x_2}{r} + d_\theta - \frac{a_{m\theta}}{r} \right) \\ \dot{s}_2 = x_4 + a_3 k_3 |x_3|^{a_3-1} x_4 + a_4 k_4 |x_4|^{a_4-1} \cdot \\ \left(\frac{-2\dot{r}x_4}{r} + d_\varphi + \frac{a_{m\varphi}}{r \cos q_\varepsilon} \right) \end{cases} \quad (10)$$

为使系统状态有限时间内收敛到滑模面,并沿着滑模面运动在有限时间内收敛到系统期望状态,针对式(10),本文设计制导律如下:

$$\begin{cases} a_{m\theta} = -2\dot{r}x_2 + \frac{r}{a_2 k_2} \text{sig}(x_2)^{2-a_2} (1 + \\ a_1 k_1 |x_1|^{a_1-1}) + z_{1\theta} + \\ \alpha_1 \text{sig}(s_1)^{1-\frac{1}{\gamma}} + \beta_1 \varepsilon_1 \\ \varepsilon_1 = \frac{|x_2|^{a_2-1} |s_1|^{1-\frac{2}{\gamma}}}{r} \text{sgn}(s_1) \\ a_{m\varphi} = \left[2\dot{r}x_4 - \frac{r}{a_4 k_4} \text{sig}(x_4)^{2-a_4} (1 + \\ a_3 k_3 |x_3|^{a_3-1}) - z_{1\varphi} - \right. \\ \left. \alpha_2 \text{sig}(s_2)^{1-\frac{1}{\mu}} - \beta_2 \varepsilon_2 \right] \cos q_\varepsilon \\ \varepsilon_2 = \frac{|x_4|^{a_4-1} |s_2|^{1-\frac{2}{\mu}}}{r} \text{sgn}(s_2) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $z_{1\theta}$ 和 $z_{1\varphi}$ 分别为本文设计的非齐次干扰观测

器对系统式(7)中总扰动 d_θ 和 d_φ 的估计值。设计参数 $\alpha_1, \alpha_2, \beta_1$ 和 β_2 均为大于0的常数,且 $y > 2, u > 2$ 。

本文提出的制导律式(11)中不含负指数项,因而避免了传统终端滑模制导律中存在的奇异问题。选取快速终端滑模面设计制导律,提高了系统收敛到期望值的速度。将制导律设计成二阶滑模制导律,并且制导律中不含非连续符号函数项,有效抑制了抖振现象。

对于系统式(10)中由视线角耦合项和目标机动信息带来的系统总扰动 d_θ 和 d_φ ,根据文献[15]中有限时间收敛的非齐次干扰观测器的定义,分别设计以下2种观测器对 d_θ 和 d_φ 进行估计。

$$\begin{cases} \dot{z}_{0\theta} = v_{0\theta} + x_2 + a_1 k_1 |x_1|^{a_1-1} x_2 - \frac{2\dot{r}x_2}{r} - \frac{a_{m\theta}}{r} \\ v_{0\theta} = -\lambda_{2\theta} L^{\frac{1}{3}} \text{sig}(z_{0\theta} - s_1)^{\frac{2}{3}} - u_{2\theta}(z_{0\theta} - s_1) + z_{1\theta} \\ \dot{z}_{1\theta} = v_{1\theta} \\ v_{1\theta} = -\lambda_{1\theta} L^{\frac{1}{2}} \text{sig}(z_{1\theta} - v_{0\theta})^{\frac{1}{2}} - u_{1\theta}(z_{1\theta} - v_{0\theta}) + z_{2\theta} \\ \dot{z}_{2\theta} = -\lambda_{0\theta} L \text{sgn}(z_{2\theta} - v_{1\theta}) - u_{0\theta}(z_{2\theta} - v_{1\theta}) \\ \hat{d}_\theta = z_{1\theta} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_{0\varphi} = v_{0\varphi} + x_4 + a_3 k_3 |x_3|^{a_3-1} x_4 - \frac{2\dot{r}x_4}{r} + \frac{a_{m\varphi}}{r \cos q_\varepsilon} \\ v_{0\varphi} = -\lambda_{2\varphi} L^{\frac{1}{3}} \text{sig}(z_{0\varphi} - s_2)^{\frac{2}{3}} - u_{2\varphi}(z_{0\varphi} - s_2) + z_{1\varphi} \\ \dot{z}_{1\varphi} = v_{1\varphi} \\ v_{1\varphi} = -\lambda_{1\varphi} L^{\frac{1}{2}} \text{sig}(z_{1\varphi} - v_{0\varphi})^{\frac{1}{2}} - u_{1\varphi}(z_{1\varphi} - v_{0\varphi}) + z_{2\varphi} \\ \dot{z}_{2\varphi} = -\lambda_{0\varphi} L \text{sgn}(z_{2\varphi} - v_{1\varphi}) - u_{0\varphi}(z_{2\varphi} - v_{1\varphi}) \\ \hat{d}_\varphi = z_{1\varphi} \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\lambda_{i\theta}, \lambda_{i\varphi}, u_{i\theta}$ 和 $u_{i\varphi}$ 均为大于0的常数; \hat{d}_θ 和 \hat{d}_φ 分别为 d_θ 和 d_φ 的估计值,并在有限时间内收敛到系统总干扰的真实值。

3 稳定性和有限时间收敛证明

当本文设计的非齐次干扰观测器稳定时,系统的稳定性和有限时间收敛证明分为两步,第1步证明系统状态在有限时间内到达滑模面,第2步证明系统状态沿着滑模面运动在有限时间内收敛到期望值。

证明 系统在有限时间内到达滑模面。

假设设计的非齐次干扰观测器式(12)和式(13)分别在时间 t_{r1} 和 t_{r2} 收敛到系统总干扰的真实值 d_θ 和 d_φ ,则当 $t \geq \max\{t_{r1}, t_{r2}\}$ 时,将制导律式(11)对应代入到式(10),化简后得

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = k_2 a_2 |x_2|^{a_2-1} \left[-\frac{\alpha_1 |s_1|^{1-\frac{1}{y}}}{r} \text{sgn}(s_1) - \frac{\beta_1}{r} \int \frac{|x_2|^{a_2-1} |s_1|^{1-\frac{2}{y}}}{r} \text{sgn}(s_1) dt \right] \\ \dot{s}_2 = k_4 a_4 |x_4|^{a_4-1} \left[-\frac{\alpha_2 |s_2|^{1-\frac{1}{u}}}{r} \text{sgn}(s_2) - \frac{\beta_2}{r} \int \frac{|x_4|^{a_4-1} |s_2|^{1-\frac{2}{u}}}{r} \text{sgn}(s_2) dt \right] \end{cases} \quad (14)$$

为方便分析,引入以下状态变量:

$$\begin{cases} w_1 = s_1 \\ w_2 = -a_2 k_2 \beta_1 \int \frac{|x_2|^{a_2-1} |s_1|^{1-\frac{2}{y}}}{r} \text{sgn}(s_1) dt \\ w_3 = s_2 \\ w_4 = -a_4 k_4 \beta_2 \int \frac{|x_4|^{a_4-1} |s_2|^{1-\frac{2}{u}}}{r} \text{sgn}(s_2) dt \\ \rho_1 = \begin{bmatrix} |w_1|^{1-\frac{1}{y}} \text{sgn}(w_1) \\ w_2 \end{bmatrix} \\ \rho_2 = \begin{bmatrix} |w_3|^{1-\frac{1}{u}} \text{sgn}(w_3) \\ w_4 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (15)$$

对式(16)求导得

$$\begin{cases} \dot{\rho}_1 = \frac{|x_2|^{a_2-1}}{r} |w_1|^{-\frac{1}{y}} A \rho_1 \\ \dot{\rho}_2 = \frac{|x_4|^{a_4-1}}{r} |w_3|^{-\frac{1}{u}} B \rho_2 \end{cases} \quad (17)$$

式中:矩阵 A 和 B 分别定义为

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} -a_2 k_2 \alpha_1 \left(1 - \frac{1}{y}\right) & 1 - \frac{1}{y} \\ -a_2 k_2 \beta_1 & 0 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} -a_4 k_4 \alpha_2 \left(1 - \frac{1}{u}\right) & 1 - \frac{1}{u} \\ -a_4 k_4 \beta_2 & 0 \end{bmatrix} \end{cases}$$

容易发现,矩阵 A 和 B 都为 Hurwitz 矩阵,因此对任意矩阵 $Q_1 = Q_1^T, Q_2 = Q_2^T$,存在对应矩阵 $P_1 = P_1^T > 0$ 和 $P_2 = P_2^T > 0$,满足如下代数黎卡提方程:

$$\begin{cases} A^T P_1 + P_1 A = -Q_1 \\ B^T P_2 + P_2 B = -Q_2 \end{cases} \quad (18)$$

对系统式(17)选取如下 Lyapunov 函数:

$$\begin{cases} V_1 = \rho_1^T P_1 \rho_1 \\ V_2 = \rho_2^T P_2 \rho_2 \end{cases} \quad (19)$$

对式(19)求导,可得

$$\begin{cases} \dot{V}_1 = \dot{\rho}_1^T P_1 \rho_1 + \rho_1^T P_1 \dot{\rho}_1 \\ \dot{V}_2 = \dot{\rho}_2^T P_2 \rho_2 + \rho_2^T P_2 \dot{\rho}_2 \end{cases} \quad (20)$$

将式(17)代入到式(20),得

$$\begin{cases} \dot{V}_1 = -\frac{|x_2|^{a_2-1}}{r} |w_1|^{-\frac{1}{y}} \rho_1^T Q_1 \rho_1 \\ \dot{V}_2 = -\frac{|x_4|^{a_4-1}}{r} |w_3|^{-\frac{1}{u}} \rho_2^T Q_2 \rho_2 \end{cases} \quad (21)$$

由式(16)可知 $|w_1|^{1-\frac{1}{y}} \leq \|\rho_1\|$, $|w_3|^{1-\frac{1}{u}} \leq \|\rho_2\|$, 其中 $\|\cdot\|$ 表示矩阵 (\cdot) 的欧几里得范数, 代入到式(21)得

$$\begin{cases} \dot{V}_1 \leq -\frac{|x_2|^{a_2-1}}{r} \|\rho_1\|^{-\frac{1}{y}} \rho_1^T Q_1 \rho_1 \leq -m_1 V_1^{n_1} \\ \dot{V}_2 \leq -\frac{|x_4|^{a_4-1}}{r} \|\rho_2\|^{-\frac{1}{u}} \rho_2^T Q_2 \rho_2 \leq -m_2 V_2^{n_2} \end{cases} \quad (22)$$

式中:

$$\begin{cases} m_1 = \frac{\lambda_{\min}(Q_1) \lambda_{\max}^{\frac{1}{2y-2}}(P_1) |x_2|^{a_2-1}}{r_{\max}} \geq 0 \\ n_1 = 1 - \frac{1}{2y-2} \in (0, 1) \\ m_2 = \frac{\lambda_{\min}(Q_2) \lambda_{\max}^{\frac{1}{2u-2}}(P_2) |x_4|^{a_4-1}}{r_{\max}} \geq 0 \\ n_2 = 1 - \frac{1}{2u-2} \in (0, 1) \end{cases}$$

式中: $\lambda_{\min}(\cdot)$ 和 $\lambda_{\max}(\cdot)$ 分别为矩阵 (\cdot) 的最小特征值和最大特征值。根据式(22)可知, $\dot{V}_1 \leq 0, \dot{V}_2 \leq 0$ 成立, 故系统式(17)是稳定的。并且由文献[16]中的引理1可得, 当 $|x_2| \neq 0, |x_4| \neq 0$ 时, 原点是系统式(17)有限时间的稳定平衡点, 并且系统收敛到滑模面 s_1 和 s_2 的时间分别为 t_{s1} 和 t_{s2} , 其表达式分别为

$$\begin{cases} t_{s1} = t_{r1} + \frac{V_1^{1-n_1}(t_{r1})}{m_1(1-n_1)} \\ t_{s2} = t_{r2} + \frac{V_2^{1-n_2}(t_{r2})}{m_2(1-n_2)} \end{cases} \quad (23)$$

式中: t_{r1} 和 t_{r2} 分别为所设计的非齐次干扰观测器式(12)和式(13)收敛系统总干扰的真实值 d_θ 和 d_φ 的时间, 式(23)表明系统状态将在有限时间内收敛到滑模面 s_1 和 s_2 。

当 $|x_2| = |x_4| = 0$, 且 $\max\{t_{r1}, t_{r2}\} \leq t \leq \min\{t_{s1}, t_{s2}\}$ 时, 将制导律式(11)代入到系统式(7)中, 可得

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = -\frac{\alpha_1}{r} \text{sig}(s_1)^{1-\frac{1}{y}} \\ \dot{x}_4 = -\frac{\alpha_2}{r} \text{sig}(s_2)^{1-\frac{1}{u}} \end{cases} \quad (24)$$

因为系统状态未收敛到滑模面 s_1 和 s_2 , 即 $s_1 \neq 0, s_2 \neq 0$ 。此时 $\dot{x}_2 \neq 0, \dot{x}_4 \neq 0$, 故 $|x_2| = 0, |x_4| = 0$ 不是系统的吸引子, 不会阻碍系统收敛到滑模面。证毕

证明 系统状态在有限时间内收敛到期望值。

当 $t \geq \max\{t_{r1}, t_{r2}\}$, 即系统状态收敛到滑模面 $s_1 = 0, s_2 = 0$ 时, 则式(9)变为

$$\begin{cases} x_1 + k_1 \text{sig}(x_1)^{a_1} + k_2 \text{sig}(x_2)^{a_2} = 0 \\ x_3 + k_3 \text{sig}(x_3)^{a_3} + k_4 \text{sig}(x_4)^{a_4} = 0 \end{cases} \quad (25)$$

对系统式(25), 选取如下 Lyapunov 函数:

$$\begin{cases} V_3 = \frac{1}{2} x_1^2 \\ V_4 = \frac{1}{2} x_3^2 \end{cases} \quad (26)$$

对式(26)求导, 并将式(25)代入可得

$$\begin{cases} \dot{V}_3 = x_1 \dot{x}_1 = x_1 \left(-\frac{x_1}{k_2} - \frac{k_1}{k_2} \text{sig}(x_1)^{a_1} \right)^{\frac{1}{a_2}} \\ \dot{V}_4 = x_3 \dot{x}_3 = x_3 \left(-\frac{x_3}{k_4} - \frac{k_3}{k_4} \text{sig}(x_3)^{a_3} \right)^{\frac{1}{a_4}} \end{cases} \quad (27)$$

将式(26)代入到式(27), 化简后可得

$$\begin{cases} \dot{V}_3 \leq \left(-\frac{1}{k_2} 2^{\frac{1+a_2}{2}} V_3^{\frac{1+a_2}{2}} - \frac{k_1}{k_2} 2^{\frac{a_1+a_2}{2}} V_3^{\frac{a_1+a_2}{2}} \right)^{\frac{1}{a_2}} \\ \dot{V}_4 \leq \left(-\frac{1}{k_4} 2^{\frac{1+a_4}{2}} V_4^{\frac{1+a_4}{2}} - \frac{k_3}{k_4} 2^{\frac{a_3+a_4}{2}} V_4^{\frac{a_3+a_4}{2}} \right)^{\frac{1}{a_4}} \end{cases} \quad (28)$$

观察式(28)可知, 式(28)具有同式(22)的结构, 同理由文献[16]中的引理1可得, x_1 和 x_3 在有限时间内收敛到0。并且由式(25)可得, 当 $x_1 = 0, x_3 = 0$ 时, x_2 和 x_4 也在有限时间内收敛到0。

证毕

4 仿真分析

为了验证本文提出制导律的有效性和优越性, 首先对不同位置不同状态的3枚导弹攻击同一机动目标进行仿真, 验证本文制导律的优越性; 然后在相同条件下与不同制导律进行仿真对比, 验证本文制导律的优越性。

4.1 多枚导弹仿真分析

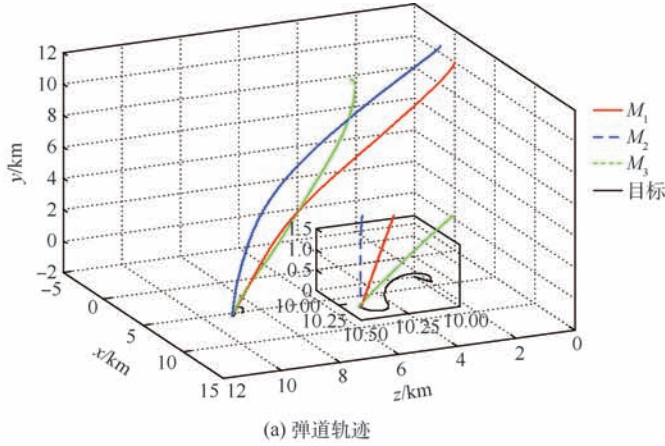
为验证本文设计制导律的有效性和普遍性, 考虑不同位置不同初始状态下的3枚导弹以各自指定角度攻击机动目标。假设目标的初始坐标为(10, 0, 10) km, 速度 $v_t = 50$ m/s, 速度法向和速度侧向上的加速度分别为 $a_{ty} = 1g$ (g 为重力加速度), $a_{tz} = 0.5g$, 初始俯仰方向航向角和初始偏航方向航向角分别为 $\theta_{t0} = 10^\circ, \varphi_{t0} = 15^\circ$ 。3枚导弹速度恒定且均为600 m/s, 导弹的初始导弹倾角和导弹偏角分别用 θ_{m0} 和 φ_{m0} 表示, 期望视线倾角和视线偏角分别用 $q_{\alpha d}$ 和 $q_{\beta d}$ 表示, 3枚导弹的其余参数如表1所示。

制导律式(11)中的参数设置如下: $a_1 = a_3 = 3, a_2 = a_4 = 1.1, k_1 = k_2 = k_3 = k_4 = 1, \alpha_1 = \alpha_2 =$

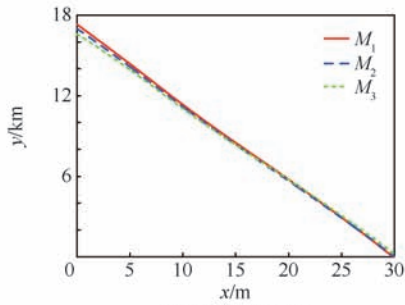
500, $\beta_1 = \beta_2 = 600$, $\gamma = 2.1$, $u = 2.1$ 。观测器式(12)和式(13)参数取值如下: $\lambda_{0j} = 1.1$, $\lambda_{1j} = 1.5$, $\lambda_{2j} = 2$; $u_{0j} = 3$, $u_{1j} = 6$, $u_{2j} = 8$, $j = \theta, \varphi$; $L = 0.1$ 。制导盲区设置为 20 m, 即弹目距离小于 20 m 时导弹按进入制导盲区时刻加速度飞行, 导弹过载限制为 30g 仿真步长设置为 1 ms, 仿真结果如图 2 和表 2 所示。

表 1 导弹初始参数和期望落角
Table 1 Initial parameters and expected impact angles of missiles

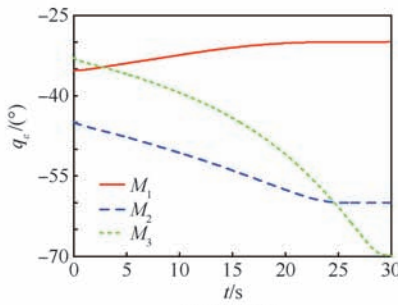
导弹	初始坐标/km	$\theta_{m0}/(^{\circ})$	$\varphi_{m0}/(^{\circ})$	$q_{ed}/(^{\circ})$	$q_{pd}/(^{\circ})$
M_1	(0, 10, 0)	-25	-20	-30	-30
M_2	(2, 12, 1)	-10	-30	-60	-20
M_3	(-2, 9, 3)	10	10	-70	-60



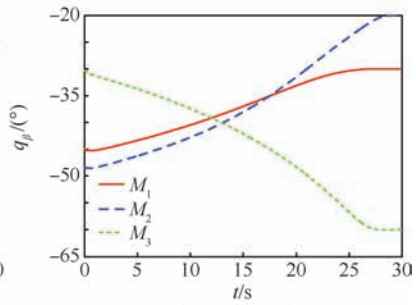
(a) 弹道轨迹



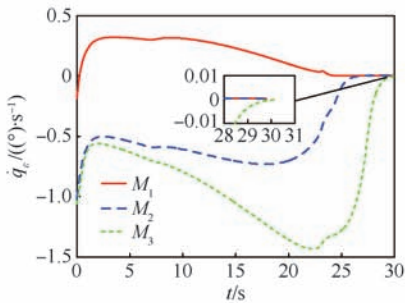
(b) 弹目相对距离



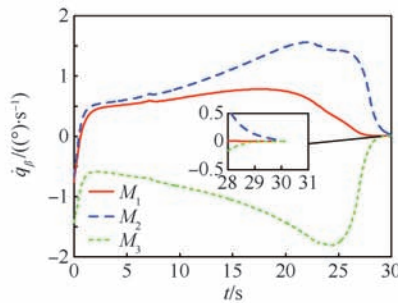
(c) 视线倾角



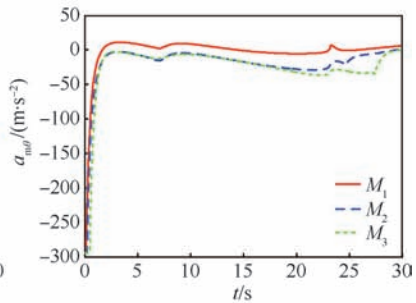
(d) 视线偏角



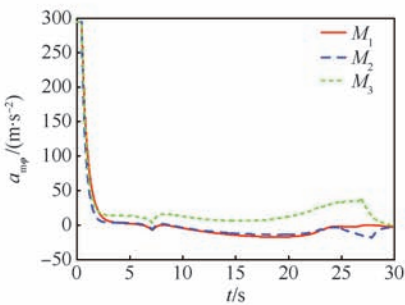
(e) 视线倾角速率



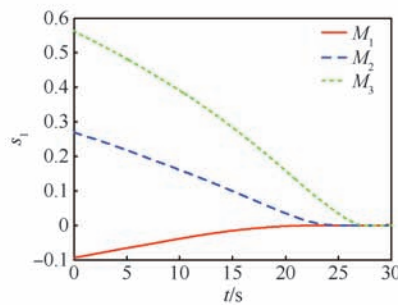
(f) 视线偏角速率



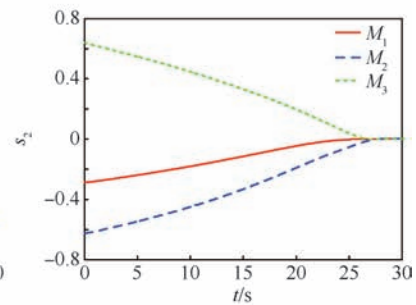
(g) 法向过载



(h) 侧向过载



(i) 滑模面 s_1



(j) 滑模面 s_2

图 2 3 枚导弹攻击目标仿真结果

Fig. 2 Simulation results of 3 missiles attacking targets

表 2 3 枚导弹攻击目标主要仿真参数

Table 2 Main simulation parameters of 3 missiles attacking targets

导弹	脱靶量/m	视线倾角 误差/(°)	视线偏角 误差/(°)	飞行时间/ s
M_1	0.2069	0.0116	0.0257	29.7680
M_2	0.0776	0.0100	0.0250	29.9790
M_3	0.2962	0.0293	0.0159	30.3620

从表 2 和图 2(a)~(d)中可以看出,不同初始位置不同状态下的 3 枚导弹在制导律式(11)作用下均能够以指定视线倾角和视线偏角击中机动目标。3 枚导弹的最大脱靶量不超过 0.2962 m,视线倾角和视线偏角误差控制在 0.03°的范围内,验证了本文提出的制导律对脱靶量和落角误差的强控制能力。从图 2(e)、(f)中可以看出,视线倾角和视线偏角速率在有限时间内收敛到 0,保证了导弹能够在有限时间内击中目标。从图 2(g)、(h)中看出,导弹的法向过载和侧向过载在制导末期均收敛到 0 附近,并且收敛过程中光滑平稳无抖振现象出现,保证了对导弹控制的稳定性。从图 2(i)、(j)中可以看出,滑模面 s_1 和 s_2 连续光滑地在有限时间连续内收敛到 0,并且收敛过程中无抖振现象出现,验证了本文提出的制导律能够有效抑制抖振现象的出现。

4.2 不同制导律仿真对比

为了进一步体现本文制导律的优越性,将本文提出的制导律记为 SO-NFTSMG,与标准非奇异滑模制导律(记为 NTSMG1)和文献[17]基于非奇异终端滑模面和快速幂次趋近律设计的一阶滑模制导律(记为 NTSMG2)进行仿真对比。

现将 2 种制导律扩展到三维空间中,三维空间中 NTSMG1 的表达式为

$$\begin{cases} a_{m\theta} = -2\dot{r}x_2 + \frac{r}{a_2k_2}\text{sig}(x_2)^{2-a_2} + K_1\text{sgn}(s_1) \\ a_{m\varphi} = \left(2\dot{r}x_4 - \frac{r}{a_4k_4}\text{sig}(x_4)^{2-a_4} + K_2\text{sgn}(s_2)\right)\cos q_e \end{cases} \quad (29)$$

式中: K_1 和 K_2 分别为符号函数增益,根据目标机

动的上界选取,本文仿真中分别选取为 50 和 100,式(29)中其余参数选取同制导律式(11)参数选取。

三维空间中 NTSMG2 的表达式为

$$\begin{cases} a_{m\theta} = -2\dot{r}x_2 + \frac{r}{a_2k_2}\text{sig}(x_2)^{2-a_2} + \\ \alpha_1\text{sig}(s_1)^{1-\frac{1}{\gamma}} + \beta_1s_1 \\ a_{m\varphi} = \left(2\dot{r}x_4 - \frac{r}{a_4k_4}\text{sig}(x_4)^{2-a_4} + \right. \\ \left. \alpha_2\text{sig}(s_2)^{1-\frac{1}{\nu}} + \beta_2s_2\right)\cos q_e \end{cases} \quad (30)$$

式中:参数选取同制导律式(11)参数选取。

仿真选取 4.1 节中导弹 M_1 分别在 SO-NFTSMG、NTSMG1 和 NTSMG2 的作用下攻击机动目标,目标初始值设置和制导律中参数选取同 4.1 节。仿真结果如图 3 和表 3 所示。

从图 3 中可以看出,3 种制导律都能够控制导弹以指定角度击中机动目标。其中 SO-NFTSMG 收敛速度最快,并且收敛过程中光滑无抖振现象出现,验证了 SO-NFTSMG 良好的制导性能。NTSMG2 收敛速度次之,并且由于 NTSMG2 中不含非连续符号函数项,收敛过程中抑制抖振现象明显。NTSMG1 收敛速度最慢,并且收敛过程中出现了高频抖振现象,不利于导弹自动驾驶仪的控制。从表 3 中可以看出,SO-NFTSMG 作用下的导弹脱靶量最小,并且导弹飞行时间比 NTSMG2 短了约 0.16 s,这对于飞行时间较短的导弹末制导段而言增大了突防概率。尽管 NTSMG1 作用下的导弹飞行时间最短,并且对脱靶量和落角的控制能力与 SO-NFTSMG 和 NTSMG2 相差不大,但由于 NTSMG1 的加速度指令出现了高频抖振,使得实际应用中对导弹的控制能力降低。实际应用中用饱和函数代替符号函数仍不能消除抖振现象,并且会造成制导律性能的下降。综合而言,本文提出的制导律 SO-NFTSMG 收敛速度最快,对脱靶量和落角的控制能力强,作用下的导弹飞行时间较 NTSMG2 作用下的导弹飞行时间短,并且制导指令中无抖振现象出现,利于导弹自动驾驶仪的控制。

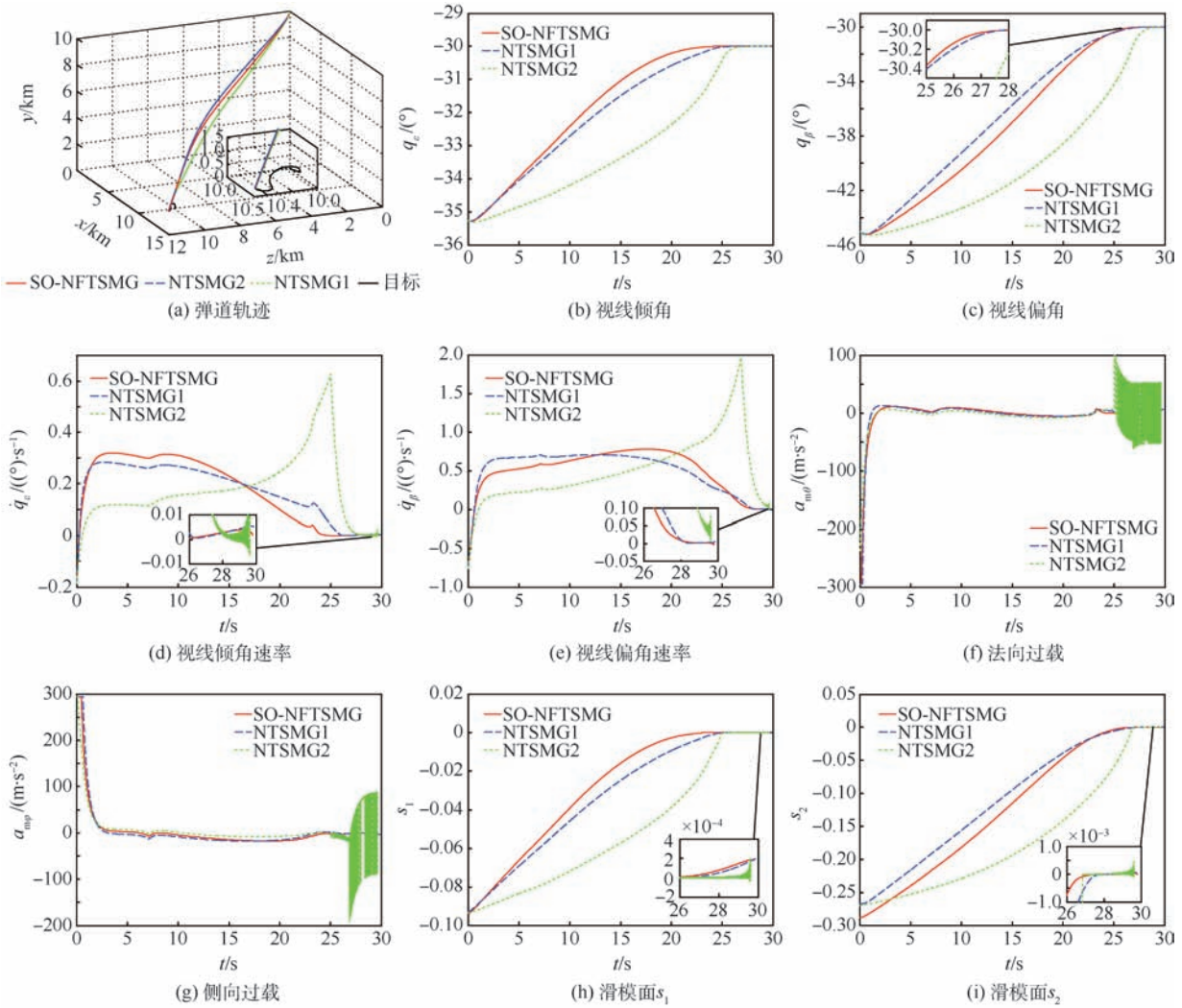


图3 3种制导律仿真对比结果

Fig. 3 Simulation result comparison of 3 guidance laws

表3 3种制导律仿真主要参数对比

Table 3 Main simulation parameters comparison of 3 guidance laws

制导律	脱靶量/m	视线倾角误差/(°)	视线偏角误差/(°)	飞行时间/s
SO-NFTSMG	0.2069	0.0116	0.0257	29.7680
NTSMG1	0.2681	0.0236	0.0261	29.7060
NTSMG2	0.2423	0.0114	0.0273	29.9230

目标先验信息。

3) 通过2组实验仿真,结果表明:①本文提出的制导律能够控制不同位置不同状态下的多枚导弹以各自期望角度击中目标。②制导律对脱靶量和落角的控制能力强,飞行时间较NTSMG2缩短。③制导律收敛速度快,收敛过程中光滑无抖振现象出现,验证了本文提出制导律的快速收敛和抑制抖振能力强的优点。

本文在制导律的设计过程中未考虑自动驾驶仪的动态特性,在考虑导弹自动驾驶仪动态特性下设计制导律仍值得进一步研究。

参考文献 (References)

[1] 黄诒,张友安,刘永新.一种有撞击角和视场角约束的运动目标的偏置比例导引算法[J].宇航学报,2016,37(2):195-202.
HUANG J,ZHANG Y A,LIU Y X. A biased proportional guidance algorithm for moving target with impact angle and field-of-

5 结论

本文基于非奇异快速终端滑模面和二阶滑模控制理论,提出了一种新型带落角约束的非奇异快速终端二阶滑模三维制导律。

1) 无需对系统模型作解耦处理,并且设计过程避免了奇异问题的出现。

2) 针对目标机动信息和视线角耦合带来的总扰动设计了非齐次干扰观测器进行估计,无需

- view constraints[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(2):195-202 (in Chinese).
- [2] ERER K S, TEKIN R. Impact time and angle control based on constrained optimal solutions[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(10):1-7.
- [3] TAUB I, SHIMA T. Intercept angle missile guidance under time varying acceleration bounds[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(3):686-699.
- [4] LEE C H, KIM T H, TAHK M J. Interception angle control guidance using proportional navigation with error feedback[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5):1556-1561.
- [5] WANG H, LIN D, CHENG Z, et al. Optimal guidance of extended trajectory shaping[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(5):1259-1272.
- [6] 王晓芳, 王紫扬, 林海. 一种同时具有攻击时间和攻击角度约束的协同制导律[J]. *弹道学报*, 2017, 29(4):1-8.
WANG X F, WANG Z Y, LIN H. A cooperative guidance law with constraints of impact time and impact angle[J]. *Journal of Ballistics*, 2017, 29(4):1-8 (in Chinese).
- [7] 张小件, 刘明雍, 李洋. 基于反演滑模和扩张观测器的带角度约束制导律设计[J]. *系统工程与电子技术*, 2017, 39(6):1311-1316.
ZHANG X J, LIU M Y, LI Y. Backstepping sliding mode control and extended state observer based guidance law design with angles[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(6):1311-1316 (in Chinese).
- [8] WANG X, HONG Y. Finite-time consensus for multi-agent networks with second-order agent dynamics[C] // *Proceedings of the IFAC World Congress*. Laxenburg: IFAC, 2018: 15185-15190.
- [9] 熊少锋, 王卫红, 王森. 带攻击角度约束的非奇异快速终端滑模制导律[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(3):269-278.
XIONG S F, WANG W H, WANG S. Nonsingular fast terminal sliding-mode guidance with intercept angle constraint[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(3):269-278 (in Chinese).
- [10] 赵斌, 周军, 卢晓东, 等. 考虑终端角度约束的自适应积分滑模制导律[J]. *控制与决策*, 2017, 32(11):1966-1972.
ZHAO B, ZHOU J, LU X D, et al. Adaptive integral sliding mode guidance law considering impact angle constraint[J]. *Control and Decision*, 2017, 32(11):1966-1972 (in Chinese).
- [11] 赵曜, 李璞, 刘娟, 等. 带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(2):273-279.
ZHAO Y, LI P, LIU J, et al. Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(2):273-279 (in Chinese).
- [12] 司玉洁, 宋申民. 拦截高超声速飞行器的三维有限时间制导律设计[J]. *中国惯性技术学报*, 2017, 25(3):405-414.
SI Y J, SONG S M. Design of three-dimensional finite-time guidance law for intercepting hypersonic vehicle[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2017, 25(3):405-414 (in Chinese).
- [13] ARIE L. Principles of 2-sliding mode design[J]. *Automatica*, 2007, 43(4):576-586.
- [14] SUN L H, WANG W H, YI R, et al. A novel guidance law using fast terminal sliding mode control with impact angle constraints[J]. *ISA Transactions*, 2016, 64:12-23.
- [15] LI P, PENG X F, MA J J, et al. Non-homogeneous disturbance observer-based second order sliding mode control for a tailless aircraft[C] // *Proceedings of Chinese Automation Congress*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:120-125.
- [16] BHAT S P, BERNSTEIN D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 2000, 38(3):751-766.
- [17] 周慧波. 基于有限时间和滑模理论的导引律及多导弹协同制导研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015:41-44.
ZHOU H B. Study on guidance law and cooperative guidance for multi-missiles based on finite-time and sliding mode theory [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015:41-44 (in Chinese).

作者简介:

史绍琨 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器总体、结构分析与飞行力学。

赵久奋 男, 博士, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行器总体、结构分析与飞行力学。

Novel second-order sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints

SHI Shaokun, ZHAO Jiufen*, CHONG Yang, YANG Qisong, YOU Hao

(College of Operational Support, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To deal with the problem of missile for attacking ground maneuvering target in 3D space, a 3D finite-time guidance law with impact angle constraints is proposed. In order to improve convergence speed and suppress chattering problem, the nonsingular fast terminal second-order sliding mode control based 3D guidance law with coupling terms is designed based on the nonsingular fast terminal sliding surface and the second-order sliding mode control theory. System model linearization is not needed and singular problem is avoided in the design process. A nonhomogeneous disturbance observer is designed to estimate and compensate the total disturbance, which is caused by target maneuvering information and coupling terms of line of sight. And the stability and finite-time convergent characteristics of the proposed guidance law are proved mathematically. The effectiveness and superiority of the proposed guidance law are verified by numerical simulation.

Keywords: impact angle constraint; fast terminal sliding mode; second-order sliding mode; 3D guidance law; disturbance observer; finite-time convergence

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0409

类 X-51A 飞行器非定常湍流精细模拟



余华峰, 刘宏康, 陈树生, 阎超*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对类 X-51A 飞行器在超声速大迎角状态下存在的大范围非定常分离流动, 开展了精细化湍流数值模拟研究。计算基于高阶格式下的延迟分离涡模拟方法 (DDES), 来流马赫数为 2.5, 迎角为 10° 。分析了该复杂流场中存在的分离流动现象、分离流动诱导的气动特性变化规律以及压力脉动特点; 其中重点研究了壁面压力脉动强度分布情况和监测点压力脉动频谱特性。分析结果表明: 飞行器大迎角飞行时从侧缘诱导出明显的分离涡, 并对尾部舵面产生干扰; 受干扰尾舵表现出明显的非线性及非定常气动特性; 分离涡的存在导致飞行器尾舵前缘等位置的壁面压力脉动显著增强, 200 ~ 300 Hz 的低频高幅值脉动可能会导致结构破坏。

关键词: 非定常; 分离流动; 压力脉动; 延迟分离涡模拟 (DDES); 数值模拟

中图分类号: V221⁺.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0624-09

一直以来高超声速飞行器因其重要的军事意义而受到世界各军事强国的广泛关注。进入 21 世纪以来, 以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器逐渐成为了高超声速飞行器中最为热门的研究领域之一。美国相继进行了 X-43A^[1] 和 X-51A^[2] 2 款飞行器的飞行演示实验并取得成功, 预示着高超声速飞行器技术在工程实用化方面取得了重大进展^[3]。

吸气式高超声速飞行器由机体和推进系统高度一体化组成, 其构型往往较为复杂。如美国的 X-51 系列飞行器包含了乘波体构型机身, 吸气式冲压发动机和控制舵面等部分。而在飞行器从亚声速到高超声速飞行的过程中, 存在较大迎角的爬升状态, 此时飞行器前体压缩面侧缘、局部机身突起及控制舵面会诱导产生大范围的流动分离, 形成复杂的分离涡结构。分离涡结构具有强烈的非定常特性, 会对飞行器气动性能产生明显影响:

一方面分离涡干扰破坏了舵面随迎角线性变化的气动特性, 严重影响飞行器的操控性能; 另一方面, 分离涡脱落的低频脉动有可能与飞行器材料的结构固有频率一致引发飞行器共振, 严重时甚至会造成飞行器的结构损坏。

飞行器大迎角分离流动对于数值计算方法提出了很高的要求。目前工程应用最为广泛的雷诺平均 (Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS) 方程建立于附体边界层类型流动, 对于分离流动预测精度低, 难以满足精细模拟的需求^[4]。直接数值模拟 (Direct Numerical Simulation, DNS) 虽然可以精细模拟分离流动, 但目前还无法应用于高雷诺数的实际工程领域。近年来, 随着计算能力的不断提升, 大涡模拟 (Large-Eddy Simulation, LES) 以及 RANS/LES 混合方法被广泛应用于分离流动的数值模拟。其中分离涡模拟 (Detached-Eddy Simulation, DES) 类方法是目前工程领域应用最

收稿日期: 2018-07-09; 录用日期: 2018-07-27; 网络出版时间: 2018-09-05 17:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180903.1634.009.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11721202)

* 通信作者. E-mail: 05642@buaa.edu.cn

引用格式: 余华峰, 刘宏康, 陈树生, 等. 类 X-51A 飞行器非定常湍流精细模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 624-632. YU H F, LIU H K, CHEN S S, et al. High-resolution unsteady turbulence simulation of an X-51A-like aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 624-632 (in Chinese).

为成熟的 RANS/LES 混合方法之一。其在近壁区采用 RANS 模型,在分离区则类似于 LES 方法的 Smagorinsky 模型^[5],已经在诸多复杂的工程应用中得到检验^[6-7]。

国内外针对吸气式高超声速飞行器开展了一系列数值模拟研究。X-51A 飞行器设计过程中曾采用 CART3D 和 OVERFLOW 软件进行了大量数值计算^[2];邓艳丹等^[8]建立了一个类 X-51A 模型,对其气动特性进行了初步研究;罗文莉等^[9]研究了一种吸气式高超声速飞行器模型在大迎角下的气动特性。然而,这些研究内容大多采用 RANS 方法,无法获得非定常特性以及精细湍流。而近年来航空航天领域对此愈加关注,对复杂工程外形的湍流数值模拟提出了更高的要求。因此有必要开展高超声速飞行器的精细化湍流模拟研究。本文选取类 X-51A 外形飞行器作为研究对象,针对其在超声速大迎角状态下存在的大范围非定常分离流动现象,采用延迟 DES (DDES) 方法开展了精细化湍流数值模拟研究。分析其在大迎角下的分离流动特点、非定常气动特性以及壁面压力脉动规律。

1 数值方法与验证

1.1 控制方程

守恒形式的三维可压缩 Navier-Stokes 方程表示为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial y} + \frac{\partial(H - H_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: Q 为守恒变量; $F(F_v)$ 、 $G(G_v)$ 和 $H(H_v)$ 分别为 3 个坐标方向的无黏(黏性)通量。一般来说,Navier-Stokes 求解时分别独立离散时间和空间。本文黏性通量(F_v, G_v, H_v)采用中心格式,而无黏通量(F, G, H)则采用考虑物理传播特性的 Roe 格式^[10]。界面左右变量采用 5 阶 WENO 插值^[11]得到。时间推进则采用 LU-SGS 格式^[12],为了保证时间精度,选取双时间迭代进行计算。

1.2 DES 类方法

Spalart 等^[13]在 1997 年最早提出基于 SA (Spalart-Allmaras) 方程^[14]的 DES 方法,其主要思想是在湍动能方程的耗散项中引入 DES 长度尺度 $L_{DES} = \min(d_w, C_{DES}\Delta)$,其中 d_w 为当前网格单元中心到最近壁面的法向距离,网格尺度 $\Delta =$

$\max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$,系数 C_{DES} 通过算例标定,取为 0.65。在壁面附近,流向与展向网格尺度一般远大于到壁面的距离,所以 $d_w < C_{DES}\Delta$,此时方程退化为 RANS 方程;当远离壁面时,长度尺度选为网格尺度,这与 LES 方法 Smagorinsky 模型中选取的尺度相当,因此在远离壁面的分离区具有与大涡模拟相当的涡黏性。然而,初始的 DES 方法求解尺度完全由网格和壁面距离决定,当流向网格过度加密时,使得 LES 模式过早地在边界层内启动,会诱发网格诱导分离(Grid Induced Separation, GIS)现象。为了解决该问题,Spalart 等^[15]提出了 DDES,思路是引入物理相关的延迟函数将 LES 求解区域阻隔在边界层外,有效缓解了 GIS 问题。具体公式参考文献^[15],在此不再详细说明。本文的数值模拟均基于 DDES 方法。

1.3 算例验证

为了验证数值方法的可靠性,本文选取斜坡空腔算例验证方法对于超声速分离再附流动的模拟能力。表 1 给出了算例的计算状态。关于该算例,前人做了详细的实验研究,获取了丰富可靠的实验数据。Settles 等^[16]给出了剪切层速度型和壁面压力系数分布;Hayakawa 等^[17]分析了湍流相关参数;Shen 等^[18]则研究了壁面压力脉动规律。计算网格如图 1 所示,上游和下游网格点数分别为 40×55 和 560×155 ,展向长度 50.8 mm,均布 60 网格点,总网格量为 534 万。通过调节上游长度确保空腔边界条件与实验一致,两侧采用周期边条。数值格式按照之前所述设置,物理时间步长为 $0.5 \mu\text{s}$,总统计时长为 20 ms。

首先给出某一时刻的密度梯度如图 2 所示,表明本文采用的模拟方法能够精细地模拟流动分离再附的结构。图 3 给出 4 个不同站位的剪切层速度型,CFD 计算值和文献^[16]实验值接近,较好模拟了剪切层的发展过程,其中 x 和 y 分别为来流流向距离和垂直来流向上的法向距离,空腔高度 $D = 2.54 \text{ cm}$, U/U_∞ 为当地流向速度与来流速度的比值。图 4 给出的是沿斜坡的壁面压力时均值以及脉动均方根, P, P_∞, P_{rms} 分别为当地时均压力、来流压力和当地压力脉动均方根。对比发现无论是时均量还是脉动量都与实验吻合,表明本文计算所得的壁面压力信息具有一定可信度。因此,本文方法对于超声速分离流动模拟具有较高的精细度和准确度。

表1 计算状态

Table 1 Computational condition

参数	马赫数	来流静压/Pa	来流静温/K	来流单位雷诺数/ m^{-1}
数值	2.92	31 415	145	4.5×10^7

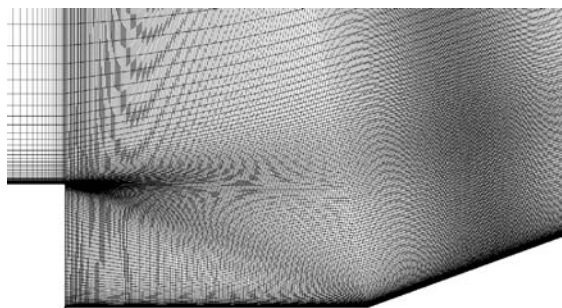


图1 计算网格

Fig. 1 Computational grid



图2 瞬时密度梯度云图

Fig. 2 Instantaneous density gradient contour

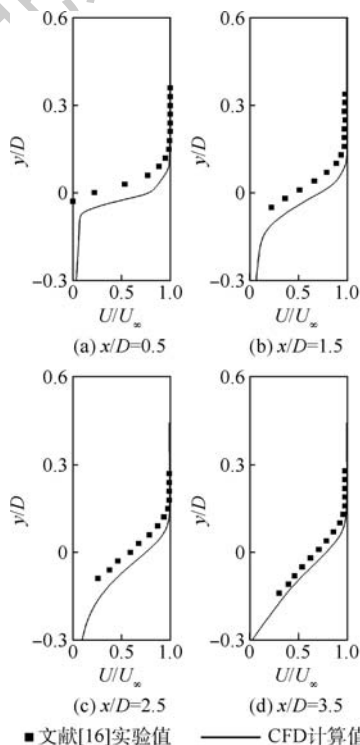


图3 剪切层速度型

Fig. 3 Velocity profiles in shear layer

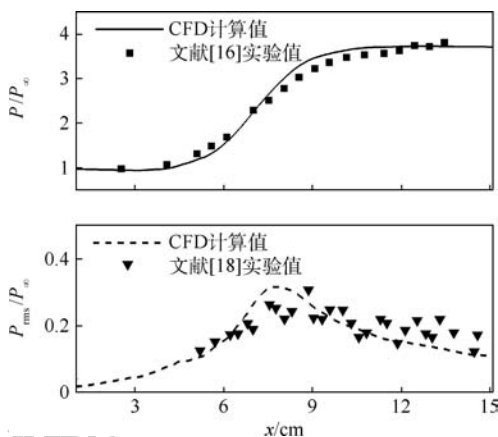


图4 沿斜坡的时均压力和压力脉动均方根

Fig. 4 Mean and root mean square of pressure fluctuation along ramp

2 计算结果和分析

2.1 模型与网格

本文首先建立了一种类似于 X-51A 外形的飞行器模型,如图 5 所示。超燃冲压发动机安置于乘波体构型机体的下侧,飞行器前体压缩面同时也是发动机进气道的组成部分。该模型尺寸与文献[2]中给出的数据接近,能够反映 X-51A 这类吸气式高超声速飞行器的基本气动特征。本文主要研究飞行器纵向气动特性,模型左右对称且不考虑侧滑,所以采取半模计算。计算采用对接结构网格,对称面网格如图 6 所示。在网格生成时尽量满足 DES 类方法的要求,图 7 展示了部分壁面网格分布情况。由图可知在飞行器进气道入口附近以及飞行器背部等可能存在的分离流动区域保证网格具有良好的正交性、各向同性及足够分辨率,以满足相应的物理分辨率。而网格分辨率的选取主要参照斜坡空腔验证算例。在验证算例中,关键分离再附区的单位网格长度取 $L = 0.2 \text{ mm}$,以空腔高度 $D = 25.4 \text{ mm}$ 作为参考长度,则相对网格尺度 $\Delta = L/H = 0.00787$ 。类比至 X-51A 飞行器,以尾舵高度 $H = 250 \text{ mm}$ 作为参考长度,因此单位网格长度保证在 $1 \sim 5 \text{ mm}$ 的量级。最终,计算网格的总网格量约为 3500 万。

高超声速飞行器大迎角飞行状态主要存在于初始爬升阶段以及最终降落状态。在爬升阶段飞行器马赫较低,迎角相对较大,此状态下流动结构更加复杂。本文选取飞行器爬升阶段的一组状态参数作为计算状态,马赫数 $Ma = 2.5$,飞行高度 $h = 18.5 \text{ km}$,迎角 $\alpha = 10^\circ$,单位雷诺数为 $5.84 \times 10^6/\text{m}$ 。计算时的物理时间步长取为 $2 \mu\text{s}$,计算

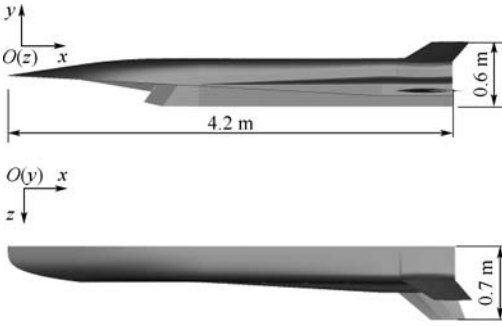


图 5 计算模型

Fig. 5 Computational model

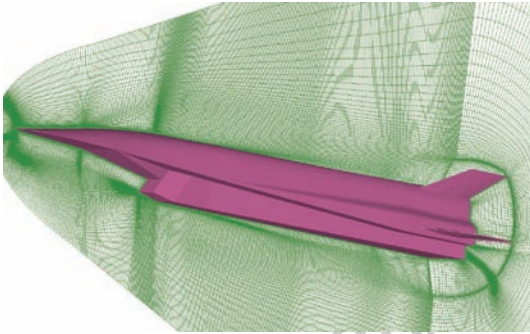
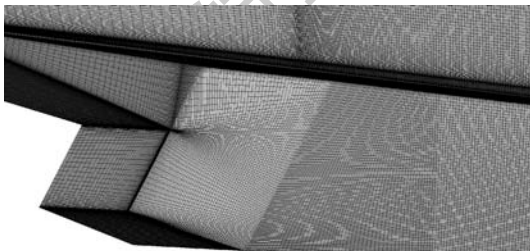
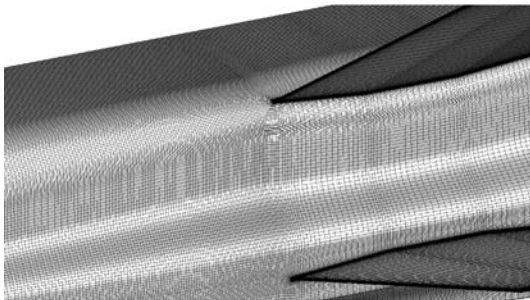


图 6 飞行器计算网格

Fig. 6 Computational grids of vehicle



(a) 进气道入口附近壁面网格



(b) 尾舵附近壁面网格

图 7 壁面计算网格

Fig. 7 Wall surface computational grid

总时长 50 ms, 确保流动充分发展且有足够长时间进行统计平均。

2.2 瞬时流场

图 8 首先给出瞬时流场结构图 ($Q = 200/s^2$ 等值面)。可以观测到在 10° 迎角下, 流场中主要的漩涡结构来自于飞行器侧缘的绕流。前体压缩面

附近的气流绕过侧缘卷起强烈的脱体涡。该脱体涡的漩涡破裂点相当靠前, 破裂后仍保持足够强度一直向后发展, 同时伴随着众多小的涡环结构的生成和耗散。此外还可以看出“V”型尾舵两侧受到干扰情况明显不同, 相比之下, 水平尾舵则基本没有受到干扰。这将会导致 2 个舵面的气动特性明显不同, 具体在后面进一步分析。由于进气道入口位置的扰动, 飞行器底部侧面的流动已经表现出强烈的湍流特性, 存在大量的壁面湍流结构。

图 9 展示了流向 3 个不同站位的密度梯度云图, 观察侧缘附近涡结构沿着流向发展的过程。 $x = 1.5$ m 截面处于压缩面根部位置, 此时在压缩面侧缘附近存在一个明显的分离区, 但是其影响范围被限制, 飞行器背部流动仍然附体; 当发展到飞行器中段 $x = 2.7$ m 位置时, 分离区逐渐扩大, 在正迎角的影响下向飞行器背部发展, 有逐渐演化为脱体涡结构的趋势; 在 $x = 3.9$ m 位置, 涡结构与“V”型尾舵发生干扰, 进而对舵面的气动性能产生影响。

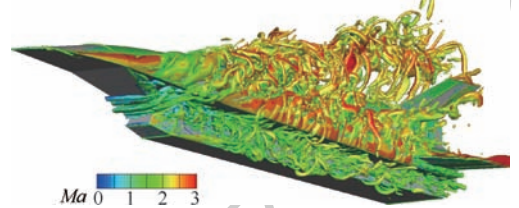


图 8 瞬态流场结构 ($Q = 200/s^2$)

Fig. 8 Structure of transient flow field ($Q = 200/s^2$)

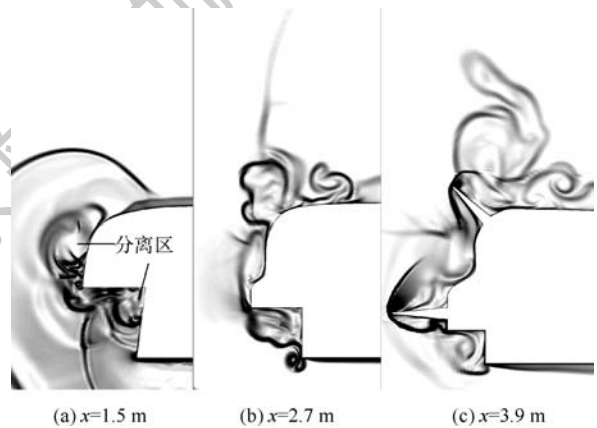


图 9 瞬时密度梯度截面

Fig. 9 Instantaneous density gradient slices

2.3 气动特性

由于分离涡的干扰, 导致舵面气动性能发生了改变, 比如舵面气动力系数的线性关系被破坏。为了验证这一现象, 本文计算了相同状态下迎角由 1° 增至 13° 过程中飞行器舵面的气动特性。

图10给出了2个舵面的升力系数(C_L)、侧向力系数(C_s),可以明显看出当迎角增大至 10° 以后,“V”型尾舵力系数存在明显的非线性特征,而水平尾舵则不存在这一情况。其他力系数也表现出相同的特性,限于篇幅在此没有一一给出。

侧缘卷起的脱体涡还具有明显的非定常特性,其与舵面的相互干扰会导致舵面气动力强烈振荡,可能会带来机械共振及疲劳破坏等问题。为了评估舵面力系数的脉动强度,对其进行归一化处理,显示脉动量占平均量的百分比。给出归一化后的整机和尾部舵面的脉动升力系数如图11所示, C_{Lavg} 为各部件升力系数的统计平均值。受到分离涡干扰的“V”型尾舵升力系数脉动幅值达到了15%左右,明显大于整机和水平尾舵力系数的脉动幅值。

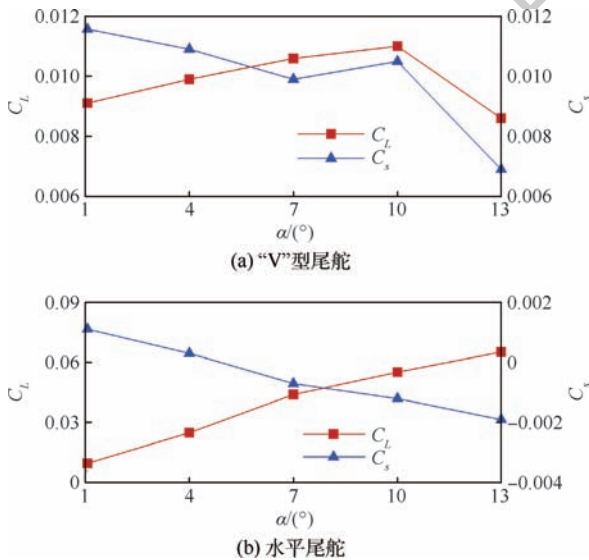


图10 尾舵升、侧力系数随迎角变化

Fig. 10 Variation of lift and side force coefficient of tail rudder with angle of attack

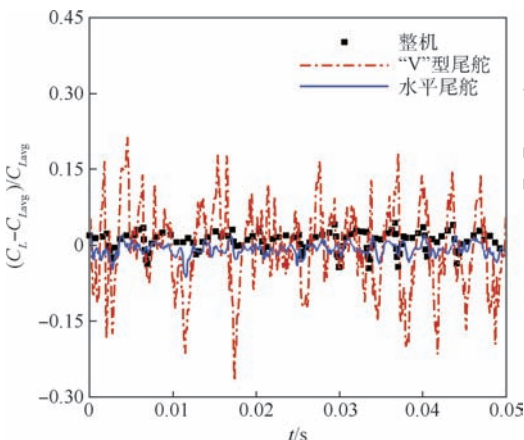


图11 升力系数脉动曲线

Fig. 11 Lift coefficient fluctuation curves

2.4 压力脉动

吴子牛等^[19]指出高超声速飞行器在20~

40 km高度范围内的压力脉动现象会导致飞行器表面出现局部大载荷,诱导抖振响应导致结构破坏,缩短飞行器使用寿命;同时脉动压力会造成严重的气动噪声。因此,有必要对于飞行器壁面压力脉动情况进行研究。

飞行器整体壁面压力脉动均方根分布如图12所示, C_{prms} 为整机压力系数均方根值。飞行器前体流动附体,因此压力脉动强度不高。接近进气道入口位置,压力脉动幅值发生突越,由第2.2节瞬时流场的分析可知在该位置绕过压缩面侧缘的流动发生了分离。分离区内存在明显的非定常流动,且分离点和再附点不稳定,这些均会导致脉动压力增大。同时分离反作用于激波导致自激振荡,造成强烈低频高幅值脉动压力。相比之下,飞行器后半部分侧面的压力脉动相对减弱,与该区域主导的涡强度弱于压缩面附近的结论吻合。再观察飞行器背部,沿着侧缘分离涡的发展路径有较强的压力脉动,而靠近对称面附近区域已经远离分离涡干扰,压力脉动也相对小许多。

尾部2个舵面的非定常干扰情况相对更加复杂,图13更加清楚地展示2个舵面迎风和背风面的压力系数脉动分布情况,其中左侧为背风面而右侧为迎风面。具体有以下几个特点:①2个舵面的高压脉动位置均处于舵前缘根部位置,主要原因是舵前缘产生脱体激波,与机身壁面附近的分离涡相互干扰,在高马赫数飞行状态下,激波较为贴体,甚至会与边界层发生干扰。激波/边界层干扰会诱导高强度压力脉动。②迎风侧压力脉动强于背风侧,主要是因为背风侧激波与壁面距离较远,不容易发生激波干扰。③“V”型尾舵的压力脉动高于水平尾舵,原因是“V”型尾舵受分离涡干扰更加强烈;可以看到“V”型尾舵背风侧高脉动区沿着舵面向上发展,对应分离涡在该位置的发展路径逐渐远离机身。

飞行器的典型蒙皮结构共振频段为100~500 Hz^[20]。当压力脉动主频接近这个频段,其危

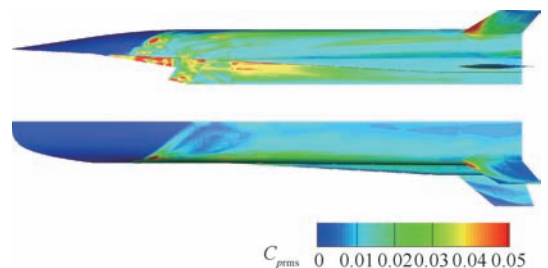


图12 整机压力系数脉动均方根云图

Fig. 12 Contours of root mean square of pressure coefficient fluctuation for complete vehicle

害将会十分严重。高超声速飞行器飞行过程中由于湍流脉动、分离涡脉动和激波/边界层干扰等原因,存在不同频段的压力脉动。因此需要通过功率谱分析压力脉动的频率分布情况。图 14 给出了本文在计算模型“V”型尾舵上布置的监测点位置,其中括号内带上角标表示处于相同位置背风面。另外,为了方便观察“V”型尾舵附近流动结构,给出监测点所在 3 个截面的密度梯度云图如图 15 所示。由图 15 可知,不同截面处脱体涡与舵前缘激波的干扰位置不同:Slice 1 截面脱体

涡与舵前缘激波正面干扰,导致舵根部迎、背风面的激波不稳定;在 Slice 2 截面迎风面激波受到的扰动相对减小;Slice 3 截面前缘激波受涡干扰明显减小。

接下来通过图 16 给出了 2 组监测点的压力功率谱密度(PSD)对比曲线。监测点数据采样频率为 250 kHz,总采样点数为 15 000,采用 Burg 算法进行功率谱估计。图 16(a)对比了舵前缘处 6 个监测点 $a(a')$ 、 $d(d')$ 、 $g(g')$ 的功率谱,由图可知, a 和 d 点迎风侧脉动能量明显强于背风侧,主要原因是迎风面激波较背风面更贴近壁面,而激波不稳定导致的压力脉动强于背风面涡结构干扰的压力脉动。相比之下处于舵前缘根部的 g 和 g' ,两点则具有接近的压力脉动强度,主要是因为舵前缘根部两侧激波受干扰强度接近。此外值得注意的是, g 和 g' 两点压力脉动存在明显的主频 $F_z = 289$ Hz,该频率与蒙皮材料的响应频率接近,可能对结构造成影响。图 16(b)进一步展示了“V”型尾舵根部沿流向 $g(g')$ 、 $h(h')$ 、 $i(i')$ 6 个

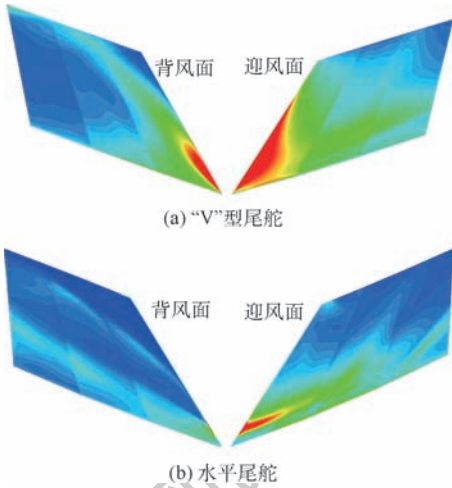


图 13 尾舵压力系数脉动均方根云图

Fig. 13 Contours of root mean square of pressure coefficient fluctuation for tail rudders

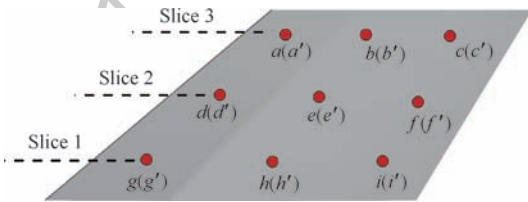


图 14 “V”型尾舵监测点

Fig. 14 Monitoring points on “V” shape tail rudder

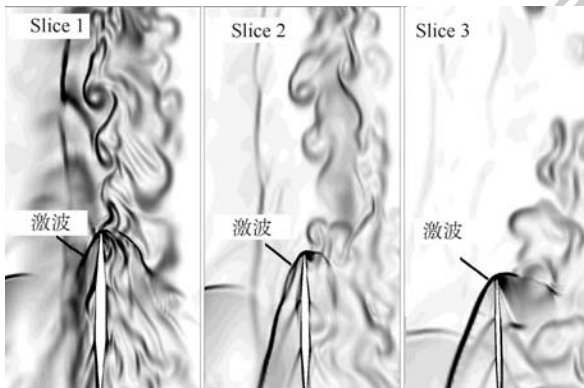
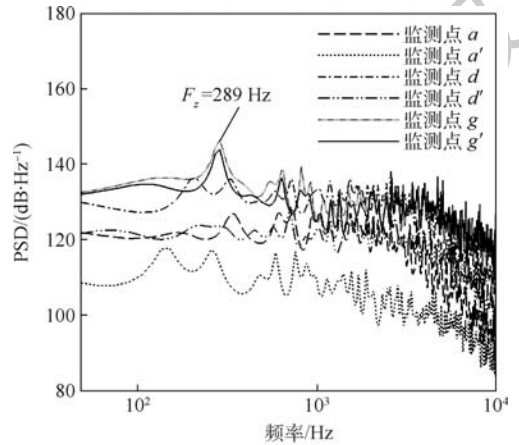
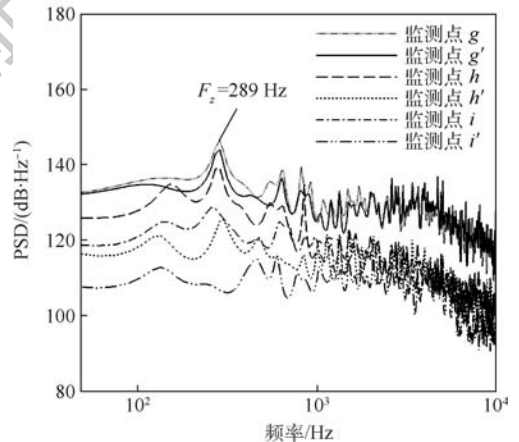


图 15 “V”型尾舵不同高度瞬时密度梯度截面

Fig. 15 Instantaneous density gradient slices of “V” shape tail rudder at different height



(a) 舵前缘监测点对比



(b) 舵根部监测点对比

图 16 不同位置功率谱密度对比

Fig. 16 Comparison of power spectrum density at different locations

监测点的频谱。随着位置后移,压力脉动强度降低,相应的低频区域的主频在 200 ~ 300 Hz 的范围内,强度逐渐减弱。

从监测点功率谱分析可知,尾舵前缘根部位置存在低频高强度脉动,针对该现象有必要进一步分析。图 17 展示了 25.0 ~ 28.6 ms 之间 4 个不同时刻的瞬时流场涡结构图。如图中标志所示,该段时间内,从压缩面开始产生一个展向涡结构,该结构与沿流向发展,在“V”型尾舵前缘根部位置大部分被耗散。这样的发展周期一直贯穿整个模拟过程,且频率约为 208 Hz,这与舵前缘根部监测点的压力脉动主频较为吻合,可以认为该流动结构是低频脉动的主要来源。显然该周期干扰现象的源头在前体压缩面附近。图 18 展示了对应时刻的压缩面附近对称面马赫数分布云图。在该计算状态下,压缩面存在分离区,而分离区前缘边界不稳定,导致经过压缩面的流动周期性改变。实际上,如果飞行马赫数较低,没有达到超燃冲压

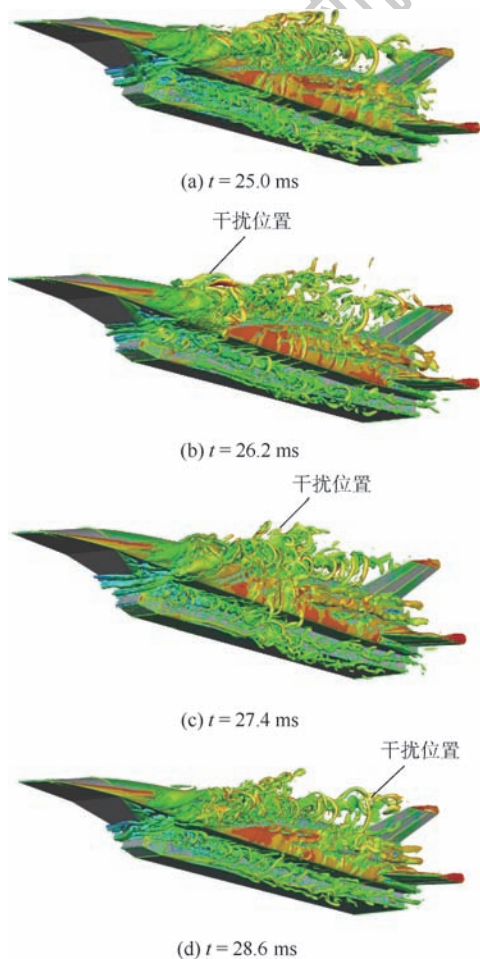


图 17 四个不同时刻 Q 等值面 ($Q = 400/s^2$)
Fig. 17 Iso-surface of Q -criterion at four different moments ($Q = 400/s^2$)

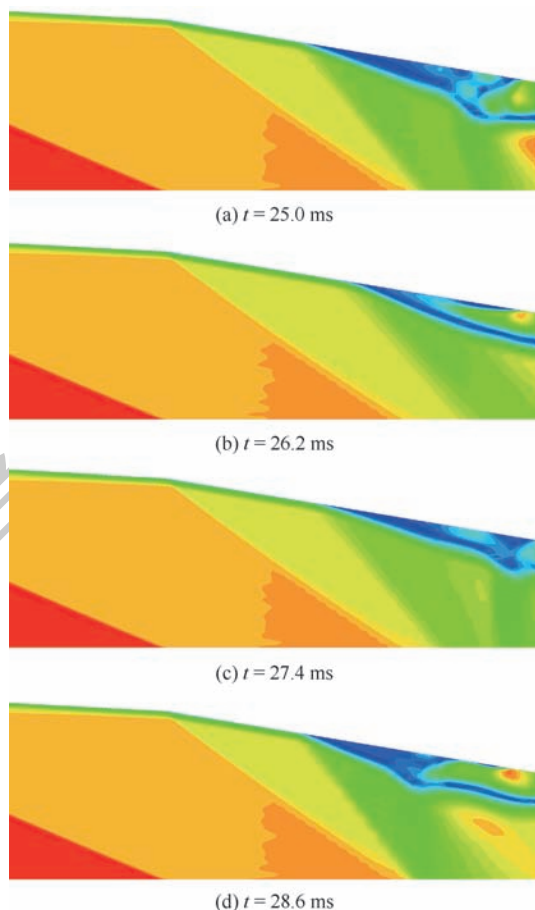


图 18 四个不同时刻压缩面附近对称面马赫数云图
Fig. 18 Ma contours of symmetry plane near compressed surface at four different moments

发动机起动的要求,进气道入口往往会存在明显的分离泡,严重时会导致内流道产生明显振荡。显然,这样的非定常流动现象不仅会造成内流道结构的破坏,可能也会影响到飞行器外部结构。

3 结论

本文采用 DDES 方法对类 X-51A 外形高超声速飞行器大迎角爬升状态进行了非定常湍流精细数值模拟。

1) 在爬升阶段,较大的迎角会诱导飞行器侧缘发生分离以及脱体涡的形成,并且对于尾部舵面等部件产生干扰。

2) 受到分离涡的干扰,尾部“V”型尾舵表现出明显的非线性气动特性;同时舵面气动力脉动幅值明显增强。

3) 分离涡的存在导致飞行器壁面压力脉动显著增强;在舵前缘根部位置存在 200 ~ 300 Hz 的高幅值低频脉动,该现象由前体压缩面附近分离区不稳定导致,可能会造成结构破坏。

参考文献 (References)

- [1] JOYCE P J, POMROY J B. The hyper-X launch vehicle: Challenges and design considerations for hypersonic flight testing; AIAA-2005-3333 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [2] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program; AIAA-2008-2540 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [3] 罗金玲, 李超, 徐锦. 高超声速飞行器机体/推进一体化设计的启示 [J]. 航空学报, 2015, 36 (1): 39-48.
LUO J L, LI C, XU J. Inspiration of hypersonic vehicle with airframe/propulsion integrated design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (1): 39-48 (in Chinese).
- [4] SPALART P R. Strategies for turbulence modelling and simulations [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000, 21 (3): 252-263.
- [5] SMAGORINSKY J. General circulation experiments with the primitive equations [J]. Monthly Weather Review, 1963, 91 (3): 99-164.
- [6] BROCK J M, SUBBAREDDY P K, CANDLER G V. Detached-eddy simulations of hypersonic capsule wake flow [J]. AIAA Journal, 2015, 53 (1): 70-80.
- [7] LÜDEKE H, MULOT J D, HANNEMANN K. Launch vehicle base flow analysis using improved delayed detached-eddy simulation [J]. AIAA Journal, 2015, 53 (9): 2454-2471.
- [8] 邓艳丹, 黄生洪, 杨基明. 一种 X-51A 相似飞行器模型的气动特性初探 [J]. 空气动力学报, 2013, 31 (3): 376-380.
DENG Y D, HUANG S H, YANG J M. A preliminary investigation on aerodynamic characteristics of an X-51A-like aircraft model [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31 (3): 376-380 (in Chinese).
- [9] 罗文莉, 李道春, 向锦武. 吸气式高超声速飞行器大迎角气动特性分析 [J]. 航空学报, 2015, 36 (1): 223-231.
LUO W L, LI D C, XIANG J W. Aerodynamic characteristics analysis of air-breathing hypersonic vehicles at high angle of attack [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (1): 223-231 (in Chinese).
- [10] ROE P L. Approximate Riemann solver, parameter vectors, and difference schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43 (2): 357-372.
- [11] JIANG G, SHU C W. Efficient implementation of weighted ENO schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126 (1): 202-228.
- [12] YOON S, KWAK D. Three-dimensional incompressible Navier-Stokes equations solver using lower-upper symmetric-Gauss-Siedel algorithm [J]. AIAA Journal, 1991, 29 (6): 874-875.
- [13] SPALART P R, JOU W, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [C] // 1st Air Force Office of Scientific Research International Conference on DNS/LES, 1997: 137-147.
- [14] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows; AIAA-92-0439 [R]. Reston: AIAA, 1992.
- [15] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20 (3): 181-195.
- [16] SETTLES G S, WILLIAMS D R, BACA B K, et al. Reattachment of a compressible turbulent free shear layer [J]. AIAA Journal, 1982, 20 (1): 60-67.
- [17] HAYAKAWA K, SMITS A J, BOGDONOFF S M. Turbulence measurements in a compressible reattaching shear layer [J]. AIAA Journal, 1984, 22 (7): 889-895.
- [18] SHEN Z H, SMITH D R, SMITS A J. Wall pressure fluctuations in the reattachment region of a supersonic free shear layer [J]. Experiments in Fluids, 1993, 14 (1): 10-16.
- [19] 吴子牛, 白晨媛, 李娟. 高超声速飞行器流动特征分析 [J]. 航空学报, 2015, 36 (1): 58-85.
WU Z N, BAI C Y, LI J. Analysis of flow characteristics for hypersonic vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (1): 58-85 (in Chinese).
- [20] 张秀义. 飞机结构声疲劳分析与抗声疲劳设计 [J]. 航空学报, 1992, 13 (3): 197-210.
ZHANG X Y. Sonic fatigue analysis and anti-sonic fatigue design of aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13 (3): 197-210 (in Chinese).

作者简介:

余华峰 男, 硕士研究生。主要研究方向: 湍流模拟。

阎超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学。

High-resolution unsteady turbulence simulation of an X-51A-like aircraft

YU Huafeng, LIU Hongkang, CHEN Shusheng, YAN Chao*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: High-resolution turbulence simulations were performed for an X-51A-like aircraft model to investigate its complex unsteady separation flow caused by high angle of attack conditions. The calculation is based on delayed detached-eddy simulation (DDES) methodology under high order. Flow Mach number is 2.5, and the angle of attack is 10° . In this paper, separation flow phenomenon, separation flow induced aerodynamic characteristic variation law and pressure fluctuation features are analyzed. Especially, the distribution of wall pressure fluctuation and the spectrum characteristics of the monitors are mainly studied. The result shows that lateral edges of the model lead to a large number of separated vortices when the aircraft flies under large angle of attack, which cause strong interference with the vertical tail rudder. The interfered tail rudder exhibits obvious nonlinear and unsteady aerodynamic properties. In addition, the presence of separation vortices also leads to a significant increase in pressure fluctuation on the aircraft wall, especially on the leading edge of tail rudders. The power spectrum density of pressure shows that low frequency and high amplitude fluctuation of 200 – 300 Hz may cause structural damage.

Keywords: unsteady; separation flow; pressure fluctuation; delayed detached-eddy simulation (DDES); numerical simulation

Received: 2018-07-09; **Accepted:** 2018-07-27; **Published online:** 2018-09-05 17:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180903.1634.009.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11721202)

* **Corresponding author.** E-mail: 05642@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0412

带衬套沉头螺栓复合材料/金属接头拉伸性能



陈坤¹, 舒茂盛^{1,2}, 胡仁伟¹, 郭鑫¹, 程羽佳¹, 程小全^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院 凡舟新材料结构实验室, 北京 100083;

2. 航空工业成都飞机设计研究所, 成都 610041)

摘 要: 对带衬套沉头螺栓连接复合材料/金属接头进行拉伸试验, 测量了接头的载荷-位移曲线和面外变形等性能, 研究了接头的拉伸行为。利用 ABAQUS 软件, 建立了接头的有限元模型, 计算得到的条件挤压载荷、极限破坏载荷和破坏模式与试验结果吻合较好, 证明了所建有限元模型的有效性。利用该模型, 分析了接头破坏的机理, 并进一步研究了螺栓与衬套过盈量、拧紧力矩和钛板厚度等因素对接头拉伸性能的影响。结果表明: 适度的增大螺栓与衬套的过盈量能有效提高接头的刚度和强度; 在一定范围内增加拧紧力矩能提高接头的承载能力; 增加钛板的厚度, 对接头的刚度有明显提升, 但对极限破坏载荷影响较小。

关键词: 复合材料层合板; 单钉螺栓连接; 衬套; 沉头; 拉伸性能; 渐进损伤

中图分类号: V214.8

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)03-0633-08

复合材料由于其比强度高、比刚度大、寿命长、耐腐蚀性好等诸多优点^[1], 在现代工业中已然得到广泛应用。随着复合材料设计与工艺的不断进步, 在航空航天领域, 复合材料从最早的只能用于非承力部件, 逐步到次承力部件, 目前已经用于主承力结构。在飞行器实际结构中, 考虑到制造工艺及结构维护等因素, 会设计各种工艺分离面及维护口盖, 这些分离面及开口处可能会采用承载能力强的机械连接形式^[2]。在复合材料结构机械连接中, 因为具备保持表面光滑, 保证雷电通路等优点, 带衬套沉头连接结构形式越来越受到人们的重视^[3]。

对复合材料沉头螺栓连接结构的现有研究, 主要集中在无衬套复合材料沉头螺栓连接结构拉伸性能及其影响因素方面, 而对于复合材料带衬套过盈沉头螺栓连接拉伸性能及其损伤机理的研究工作较少。

Chishti 等^[4] 利用 ABAQUS/Explicit 建立有限元模型, 通过壳单元模拟面内损伤, 结合 Cohesive 单元模拟分层损伤, 该模型捕捉了单搭接沉头螺栓接头的渐变损伤过程并成功预测了接头的承载能力。Herrera-Franco 和 Cloud^[5] 提出采用胶黏金属嵌件以提高层合板螺栓接头传载效率。Camanho 和 Matthews^[6] 通过试验和有限元模拟, 对胶黏衬套接头的失效机理进行分析, 发现黏结剂与孔边结合的所有面积都能传递载荷, 从而有效缓解应力集中的问题, 同时还研究了衬套材料及厚度对结构的影响。国内对复合材料螺栓连接的静强度及其损伤机理研究工作较少。刘鹏等^[7] 通过研究复合材料层合板沉头单钉螺栓结构的拉伸性能, 建立了三维渐进损伤有限元模型, 计算得到的条件挤压载荷、极限挤压载荷均与试验吻合良好。孙永波等^[8] 总结试验和数值研究, 得出影响沉头连接载荷分布的主要因素有钉孔间隙、螺

收稿日期: 2018-07-09; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-10-29 14:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1141.004.html

* 通信作者: E-mail: xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

引用格式: 陈坤, 舒茂盛, 胡仁伟, 等. 带衬套沉头螺栓复合材料/金属接头拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 633-640. CHEN K, SHU M S, HU R W, et al. Tensile performance of countersunk bolted composite/metal joints with sleeve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 633-640 (in Chinese).

栓沉头比、复合材料层合板的铺层方向等。其中,钉孔间隙的影响最为显著,其次是螺栓沉头比和铺层方向,选择恰当的钉孔间隙、螺栓沉头比和铺层方向对提高连接结构承载效率非常重要。

本文是在文献[7]的基础上,首先对带衬套沉头连接结构拉伸性能进行试验研究;然后建立有限元模型,研究其拉伸破坏过程,对接头损伤机理进行分析;最后以螺栓和衬套过盈量、螺栓拧紧力矩和钛板厚度为参变量,研究这些因素对结构拉伸性能的影响。

1 试验件与试验

1.1 试验件

试验件由复合材料层合板、抗剪型高锁螺栓、衬套、抗剪型高锁螺母和金属板构成(见图1)。层合板铺层材料为T700/双马树脂,共52层,铺层顺序为[45/-45/0/90/45/0/-45/90/-45/45/0/90/45/-45/45/0/-45/45/0/45/-45/45/0/45/-45/90/45/0/0/45/90/45/0/45/90/45/-45/45/0/45/-45/45/0/45/-45/0/45],单层名义厚度 $t=0.125$ mm。铺层材料的力学性能如表1所示。为使试验件加载对中,在层合板夹持端采用J116B胶黏玻璃钢增

强材料作为加强片。高锁螺栓沉头高度为3.4 mm,螺栓杆直径为8.16 mm,头径为16.0 mm;衬套沉头高度为3.5 mm,壁厚为0.25 mm,内径为8.0 mm,外径为8.5 mm。试验件以 $2.5 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的拧紧力矩进行组装。螺栓和金属板都采用TC4-DT,弹性模量为110 GPa,泊松比为0.33。衬套材料为A286,弹性模量为201 GPa,泊松比为0.31。试验件几何尺寸如图2所示,共制备3个试验件,编号分别为SLR1、SLR2、SLR3。

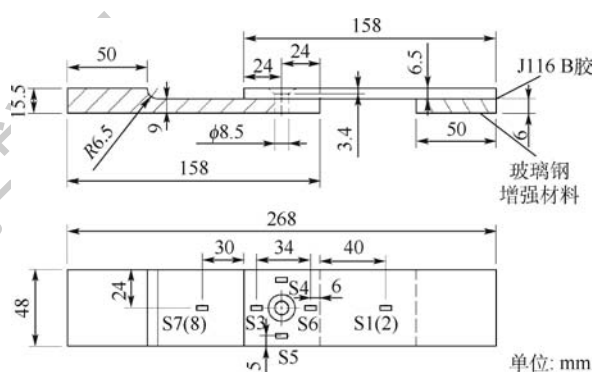


图2 试验件几何尺寸和贴片方案

Fig. 2 Geometry of specimen and strain gauge arrangement

1.2 试验

试验件上贴有8个应变片(S1~S8),其布置如图2所示,其中S1和S2在层合板上下面,以表征该接头二次弯曲;S4和S5关于孔对称,以表征层合板旁路载荷的传递;S3和S6分布在接头对称面上;S7和S8位于钢板的上下两面。

拉伸试验在Instron8801试验机上进行,试验机载荷传感器静态精度小于示值的0.5%。试验环境为常温干态,采用控制位移加载,加载速率为 $2 \text{ mm}/\text{min}$ 。试验时通过设计特殊的夹具,将标距为10 mm的引伸计两端跨过螺钉分别固定在钛合金和层合板上,记录试验件在受拉过程中引伸计两端的位移变化,作为孔受挤压产生的变形量。二次弯曲是单搭接接头的特有属性^[9],为表征带衬套沉头螺栓接头的二次弯曲现象,在层合板端部放置位移计以监测端部离面位移。试验测得3个试验件层合板端部离面位移分别为0.57、0.44和0.66 mm。试验件装置的具体情况如图3所示。

图4为SLR1试验件最终破坏示意图,该试验件出现螺栓被剪断现象,可以观察到在层合板和钛板受挤压一侧都出现了大量损伤。SLR2和SLR3破坏模式相似,图5为SLR2试验件最终破坏示意图,试验件在层合板孔边损伤更为明显,衬套出现显著的塑性变形并伴有层合板的挤压破

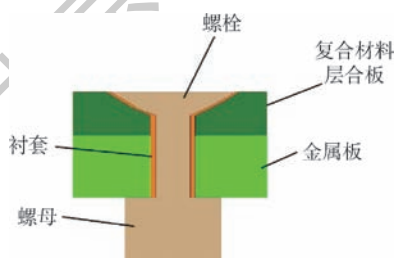


图1 接头示意图

Fig. 1 Schematic diagram of joint

表1 T700/双马树脂的力学性能

Table 1 Mechanical properties of T700/bismaleimide

参数	数值
径向模量 E_{xx}/GPa	129
径向拉伸强度 X_T/MPa	2389
径向压缩强度 X_C/MPa	1415
纬向模量 $E_{yy}, E_{zz}/\text{GPa}$	10.1
纬向拉伸强度 Y_T/MPa	67.5
纬向压缩强度 Y_C/MPa	220
泊松比 μ_{xy}, μ_{xz}	0.25
泊松比 μ_{yz}	0.4
剪切模量 $G_{xy}, G_{xz}/\text{GPa}$	6.0
剪切模量 G_{yz}/GPa	3.7
剪切强度 S_{xy}/MPa	94.8
剪切强度 $S_{xz}, S_{yz}/\text{MPa}$	106

坏,层合板表面出现明显的劈丝。其中,孔边挤压破坏属于正常的复合材料螺栓连接破坏形式,层合板沿厚度方向的破坏是由于拉伸过程中载荷不对称使螺钉发生倾斜,从而造成破坏。因此,所有试验件的极限强度都比单纯挤压破坏模式的强度低。

图6给出了SLR2拉伸试验过程中载荷为0~22 kN的应变数据。在该范围内,各应变曲线均保持线性增长,说明接头未出现影响结构刚度的损伤。分析图6应变数据,可得出以下结论:

1) 从S1和S2应变分析,该接头存在明显的次弯曲。S1应变位置受压应力,且与所受拉伸载荷所产生的拉应力相接近使得S1应变值稳定在0左右。S2应变片在次弯曲和拉伸载的共同拉伸应力的作用下产生拉伸应变。

2) S6位置应变始终接近于0,说明拉伸载荷在开孔处沿着旁路进行传递。S4和S5应变

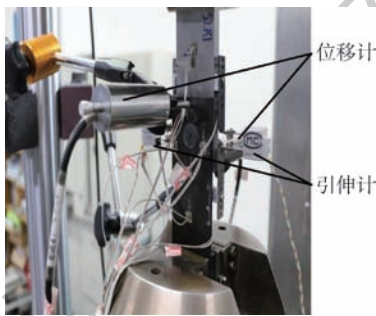


图3 试验件夹持状态

Fig.3 Specimen clamping state



图4 SLR1 试验件破坏示意图

Fig.4 Schematic diagram of SLR1 specimen failure

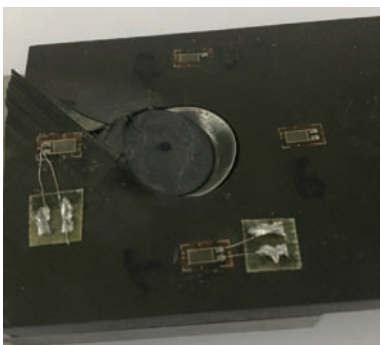


图5 SLR2 试验件破坏示意图

Fig.5 Schematic diagram of SLR2 specimen failure

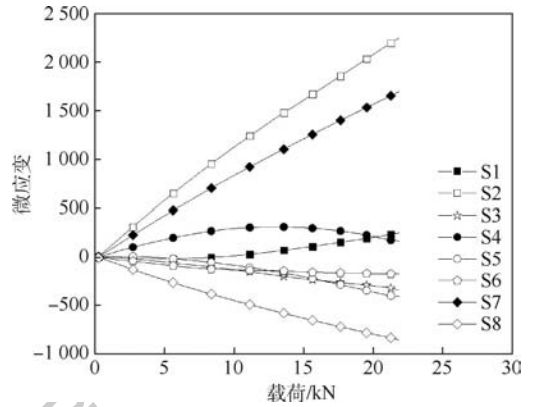


图6 SLR2 试验件中应变片测量结果

Fig.6 SLR2 specimen strain gauge measurement results

虽然对称,但S5应变略小于S4,说明接头受力并非严格对称。在0~10 kN,S4应变随着载荷的增加而增加,在12.5~22 kN范围内出现下降段,说明随着载荷的增大,接头由于次弯曲所产生的压缩作用大于接头所受的拉伸影响,次弯曲对接头的影响逐渐增大。

3) S7和S8位置应变同样受拉伸载荷和次弯曲载荷的共同影响。S7应变在拉伸正应力和弯曲应力的作用下始终为正,S8应变所受弯曲压应力大于拉伸正应力始终为负,而且S7应变绝对值始终大于S8应变绝对值。

2 有限元建模

2.1 有限元模型

通过ABAQUS 6.14创建有限元模型,螺栓与螺母采用一体化建模。模型中的所有组件单元类型都选择缩减积分线性单元C3D8R。模型边界条件如图7所示,钛板固支,层合板受拉伸位移载荷。钛板沿厚度方向被分割成6个单元,层合板厚度方向每个单层划分1个单元。

为精确计算出孔边应力,在层合板开孔、衬套和螺栓拐角处布置较密的网格,对于远离开孔的层合板区域布置较疏的网格以便提高计算效率。在各接触面上的单元节点过渡均匀以利于求解的收敛。

与沉头螺栓接头相比,带衬套沉头螺栓接头增加了螺栓与衬套,衬套与层合板合和衬套与金属的接触。有限元模型共设置7对接触,根据选取刚度大的部件为主面原则^[10],在螺栓和衬套的所有接触中都设置螺栓面为主面,衬套与层合板的接触中设置衬套面为主面,钛板与衬套的接触中设置钛板面为主面。螺栓与衬套之间的过盈配合都是通过接触设置中的Interference Fit功能实现^[11]。

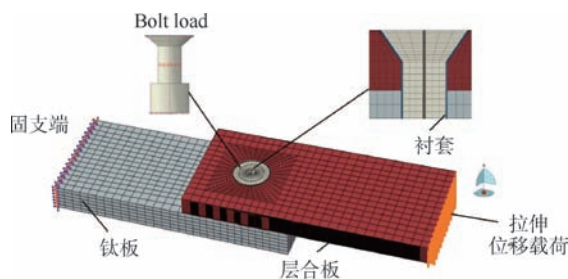


图7 有限元模型边界条件

Fig. 7 Finite element model's boundary condition

紧固件拧紧力矩通过 ABAQUS 中的 Bolt load 命令施加,其预紧力大小计算式为^[12]

$$T = 1.2F\mu d \quad (1)$$

式中: T 为拧紧力矩; μ 为摩擦因数; F 为预紧力; d 为螺栓公称直径。本文取 $\mu = 0.2$,试验中拧紧力矩 $T = 2.5 \text{ N} \cdot \text{m}$, $d = 8.16 \text{ mm}$,则预紧力为 $F = 1277 \text{ N}$ 。

在拉伸位移加载步之前,添加分析步线性地把相应预紧力和过盈量添加到模型中,从而形成相应的初内力。

2.2 损伤判据及刚度退化准则

本文采用 Hashin 分类损伤判据^[13]来判断层合板内各单元铺层是否发生了纤维/基体剪切破坏、基体破坏、分层、纤维破坏,具体表达式如式(2)~式(8)所示。

纤维/基体剪切破坏:

$$\left(\frac{S_{xx}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

基体破坏:

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1 \text{ (拉伸)} \quad (3)$$

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1 \text{ (压缩)} \quad (4)$$

分层:

$$\left(\frac{\sigma_{zz}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1 \text{ (拉伸)} \quad (5)$$

$$\left(\frac{\sigma_{zz}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1 \text{ (压缩)} \quad (6)$$

纤维破坏:

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1 \text{ (拉伸)} \quad (7)$$

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_c}\right)^2 \geq 1 \text{ (压缩)} \quad (8)$$

式中: σ_{xx} 、 σ_{yy} 和 σ_{zz} 分别为单层板径向、纬向和厚度方向的正应力; τ_{xz} 、 τ_{xy} 和 τ_{yz} 为3个方向的剪切应力分量; S_{xy} 、 S_{xz} 和 S_{yz} 为3个方向的剪切强度; X_T 和 X_c 分别为铺层径向的拉伸强度和压缩强度;

Y_T 和 Y_c 分别为纬向的拉伸强度和压缩强度。

各分类损伤判据通过 ABAQUS USDFLD 子程序实现。当单元满足损伤判据,会失去部分或全部承载能力。为反映单元损伤后承载能力的下降,需要对材料的刚度性质进行衰减。本文选用准则为 Camanho^[14]与 Papanikos^[15]等所提出的刚度衰减准则,其具体形式为:纤维/基体剪切破坏时, μ_{xy} 、 G_{xy} 乘以折减系数 0.2;基体破坏时, E_{yy} 、 μ_{xz} 、 μ_{yz} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 乘以折减系数 0.2;分层破坏时, E_{zz} 、 μ_{xz} 、 μ_{yz} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 乘以折减系数 0.2;纤维破坏时,所有材料性能参数乘以折减系数 0.07。

3 结果分析

图8为3组试验与有限元模拟得到的载荷-位移曲线,可知有限元模拟曲线与试验曲线基本吻合,以此验证了有限元模型的有效性。有限元模拟曲线与 SLR1 试验曲线相比初始刚度偏小,可能由于该试验件层合板厚度偏大,载荷偏心等因素引起,但都在工程可接受的误差内。

由图8可知,在加载初期,各曲线都保持线性增长,当载荷增大到 17 kN 左右,试验曲线开始出现非线性段,有限元模拟曲线也出现了明显载荷降,之后曲线都爬升直至破坏载荷。有限元模拟的载荷-位移曲线基本能够反映试验加载过程中的特征。由有限元模型测得层合板端部的面外位移为 0.51 mm,与试验所测结果接近。表2给出了试验与有限元模拟所得关键载荷对比结果,其中条件挤压载荷为 ASTM D5961/D5961M-13 规定挤压 2% 孔径变形量对应的载荷^[16]。有限元计算的条件挤压载荷和极限载荷与试验平均误差分别为 6.90% 和 5.10%,两者误差都在工程可接受范围内。

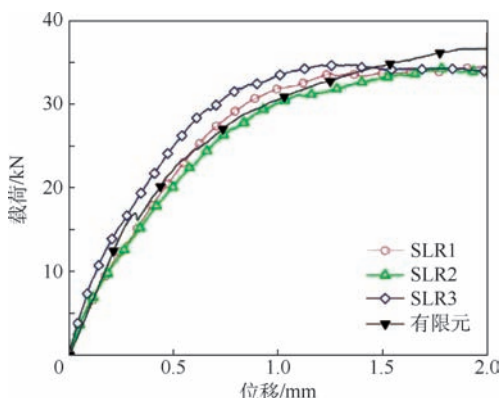


图8 试验和有限元模拟的载荷-位移曲线

Fig. 8 Load-displacement curves between experimental and finite element simulation

图 9 给出试验与有限元模拟螺栓与衬套的变形情况,两者基本一致。螺栓和衬套一端都向固支端上翘,另一端向沉头孔倾斜。在加载过程中,衬套和螺栓的上翘端将与层合板孔发生挤压,成为主要传载面,这从层合板孔的最终变形上也能看出来。

表 2 试验与有限元模拟结果对比

Table 2 Comparison of experimental results with finite element simulation results

试验件编号	宽度/mm	厚度/mm	条件挤压载荷/kN	极限挤压载荷/kN
SLR1	48.24	6.86	26.97	35.08
SLR2	48.20	6.82	25.79	34.37
SLR3	48.28	6.69	23.78	35.18
试验平均值	48.24	6.79	25.51	34.87
有限元	48.00	6.50	23.75	36.65

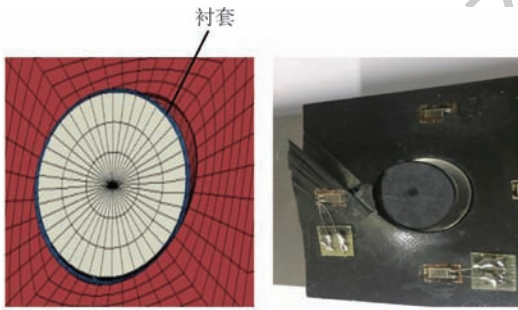


图 9 试验和有限元模拟的螺栓变形对比

Fig. 9 Comparison of bolt deformation between experimental and finite element simulation

4 钉孔挤压损伤机理分析

层合板和衬套的局部应力如图 10 所示。由图可知,衬套与层板的接触区为高应力区,层合板应力集中区域主要发生在受挤压一侧沉头与直头的过渡区域,衬套的应力集中区域在与层合板接触的末端,对该区域层合板的 2 种主要损伤进行分析。

图 11 为纤维/基体剪切损伤扩展示意图,当载荷为 10.6 kN 时,在层合板应力集中处开始出现损伤,之后损伤沿着直孔受压段周向和轴向扩展。当载荷达到 17.8 kN 时,直孔挤压端单元几乎全部失效,载荷继续增大时,沉头区域单元也开始出现损伤直至结构破坏。

图 12 为分层损伤扩展示意图,载荷达到 11.7 kN 时(比初始纤维/基体剪切载荷大),在层合板应力集中处开始出现分层单元。之后损伤主要沿着周向扩展,说明在各接触面完全接触后,直孔段为主要承载段。当载荷增大 31.5 kN 时,在

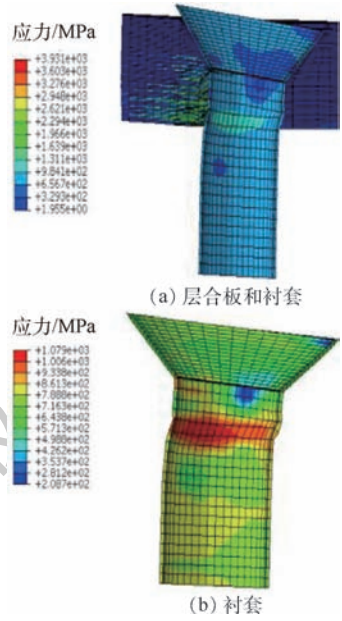


图 10 层合板和衬套局部应力云图

Fig. 10 Laminate and sleeve local stress contour

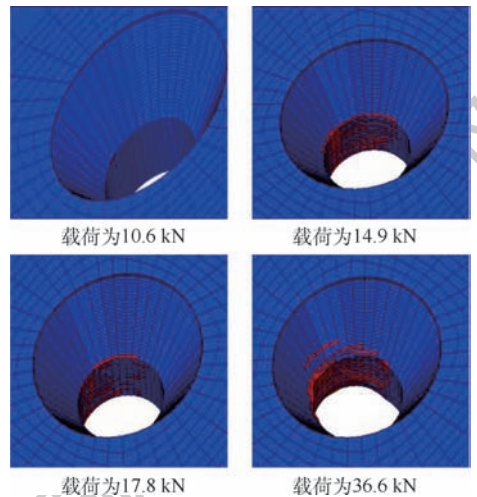


图 11 纤维/基体剪切损伤扩展

Fig. 11 Fiber/matrix shear damage extension

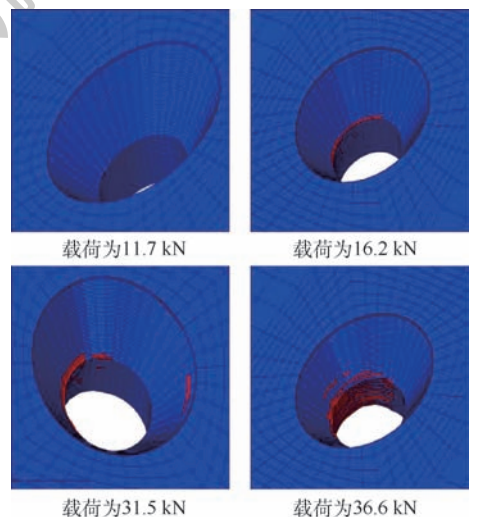


图 12 分层损伤扩展

Fig. 12 Delamination damage extension

受挤压另一侧也出现分层,这主要由于螺栓的弯曲使得这侧层合板沉头段有沿厚度方向的挤压载荷,当载荷增至 36.6 kN 时结构接近破坏,沉头段和直孔段都出现众多分层失效单元。

5 影响因素分析

5.1 过盈量

选取螺栓与衬套的过盈量分别为 0、0.5% (0.04 mm) 和 2% (0.16 mm) 衬套内径为研究对象,考察螺栓与衬套过盈量的影响。图 13 为有限元模型得出不同过盈量带衬套沉头螺栓接头的载荷-位移曲线。

从计算结果看,随着过盈量的增加,层合板初始出现载荷降后移,结构刚度也有明显提高,条件挤压载荷和极限破坏载荷都有小幅增大,因此针对本文所研究的带衬套沉头接头,螺栓与衬套的过盈量可适当增大以提高接头承载能力。

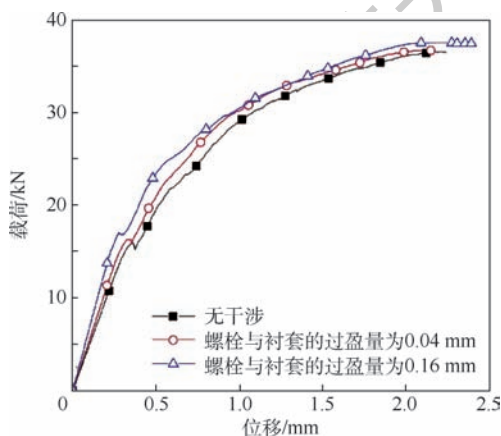


图 13 不同螺栓与衬套的过盈量下接头载荷-位移曲线
Fig. 13 Joint load-displacement curves under different interferences between bolts and sleeve

5.2 拧紧力矩

选取了 1.25、5 N·m 和无拧紧力矩以研究其对接头拉伸性能的影响,图 14 为有限元模型计算的载荷-位移曲线。从图 14 可以得出,使用一定拧紧力矩能有效提高接头刚度和强度,这主要有拧紧力矩能有效抑制分层的出现^[17],但并非拧紧力矩越大越好,从 1.25 N·m 到 5 N·m 接头刚度出现小幅下降。设计者可在一定范围内增加拧紧力矩以提高接头承载能力。

5.3 钛板厚度

钛板的厚度对单钉单搭接的二次弯曲有影响^[18],图 15 为有限元模型计算得到 3 种不同钛板厚度的载荷-位移曲线。由图 15 可知,适当的增加钛板的厚度,对接头的刚度有明显提升,但极

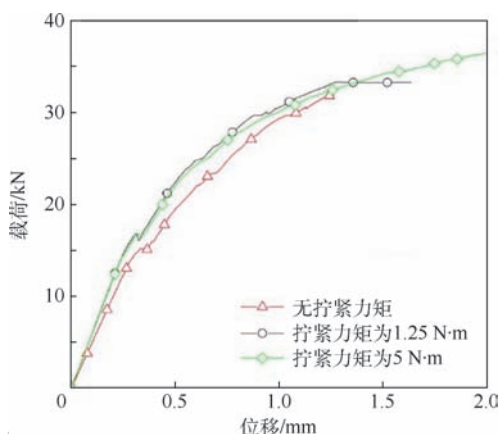


图 14 不同拧紧力矩下接头载荷-位移曲线
Fig. 14 Joint load-displacement curves under different tightening torques

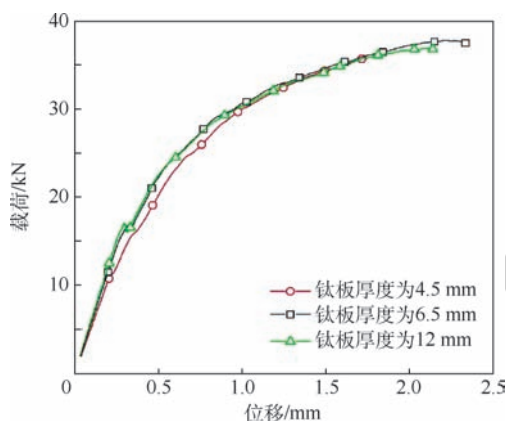


图 15 不同钛板厚度下接头载荷-位移曲线
Fig. 15 Joint load-displacement curves under different titanium plate thickness

限破坏载荷影响较小。结构设计时,应充分考虑结构重量和结构设计要求选取合理的钛板厚度。

6 结论

通过试验研究了带衬套沉头螺栓拉伸性能,测得 3 个试验件的载荷-位移曲线,然后建立有限元模型对单钉带衬套沉头层合板/金属螺栓接头进行了研究。有限元模拟的载荷-位移曲线与试验吻合良好,在此基础上分析了钉孔挤压渐进损伤过程和带衬套沉头螺栓接头拉伸性能的影响因素,得到如下结论:

1) 层合板直孔段和沉头段过渡处应力集中较为严重,卸载过程中该区域首先发生失效,而且纤维/基体剪切失效先于分层失效。随着载荷的增加,层合板主要发生直孔段挤压破坏,同时由于螺栓的弯曲,沉头钉头会使层合板非挤压区出现局部分层。

2) 螺栓与衬套的过盈是影响接头强度的重

要因素,过盈量的适度增加使接头刚度和强度都有改善,合理地设计过盈量并保持高精度的加工对改善接头拉伸性能有重要工程意义。

3) 针对本文所研究的接头,在一定范围内增大螺栓拧紧力矩能有效提高接头的强度,超出该范围可能对层合板产生附加损伤,降低接头刚度。钛板的金属厚度主要影响接头的刚度,对极限破坏载荷影响较小。

参考文献 (References)

- [1] 王兴刚,于洋,李树茂,等.先进热塑性树脂基复合材料在航天航空上的应用[J].纤维复合材料,2011,44(2):44-47.
WANG X G, YU Y, LI S M, et al. The research on fiber reinforced thermoplastic composite[J]. Fiber Composites, 2011, 44(2):44-47 (in Chinese).
- [2] 谢鸣九.复合材料连接[M].上海:上海交通大学出版社,2011.
XIE M J. Composite materials connection [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2011 (in Chinese).
- [3] 孙永波,程小全,张纪奎,等.复合材料层合板沉头多钉连接钉载分配研究[J].高科技纤维与应用,2013,38(1):63-66.
SUN Y B, CHENG X Q, ZHANG J K, et al. Research of load distribution in multi-countersunk bolt joints on composite laminate[J]. High-Tech Fibers & Applications, 2013, 38(1):63-66 (in Chinese).
- [4] CHISHTI M, WANG C H, THOMSON R S, et al. Numerical analysis of damage progression and strength of countersunk composite joints[J]. Composite Structures, 2012, 94(3):865-873.
- [5] HERRERA-FRANCO P, CLOUD G L. Strain-relief inserts for composite fasteners—An experimental study [J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(5):751-768.
- [6] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. Bonded metallic inserts for bolted joints in composite laminates [C] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications. Thousand Oaks; SAGE Publishing, 2000, 214(1):33-40.
- [7] 刘鹏,程小全,刘淑峰,等.沉头单钉连接层合板拉伸试验与分析[J].哈尔滨工程大学学报,2016,37(6):782-787.
LIU P, CHENG X Q, LIU S F, et al. Tensile experiment and numerical analysis of single countersunk bolt composite laminate joints. [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2016, 37(6):782-787 (in Chinese).
- [8] 孙永波,程小全,张纪奎.复合材料层合板沉头螺栓连接研究进展[J].航空制造技术,2012,414(18):75-78.
SUN Y B, CHENG X Q, ZHANG J K. Research on development of composites laminate countersunk bolt joint [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 414(18):75-78 (in Chinese).
- [9] WANG S W, CHENG X Q, GUO X, et al. Influence of lateral displacement of the grip on single lap composite-to-aluminum bolted joints [J]. Experimental Mechanics, 2016, 56(3):407-417.
- [10] Abaqus Inc. Abaqus user manual, Version 6.14. Dassault systems simulia corp [M]. Providence, RI: Dassault Systems Simulia Corp, 2014.
- [11] 石亦平,周玉蓉. ABAQUS有限元分析实例详解 [M]. 北京:机械工业出版社,2006.
SHI Y P, ZHOU Y R. Detailed explanation of ABAQUS finite element analysis example [M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 2006 (in Chinese).
- [12] 成大先.机械设计手册:单行本,连接与紧固 [M]. 5版.北京:机械工业出版社,2011.
CHENG D X. Mechanical design manual: Single line, connection and fastening [M]. 5th ed. Beijing: Mechanical Industry Press, 2011 (in Chinese).
- [13] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334.
- [14] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24):2248-2280.
- [15] TSERPESA K I, LABEASB G, PAPANIKOS P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2002, 33(7):521-529.
- [16] ASTM International. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminate; ASTM D5961/D5961M-13 [S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2013.
- [17] NASSAR S A, VIRUPAKSHA V L, GANESHMURTHY S. Effect of bolt tightness on the behavior of composite joints [J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2007, 129(1):43-51.
- [18] GRAY P J, O' HIGGINS R M, MCCARTHY C T. Effect of thickness and laminate taper on the stiffness strength and secondary bending of single-lap, single-bolt countersunk composite joints [J]. Composite Structure, 2014, 107:315-324.

作者简介:

陈坤 男,硕士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计。

程小全 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结构设计和复合材料结构设计。

Tensile performance of countersunk bolted composite/metal joints with sleeve

CHEN Kun¹, SHU Maosheng^{1,2}, HU Renwei¹, GUO Xin¹, CHENG Yujia¹, CHENG Xiaoquan^{1,*}

(1. FanZhou Advanced Materials & Structures Lab, School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 2. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: The tensile test of the countersunk bolted composite material/metal joint with sleeve was carried out, load-displacement curve and out-of-plane deformation of the joint were measured, and the tensile behavior of the joint was analyzed. A finite element model of the joint was established by using ABAQUS software. The offset bearing load, ultimate load and failure mode calculated by finite element model were in good agreement with the experimental results, which proved the validity of the finite element model. Using this model, the mechanism of joint failure was analyzed, and the effects of bolt and sleeve interference, tightening torque and thickness of titanium plate on tensile performance of joints were further studied. The results show that moderately increasing the interference between the bolt and the sleeve can effectively improve the stiffness and strength of the joint; increasing the tightening torque within a certain range can increase the bearing capacity of the joint; increasing the thickness of the titanium plate can improve the rigidity of the joint obviously, but the impact on the ultimate breaking load is small.

Keywords: composite laminates; single bolt joint; sleeve; countersunk; tensile performance; progressive damage

《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材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》 第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 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45卷第3期 2019年3月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.45 No.3 March 2019

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部
邮编 100083
地址 北京市海淀区学院路37号
印刷 北京科信印刷有限公司
发行 北航文化传媒集团
发行范围 国内外发行
联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839
电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinpeng
Edited and Published by Editorial Board of JBUA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922
82314839
E-mail jbuua@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965

