



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



2019-05

Vol.45 No.5

目次

复杂转子系统支点动载荷模型及其优化设计·····	洪杰, 栗天壤, 倪耀宇, 吕春光, 马艳红 (847)
高速柔性转子系统动力特性稳健设计方法·····	洪杰, 杨哲夫, 吕春光, 马艳红 (855)
军航飞机流穿越民航航线冲突探测与解脱问题·····	吴明功, 蒋旭瑞, 温祥西, 陈彬 (863)
一种高效的油液磨粒图像自适应分割方法·····	任松, 徐雪茹, 赵云峰, 王小书 (873)
端部带质量和弹簧约束悬臂梁振动响应的解析解·····	马斌捷, 周书涛, 贾亮, 侯传涛, 荣克林 (883)
CCD 器件用机械泵驱动两相流体回路仿真与试验·····	赵振明, 孟庆亮, 张焕冬, 赵慧 (893)
基于矩阵分解的空间系绳系统不完全反馈控制·····	王长青, 付立春, 扎波罗特诺夫·尤里, 李爱军 (902)
基于状态量扩维的旋转式捷联惯导系统精对准方法·····	叶文, 翟风光, 蔡晨光, 李建利 (912)
基于无关变量分离的 EFSM 测试数据进化生成·····	潘雄, 郝帅, 苑政国, 宋凝芳 (919)
一种面向模块化可重构机翼的分步补偿优化方法·····	罗利龙, 王立凯, 聂小华 (930)
高空太阳能无人机三维航迹优化·····	王少奇, 马东立, 杨穆清, 张良 (936)
基于多子块协同单尺度 Retinex 的浓雾图像增强·····	高原原, 胡海苗 (944)
基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入方法·····	邱文昊, 黄考利, 连光耀, 张西山 (952)
LPV 模型的动态压缩测量辨识算法·····	邱棚, 李鸣谦, 姚旭日, 翟光杰, 王雪艳 (961)
基于硬脂酸复合相变材料的被动热沉性能·····	赵亮, 邢玉明, 刘鑫, 罗叶刚, 芮州峰 (970)
基于智能优化算法和有限元法的多线圈均匀磁场优化设计·····	吕志峰, 张金生, 王仕成, 赵欣, 李婷 (980)
进气道结构对固体冲压发动机补燃室燃烧及内壁流场的影响·····	王金金, 查柏林, 张炜, 惠哲, 苏庆东, 何齐 (989)
卫星微振动液阻隔振器建模与试验研究·····	刘巧斌, 史文库, 柯俊, 陈志勇, 曹飞, 闵海涛 (999)
基于平流层风场预测的浮空器轨迹控制·····	李魁, 邓小龙, 杨希祥, 侯中喜 (1008)
航空替代燃料低温点火关键物质研究·····	臧雪静, 周冠宇, 杨晓奕 (1019)
圆弧翼型跨声速流动的动态模态分析·····	胡万林, 于剑, 刘宏康, 阎超 (1026)
基于降阶模型的翼型结冰冰形预测方法·····	刘藤, 李栋, 黄冉冉, 张振辉 (1033)
基于 MBSE 的民用飞机功能架构设计方法·····	梅芊, 黄丹, 卢艺 (1042)
基于切比雪夫混沌映射和生物识别的身份认证方案·····	董晓露, 黎妹红, 杜晔, 吴倩倩 (1052)

CONTENTS

Bearing dynamic load model and optimal design of complex rotor system
..... HONG Jie, LI Tianrang, NI Yaoyu, LYU Chunguang, MA Yanhong (847)

Robust design method for dynamic properties of high-speed flexible rotor systems
..... HONG Jie, YANG Zhefu, LYU Chunguang, MA Yanhong (855)

Conflict detection and resolution in scenario of military aircraft flow passing through civil aviation route
..... WU Minggong, JIANG Xurui, WEN Xiangxi, CHEN Bin (863)

An efficient method for adaptive segmentation of oil wear debris image
..... REN Song, XU Xueru, ZHAO Yunfeng, WANG Xiaoshu (873)

Vibration response analytical solutions of cantilever beam with tip mass and spring constraints
..... MA Binjie, ZHOU Shutao, JIA Liang, HOU Chuantao, RONG Kelin (883)

Simulation and experimental study of mechanically pumped two-phase loop for CCD
..... ZHAO Zhenming, MENG Qingliang, ZHANG Huandong, ZHAO Hui (893)

Matrix decomposition based control for space tether system with incomplete state feedback
..... WANG Changqing, FU Lichun, ZABOLOTNOV Yuriy, LI Aijun (902)

Fine alignment method for rotary strapdown inertial navigation system based on augmented state
..... YE Wen, ZHAI Fengguang, CAI Chenguang, LI Jianli (912)

Evolutionary generation of test data for EFSM based on irrelevant variable separation
..... PAN Xiong, HAO Shuai, YUAN Zhengguo, SONG Ningfang (919)

A step-compensation optimization method for modular reconfigurable airfoil
..... LUO Lilong, WANG Likai, NIE Xiaohua (930)

Three-dimensional optimal path planning for high-altitude solar-powered UAV
..... WANG Shaoqi, MA Dongli, YANG Muqing, ZHANG Liang (936)

Foggy image enhancement based on multi-block coordinated single-scale Retinex
..... GAO Yuanyuan, HU Haimiao (944)

Equivalent fault injection method based on FFS failure behavior model
..... QIU Wenhao, HUANG Kaoli, LIAN Guangyao, ZHANG Xishan (952)

Dynamic compression measurement identification algorithm of LPV model
..... QIU Peng, LI Mingqian, YAO Xuri, ZHAI Guangjie, WANG Xueyan (961)

Performance of a passive heat sink using stearic acid based composite as phase change material
..... ZHAO Liang, XING Yuming, LIU Xin, LUO Yegang, RUI Zhoufeng (970)

Optimal design of multi-coil system for generating uniform magnetic field based on intelligent optimization algorithm and finite element method
..... LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng, ZHAO Xin, LI Ting (980)

Effect of air-inlet structures on combustion and flow field of inner-wall in secondary combustion chamber of solid rocket ramjet
..... WANG Jinjin, ZHA Bailin, ZHANG Wei, HUI Zhe, SU Qingdong, HE Qi (989)

Modeling and experimental study of hydraulic damping isolator for satellite micro-vibration isolating
..... LIU Qiaobin, SHI Wenku, KE Jun, CHEN Zhiyong, CAO Fei, MIN Haitao (999)

Trajectory control of aerostat based on prediction of stratospheric wind field
..... LI Kui, DENG Xiaolong, YANG Xixiang, HOU Zhongxi (1008)

Key composition of aviation alternative fuel on ignition performance at low temperature
..... ZANG Xuejing, ZHOU Guanyu, YANG Xiaoyi (1019)

Dynamic modal analysis of circular-arc airfoil transonic flow
..... HU Wanlin, YU Jian, LIU Hongkang, YAN Chao (1026)

Ice shape prediction method of aero-icing based on reduced order model
..... LIU Teng, LI Dong, HUANG Ranran, ZHANG Zhenhui (1033)

Design method of civil aircraft functional architecture based on MBSE
..... MEI Qian, HUANG Dan, LU Yi (1042)

A biometric verification based authentication scheme using Chebyshev chaotic mapping
..... DONG Xiaolu, LI Meihong, DU Ye, WU Qianqian (1052)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0484

复杂转子系统支点动载荷模型及其优化设计

洪杰^{1,2}, 栗天壤¹, 倪耀宇¹, 吕春光³, 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;

3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对高推重比涡扇发动机中带中介轴承复杂转子系统的支点动载荷振动响应及优化设计问题,建立了转子系统支点动载荷力学模型,研究在不同转速下,不平衡量、转子弯曲变形及轮盘惯性载荷等因素对支点动载荷的影响。计算分析了双转子系统支点动载荷随转速变化规律,揭示了高速双转子系统中中介支点动载荷与转子弯曲变形及轮盘惯性载荷的关系,并提出了基于转子弯曲变形弹性线斜率控制的双转子系统支点振动响应优化设计方法。结果表明,通过优化高压涡轮后轴颈结构、调整低压涡轮后支点靠近中介支点,可以有效减小中介支点动载荷的大小和不平衡量对其影响的敏感度,为具有中介支点的复杂转子系统支点振动响应优化设计提供了理论方法。

关键词: 转子系统; 动载荷; 中介支点; 振动响应; 结构优化

中图分类号: V231.96

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)05-0847-08

随着航空燃气轮机向高转速、高负荷的方向发展,转子系统工作于多阶临界转速之上,工作中可能经过或靠近弯曲临界,导致转子不可避免地产生弯曲变形^[1-2]。此时,转子受离心载荷及轮盘陀螺力矩的影响,使得支点动载荷不再是一个只由不平衡量单一因素引起的“较小的稳态交变力”。尤其是对于广泛使用的带有中介轴承的双转子系统,其动载荷同时受高、低压转子变形的耦合影响,交变特性更加复杂^[3-4]。由于中介轴承是双转子系统的核心部件,其动载荷过大可能导致相关结构损伤失效引发故障。因此,开展中介支点动载荷力学模型和复杂双转子系统振动响应优化设计研究对高推重比涡扇发动机转子动力学设计技术的发展具有重要工程意义。

由于双转子系统的动力特性设计对提高航空发动机结构系统稳健性方面起着重要作用,众多

学者对其进行了大量的理论和实验研究。早期研究大多是针对双转子耦合特性的验证及振动响应的分析。Childs^[5]基于Jeffcott转子建立了双转子-支承结构的力学模型,考虑了陀螺力矩、支承阻尼与非线性等因素,并对叶片丢失激励的振动响应进行了分析;Athre等^[6-7]将不平衡激励引入传递矩阵,建立了双转子系统的状态方程,仿真并通过实验验证耦合激励下的不平衡响应的特点;Li等^[8]采用了简化传递矩阵法,对带中介轴承挤压油膜阻尼器的双转子发动机的稳态不平衡响应进行了分析,并研究了径向间隙对减振效果的影响。近年来,随着航空发动机的发展需求,双转子系统振动特性优化设计及激励模型等方面的研究也在不断深入。Hylton^[9]分析了反向旋转双转子发动机的优点,提出了通过调整中介轴承位置靠近模态节点,使双转子振动响应幅值最小化的观

收稿日期: 2018-08-21; 录用日期: 2018-11-16; 网络出版时间: 2018-12-27 16:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181225.1332.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51575022); 中央高校基本科研业务费专项资金

* 通信作者. E-mail: mayanhong@buaa.edu.cn

引用格式: 洪杰, 栗天壤, 倪耀宇, 等. 复杂转子系统支点动载荷模型及其优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 847-854. HONG J, LI T R, NI Y Y, et al. Bearing dynamic load model and optimal design of complex rotor system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 847-854 (in Chinese).

点;Chen 和 Liao^[10-11]利用拉格朗日方程,通过有限元法,建立了考虑基础运动的双转子系统运动方程,其中基础平动相当于只增加外力,而基础转动会带来系统矩阵参数化,对稳态、瞬态响应影响复杂;Yu 等^[12]通过分析风扇叶片丢失的物理过程,建立了突加不平衡、惯性不对称及叶片机匣碰摩等激励模型,得到突加不平衡对瞬态响应影响最大,碰摩可以抑制响应幅值,而惯性不对称对振动特性影响较小的结论。

上述文献大多针对不同双转子系统激励模型及振动响应振幅进行计算分析。随着航空发动机性能的不断提 高,转子系统的负荷逐步加大,支点振动问题越发突出,有必要开展复杂转子系统振动响应尤其是中介轴承支点动载荷优化设计技术的研究。本文通过建立单、双转子系统支点动载荷力学模型,分析了支点动载荷组成成分及其随转子工作状态的变化规律,结合典型双转子系统振动响应的计算分析,提出了通过调整转子弯曲变形弹性线斜率,实现中介支点动载荷的优化设计方法。

1 转子系统支点动载荷力学模型

1.1 单转子系统

图 1 为两端简支单盘转子模型。不平衡量为 q 的轮盘位于转子中点的一侧,距离两支点为 a 、 b ,转速为 ω ,轮盘的质量、极转动惯量、直径转动惯量分别为 m 、 J_p 、 J_d ,其中, $a > b$, $a = tl$, $b = (1 - t)l$, $\frac{1}{2} < t < 1$ 。

通过拉格朗日方程建立单盘偏置转子的动力学方程,以复数坐标表示转子旋转中轮盘中心的横向位移为 $r = x + iy$,转角为 $\theta = \theta_y - i\theta_x$, x 、 y 、 θ_x 、 θ_y 为系统广义坐标。则系统动能为

$$T = \frac{1}{2}m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) + q\omega(-\dot{x}\sin(\omega t) + \dot{y}\cos(\omega t)) + \frac{1}{2} \cdot \frac{q^2}{m}\omega^2 + \frac{1}{2}[J_d(\dot{\theta}_x^2 + \dot{\theta}_y^2) + J_p(\omega^2 - 2\omega\dot{\theta}_y\theta_x)] \quad (1)$$

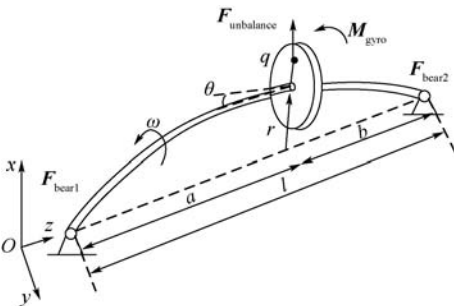


图 1 单盘转子模型

Fig. 1 Single disk rotor model

系统势能为

$$V = \frac{1}{2}k_{11}x^2 + k_{14}\theta_yx + \frac{1}{2}k_{22}y^2 - k_{23}\theta_xy - k_{32}y\theta_x + \frac{1}{2}k_{33}\theta_x^2 + k_{41}x\theta_y + \frac{1}{2}k_{44}\theta_y^2 \quad (2)$$

式中:

$$k_{11} = k_{22} = \frac{3EI(-3t^2 + 3t - 1)}{l^3(t - 1)^3l^3}$$
$$k_{33} = k_{44} = \frac{-3EI}{(t^2 - t)l}$$
$$k_{14} = k_{41} = k_{23} = k_{32} = \frac{-3EI(1 - 2t)}{l^2(1 - t)^2l^2}$$

其中: EI 为截面抗弯刚度。

代入拉格朗日方程,整理得

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & J_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{r} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} - i\omega \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & J_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{rr} & k_{r\theta} \\ k_{\theta r} & k_{\theta\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q\omega^2 \\ 0 \end{bmatrix} e^{i\omega t} \quad (3)$$

式中: $k_{11} = k_{22} = k_{rr}$, $k_{33} = k_{44} = k_{\theta\theta}$, $k_{14} = k_{41} = k_{23} = k_{32} = k_{r\theta} = k_{\theta r}$ 。

设解的形式为 $\begin{bmatrix} r \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_0 \\ \theta_0 \end{bmatrix} e^{i\omega t}$, 代入式 (3),

解得

$$\begin{bmatrix} r_0 \\ \theta_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-\lambda^2(Cl^2 + R\lambda^2)}{R\lambda^4 + Cl^2\lambda^2 - ACl^2 - AR\lambda^2 + B^2l^2} \\ \frac{Bl\lambda^2}{R\lambda^4 + Cl^2\lambda^2 - ACl^2 - AR\lambda^2 + B^2l^2} \end{bmatrix} \frac{q}{m} \quad (4)$$

式中: $\lambda = \frac{\omega}{\sqrt{3EI/(l^3m)}}$; $A = \frac{-3t^2 + 3t - 1}{t^3(t - 1)^3}$; $B = \frac{2t - 1}{t^2(1 - t)^2}$; $C = \frac{-1}{t^2 - t}$; $R = \frac{J_p - J_d}{m}$ 。

因此,转子受不平衡载荷为

$$\mathbf{F}_{unbalance} = \mathbf{F}_{u,x} + i\mathbf{F}_{u,y} = (mr_0 + q)\omega^2 e^{i\omega t} \quad (5)$$

轮盘受陀螺力矩为

$$\mathbf{M}_{gyro} = \mathbf{M}_{g,y} - i\mathbf{M}_{g,x} = (J_p - J_d)\omega^2\theta_0 e^{i\omega t} \quad (6)$$

对转子受力分析可知,两支点动载荷 $\mathbf{F}_{bear1}$ 、 $\mathbf{F}_{bear2}$ 分别为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{bear1} = \mathbf{F}_{b1,x} + i\mathbf{F}_{b1,y} = \frac{\mathbf{F}_{unbalance}b - \mathbf{M}_{gyro}}{l} \\ \mathbf{F}_{bear2} = \mathbf{F}_{b2,x} + i\mathbf{F}_{b2,y} = \frac{\mathbf{F}_{unbalance}a + \mathbf{M}_{gyro}}{l} \end{cases} \quad (7)$$

根据式 (7) 可知,在支点动载荷组成成分中,除了由于质量偏心引起的不平衡载荷项,还包括由于转子弯曲变形引起的轮盘陀螺力矩项。对比 1、2 两支点动载荷表达式可知,陀螺力矩的存在,会使得各支点动载荷发生显著差异,陀螺力矩成

分与不平衡载荷成分同相位会使支点动载荷增大,反相位时会使动载荷减小;此外,动载荷大小还与不平衡量所在位置相关,支点 2 较支点 1 轴向靠近不平衡量位置,使得支点 2 中不平衡载荷成分更大,说明支点动载荷受支点附近不平衡量的影响更敏感。因此在转子动力学设计中,应考虑控制支点附近转子的弯曲变形,减小不平衡量和陀螺力矩对支点动载荷的影响。

1.2 双转子系统

为分析航空发动机双转子系统支点载荷的影响因素,根据双转子结构特征建立如图 2 所示的模型,采用有限元法建立系统运动方程^[13]。

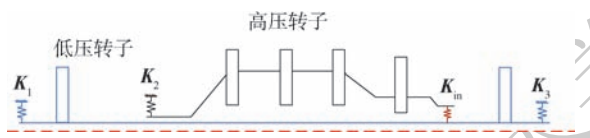


图 2 双转子系统模型

Fig. 2 Dual-rotor system model

对于轮盘单元,根据拉格朗日方程建立运动方程为

$$\mathbf{M}_d \ddot{\mathbf{u}}_d - i \mathbf{G}_d \dot{\mathbf{u}}_d = \mathbf{Q}_d \quad (8)$$

式中: $\mathbf{u}_d$ 为轮盘节点位移列阵; $\mathbf{M}_d$ 为轮盘质量矩阵; $\mathbf{G}_d$ 为轮盘陀螺矩阵; $\mathbf{Q}_d$ 为轮盘广义力,包括轮盘两端弹性轴的作用力和力矩,以及轮盘质量偏心引起的不平衡力。

同理,对于转轴单元,其运动方程为

$$\mathbf{M}_s \ddot{\mathbf{u}}_s - i \mathbf{G}_s \dot{\mathbf{u}}_s + \mathbf{K}_s \mathbf{u}_s = \mathbf{Q}_s \quad (9)$$

式中: $\mathbf{u}_s$ 为转轴节点位移列阵; $\mathbf{M}_s$ 为转轴质量矩阵; $\mathbf{G}_s$ 为转轴陀螺矩阵; $\mathbf{K}_s$ 为转轴刚度矩阵; $\mathbf{Q}_s$ 为转轴广义力,包含相邻轴段的作用力与力矩及不平衡广义力。

对于支承单元,其运动方程为

$$-\mathbf{K}_b \mathbf{u}_b = \mathbf{Q}_b \quad (10)$$

式中: $\mathbf{u}_b$ 为支点位移列阵; $\mathbf{K}_b$ 为支承刚度矩阵; $\mathbf{Q}_b$ 为广义力,也是支点动载荷。

特别地,对于双转子系统的中介轴承单元,其运动方程为

$$-\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{in} & -\mathbf{K}_{in} \\ -\mathbf{K}_{in} & \mathbf{K}_{in} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{in}^h \\ \mathbf{u}_{in}^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{in}^h \\ \mathbf{Q}_{in}^l \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{K}_{in}$ 为中介支点刚度矩阵; $\mathbf{u}_{in}^h, \mathbf{u}_{in}^l$ 分别为与中介轴承单元相连的高、低压转子节点位移; $\mathbf{Q}_{in}^h, \mathbf{Q}_{in}^l$ 分别为中介支点作用于高、低压转子上的广义力,即中介支点动载荷,且 $\mathbf{Q}_{in}^h = -\mathbf{Q}_{in}^l$ 。

组集方程式(8)~式(10),消去各单元相互作用内力,并通过方程式(11)进行高、低压转子的耦合,可以得到双转子系统的振动方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}^h \\ \ddot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix} - i \begin{bmatrix} \mathbf{G}^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{u}}^h \\ \dot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}^h \\ \mathbf{u}^l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & & & \mathbf{0} \\ & 2i-1 & 2j-1 & \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{in} & -\mathbf{K}_{in} \\ -\mathbf{K}_{in} & \mathbf{K}_{in} \end{bmatrix} & & \\ \mathbf{0} & & & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}^h \\ \mathbf{u}^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}^h \\ \mathbf{Q}^l \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:上标 h 表示高压转子项,上标 l 表示低压转子项; i, j 分别表示与中介支点相连的高、低压转子节点编号; $\mathbf{u}$ 为节点位移列阵; $\mathbf{Q}$ 为系统广义力; $\mathbf{M}$ 为质量矩阵; $\mathbf{G}$ 为陀螺矩阵; $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵(不包括中介支点)。

方程式(12)进行适当变形,写成弹性力与惯性载荷平衡的形式为

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0} & & & \mathbf{0} \\ & 2i-1 & 2j-1 & \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{in} & -\mathbf{K}_{in} \\ -\mathbf{K}_{in} & \mathbf{K}_{in} \end{bmatrix} & & \\ \mathbf{0} & & & \mathbf{0} \end{bmatrix}}_{\text{中介支点动载荷}} \begin{bmatrix} \mathbf{u}^h \\ \mathbf{u}^l \end{bmatrix} - \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{K}_b^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_b^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}^h \\ \mathbf{u}^l \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{K}_s^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_s^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}^h \\ \mathbf{u}^l \end{bmatrix}}_{\text{承压支点动载荷} \quad \text{转轴弹性恢复力}} = \underbrace{\left(\begin{bmatrix} \mathbf{M}_d^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_d^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}^h \\ \ddot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{Q}^h \\ \mathbf{Q}^l \end{bmatrix} \right)}_{\text{轮盘离心载荷}} - \underbrace{i \begin{bmatrix} \mathbf{G}_d^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_d^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{u}}^h \\ \dot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}_s^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_s^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}^h \\ \ddot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix}}_{\text{轮盘陀螺力矩} \quad \text{转轴离心载荷}} - \underbrace{i \begin{bmatrix} \mathbf{G}_s^h & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_s^l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{u}}^h \\ \dot{\mathbf{u}}^l \end{bmatrix}}_{\text{转轴陀螺力矩(较小)}} \quad (13)$$

根据式(12)、式(13)可知,双转子系统通过中介轴承进行高、低压转子振动方程的耦合,支点动载荷和转轴弹性恢复力除与高、低压不平衡激励引起的轮盘、转轴的离心载荷平衡外,还要与由于转子弯曲变形产生的轮盘陀螺力矩载荷相平衡(转轴陀螺效应远小于轮盘,略去其影响)。中介支点动载荷同时受高、低压转子的不平衡载荷与陀螺力矩载荷影响,包含高、低压转速成分,载荷变化复杂。

2 复杂转子系统振动响应分析

典型双转子结构系统如图 3 所示。风扇 1 级盘、压气机 1 级盘、高压涡轮、低压涡轮分别记为

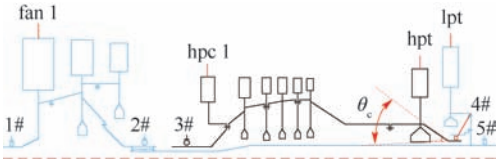


图 3 典型双转子结构系统示意图

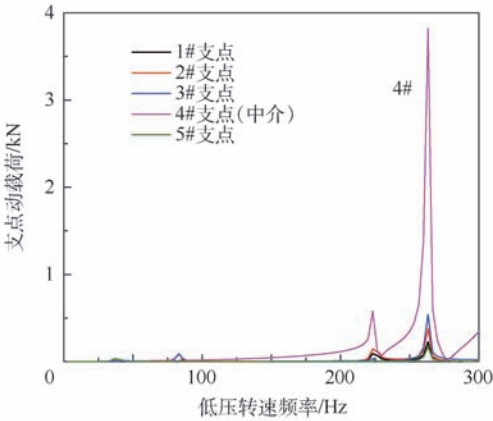
Fig. 3 Schematic of typical dual-rotor structure system

fan1、hpc1、hpt、lpt, 高压转子采用 1-0-1 支承方案, 低压转子采用 1-1-1 支承方案, 其中 4# 支点为中介支点, 建立有限元模型并进行双转子系统振动响应仿真计算。

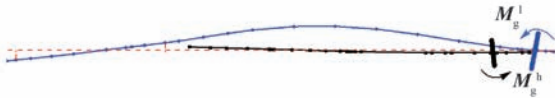
2.1 不同转速下的支点动载荷特点

在给定的不同的高、低压转速下(反向旋转), 分别在高、低压涡轮处施加 $50\text{ g}\cdot\text{mm}$ 不平衡量, 计算各支点动载荷随转速变化关系曲线及对应的转子弹性线变形, 结果如图 4、图 5 所示。

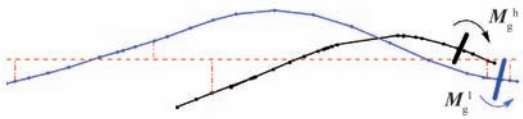
从图 4、图 5 中可知, 随转速升高, 当转子存在弯曲变形时, 无论哪个转子存在不平衡激励, 中介支点的动载荷均较其他承力支点显著增大, 在峰值转速附近, 中介支点动载荷幅值比其他支点的 10 倍以上。这是因为高转速下, 中介支点同时受高、低压转子弯曲变形的影响, 高、低压转子不平衡激励均使得反向旋转双转子系统同时存在正、反涡动^[14], 结合所对应的振动弹性线可知, 相应涡轮盘的陀螺效应在中介支点产生的动载荷相互叠加是引起中介支点动载荷显著增大的原因。



(a) 各支点动载荷随转速变化



(b) 峰值转速下振动弹性线(低压转速频率 $f_l=233\text{ Hz}$)



(c) 峰值转速下振动弹性线(低压转速频率 $f_l=263\text{ Hz}$)

图 5 低压不平衡激励下的振动响应

Fig. 5 Vibration response under low pressure unbalanced excitation

2.2 不平衡量分布对支点动载荷的影响

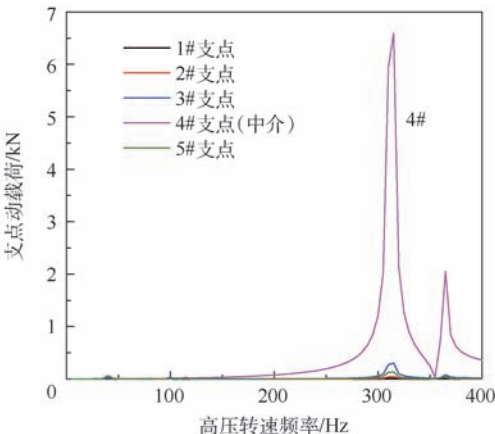
为分析高转速下不平衡量分布对支点动载荷的影响, 在计算中选取最大转速状态, 在风扇 1 级盘、压气机 1 级盘、高、低压涡轮处施加 $50\text{ g}\cdot\text{mm}$ 的不平衡量(同相位), 计算复杂不平衡激励下各支点动载荷响应特性, 如图 6 及表 1、表 2 所示。

根据计算结果, 中介支点动载荷远大于其他承力支点, 并且由于不平衡激励的复杂性, 其时域曲线呈现复杂的周期变化, 且波动范围较大。通过中介支点处轴心轨迹分析可知, 其动载荷大小与双转子的运动状态有关, 极小(t_1)与极大(t_2)值分别发生在两包络线圆环内侧与外侧。此外, 对比频域响应中高、低压转速成分可知, 1#、2# 支点动载荷主要受低压转速影响, 基本不受高压转速的影响, 3#、4#、5# 支点动载荷同时受高、低压转速成分的影响。

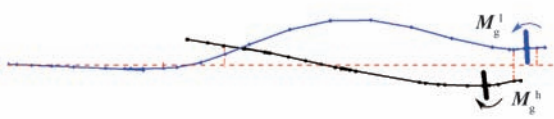
为明确高、低压转子不同位置处不平衡激励对不同支点动载荷的影响, 寻找敏感位置, 以便进行振动响应的优化设计, 需进行动载荷的敏感度计算。考虑转子系统不平衡响应是输入激励的多元函数, 即

$$F = f(q_{fan1}, q_{hpc1}, q_{hpt}, q_{lpt}) \quad (14)$$

当自变量改变 Δq_k 引起因变量变化 $\Delta F(k)$ 分



(a) 各支点动载荷随转速变化



(b) 峰值转速下振动弹性线(高压转速频率 $f_h=315\text{ Hz}$)

图 4 高压不平衡激励下的振动响应

Fig. 4 Vibration response under high pressure unbalanced excitation

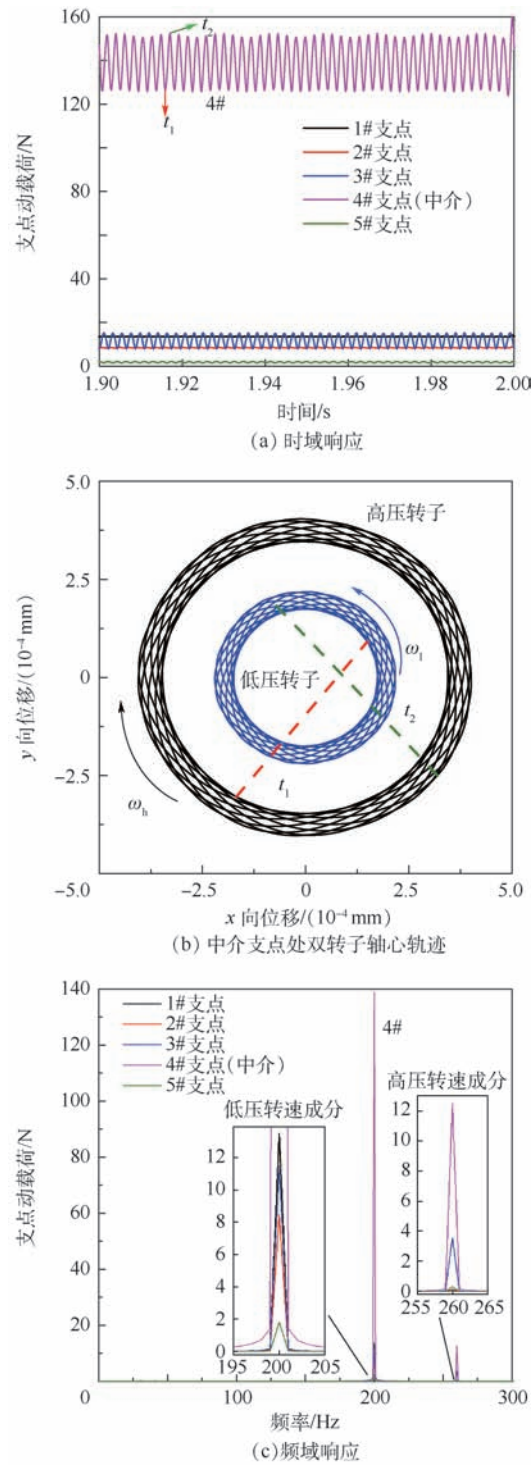


图 6 复杂不平衡激励下支点响应特性
Fig.6 Response characteristics of bearings under complex unbalanced excitation

别对应 fan1、hpc1、hpt、lpt), 则因变量的相对变化与自变量的相对变化之比即敏感度为

$$S = \frac{\Delta F/F}{\Delta q_j/q_j} \times 100\%$$

(15)

据此定义计算 4 处不平衡激励对各个支点动载荷影响的敏感度,如图 7 所示。

敏感度计算结果表明,1#、2#支点动载荷只对

表 1 支点动载荷时域数值对比
Table 1 Numerical comparison of bearing dynamic loads in time domain

支点编号	支点动载荷/N	
	均值	变化区间
1#	13.5	0.2
2#	8.5	0.4
3#	11.8	7.3
4#	139.1	26.6
5#	1.85	0.7

表 2 支点动载荷频域幅值对比
Table 2 Amplitude comparison of bearing dynamic loads in frequency domain

支点编号	高压转速成分 / 低压转速成分 / %
1#	0.4
2#	1.7
3#	15.7
4#	9
5#	16.7

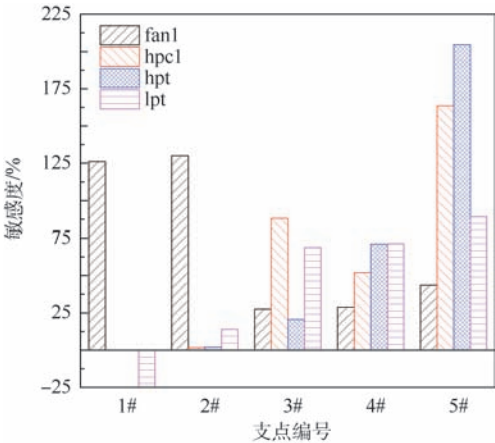


图 7 支点动载荷对不同位置不平衡激励的敏感度
Fig.7 Sensitivity of bearing dynamic loads to unbalanced excitation at different locations

低压不平衡敏感,而 3#、4#、5#支点动载荷对高、低压不平衡均较敏感,验证了支点动载荷频率成分的分析。而对于动载荷最大的中介支点,其受高、低压涡轮不平衡的影响较大,结合支点动载荷力学模型分析,可知高压涡轮不平衡影响的敏感度高于压气机不平衡,是因为高压涡轮靠近中介支点,同时由于高压涡轮的盘轴连接弯曲刚度弱,系统刚度矩阵中由于不平衡载荷产生的交叉刚度项较小,转子弯曲变形时弹性线的斜率较大,这样,大转动惯量的涡轮盘产生较大陀螺力矩,因而对中介支点动载荷影响更加显著。同理,低压涡轮靠近中介支点,及其陀螺力矩的作用,使得低压涡轮不平衡对中介支点动载荷影响高于风扇不平

衡。因此,不平衡激励的分散性对中介支点动载荷影响敏感度有显著差异,在双转子振动响应的优化设计中,应关心对中介支点动载荷影响较大的高、低压涡轮处的结构设计。

3 复杂转子系统振动响应优化设计

从支点动载荷力学模型及复杂双转子系统振动响应仿真计算中,可以看到中介支点动载荷的组成成分及不平衡分布影响敏感度与高、低压转子弯曲变形和运动状态紧密相关。或者说,针对动载荷影响敏感度较高的位置,进行结构优化设计,可以减小高、低压转子弯曲变形,实现中介支点动载荷的有效控制。由此提出基于转子弯曲变形弹性线控制的双转子系统振动响应优化设计方法。由于转子的弯曲变形由转子和支承结构特征共同决定,因此,可以以转轴抗弯刚度分布和支点相对位置为优化参数进行中介支点动载荷的优化设计。

3.1 转子结构抗弯刚度分布优化

由于高压转子弯曲变形及高压涡轮的陀螺力矩对中介支点动载荷影响敏感度较大,在此选取高压涡轮后轴颈局部结构,调整其锥壳角度,即图3中的 θ ,分析中介支点动载荷随锥角的变化曲线。由2.2节中敏感度分析可知,高、低压涡轮处不平衡激励对中介支点动载荷影响敏感度较高,故计算中只考虑高、低压不平衡激励的影响。图8为归一化后的中介支点动载荷均值随高压涡轮后轴颈锥角的变化关系曲线。

由图8可知,随着后轴颈锥角的减小,中介支点动载荷均值也发生显著减小,这是因为随着锥角的减小,后轴颈局部结构的弯曲刚度减弱,转子

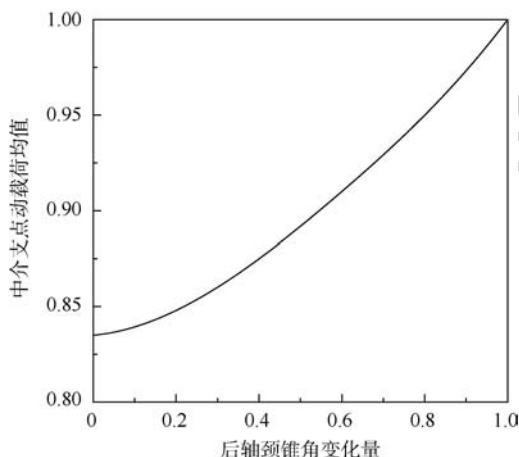


图8 后轴颈锥角对中介支点动载荷的影响

Fig.8 Influence of rear journal cone angle on dynamic loads of inter-shaft bearing

弯曲变形时,后轴颈弯曲曲率增大,而高压涡轮盘处弹性线斜率减小,减弱了涡轮盘陀螺力矩,从而减小了高压转子弯曲变形对中介支点动载荷的影响。通过对弹性线进行分析,可得归一化后涡轮盘处弹性线斜率(最大值)随后轴颈锥角变化关系,如图9所示。因此,转子结构抗弯刚度的调整,可以实现对转子弯曲变形弹性线斜率的优化,进而实现对中介支点动载荷的有效控制。

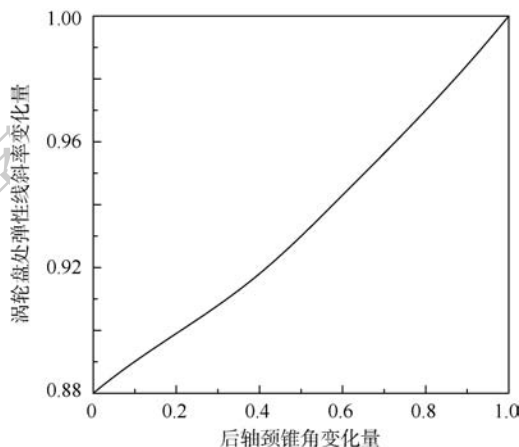


图9 后轴颈锥角对涡轮盘处弹性线斜率的影响

Fig.9 Influence of rear journal cone angle on slope of elastic curve at turbine disk

3.2 中介支点及承力支点位置优化

由于低压涡轮局部变形及陀螺力矩对中介支点动载荷影响也较为敏感,类比转子结构抗弯刚度分布的优化设计可知,对低压转子弯曲变形的弹性线进行控制,也是双转子系统振动响应优化设计的一个方向。而低压转子为多支点的柔性转子,支承特征对其动力特性有重要影响^[15-16]。同样地,对于双转子系统,可以考虑采用调整低压转子支承特征的方法来减小中介支点动载荷。

因低压涡轮后支点(5#支点)作为承力支点,用于支承高、低压涡轮转子,该支点的支承特征对高、低压涡轮的局部振动特性有重要影响。为控制低压涡轮局部变形及陀螺力矩对中介支点的影响,改变5#支点的轴向位置,计算中介支点动载荷均值随5#支点轴向位置的变化关系,计算结果归一化如图10所示。

由图10可知,当5#支点靠近4#支点时,中介支点动载荷均值明显降低。这是因为5#支点相当于低压转子弯曲变形的节点,由于支承的约束作用限制了5#支点附近转子弯曲变形,当其靠近中介支点时,可以有效减小中介支点由于低压转子振动引起的动载荷幅值增大。应该指出的是,通过改变支承位置对中介支点附近低压转子弯曲

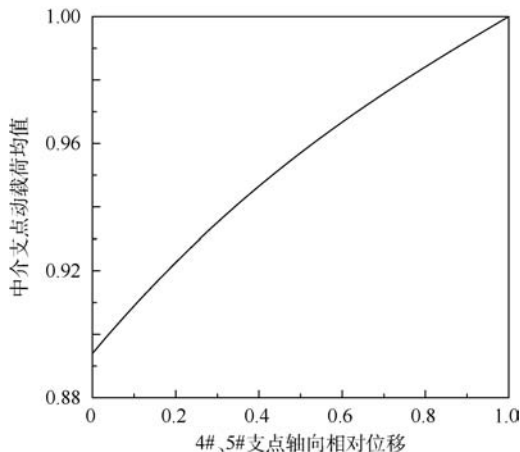


图10 中介支点动载荷随5#支点位置变化曲线

Fig. 10 Dynamic loads of inter-shaft bearing changing with position of 5# bearing

变形进行控制,其实质仍是对转子弯曲变形弹性线的优化设计。另外,这里使5#支点靠近中介支点相当于增大中介支点附近的低压轴弯曲刚度,据此,可以将该支点位置优化的内涵进行扩展,即通过结构设计,增大低压涡轮局部抗弯曲变形能力,可以减小低压涡轮局部振动对中介支点动载荷的影响。

4 结 论

本文通过理论与仿真分析,得到主要结论如下:

1) 高速转子系统支点动载荷由不平衡载荷及陀螺力矩载荷组成,不平衡激励的位置及轮盘处的弹性线斜率决定支点动载荷的大小,尤其是复杂双转子系统,其中介支点动载荷同时受高、低压转子的不平衡激励以及轮盘陀螺力矩的影响,载荷成分复杂。

2) 针对典型双转子系统进行振动响应分析,结果表明,随转速升高,当转子出现弯曲变形时,中介支点动载荷远大于其他承力支点,同时,靠近中介支点的高、低压涡轮处的不平衡激励对于中介支点动载荷影响的敏感度较高。通过不平衡分散性的敏感度分析确定了双转子振动响应优化设计的方向。

3) 基于中介支点动载荷敏感度的分析,从转子结构特征与支承结构特征两方面,分别进行高、低压转子振动响应优化设计。研究表明,通过优化转子局部抗弯刚度分布,调整中介支点与承力支点的相对位置,可以改变高、低压转子弯曲变形弹性线的斜率,实现对轮盘陀螺力矩的控制,调节中介支点动载荷大小,从而对复杂转子系统振动

响应进行优化设计。

参考文献 (References)

- [1] 洪杰,于欢,肖森,等.高速柔性转子系统非线性振动响应特征分析[J].北京航空航天大学学报,2018,44(4):653-661.
HONG J, YU H, XIAO S, et al. Nonlinear vibration response characteristics of high-speed flexible rotor system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(4):653-661 (in Chinese).
- [2] 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).
- [3] 廖明夫,刘永泉,王四季,等.中介轴承对双转子振动的影响[J].机械科学与技术,2013,32(5):641-646.
LIAO M F, LIU Y Q, WANG S J, et al. The vibration features of a twin spool rotor system with an inter-bearing[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(5):641-646 (in Chinese).
- [4] 王俨凯,廖明夫,张家豪.航空发动机中介轴承的动力学减载设计[J].航空动力学报,2017,32(2):492-499.
WANG Y K, LIAO M F, ZHANG J H. Dynamic load reduction design for inter-shaft bearing of aircraft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2):492-499 (in Chinese).
- [5] CHILDS D W. A modal transient rotor dynamic model for dual-rotor jet engine systems[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 1976, 98(3):876-882.
- [6] GUPTA K, ATHRE K, GUPTA K D. Unbalance response of a dual rotor system: Theory and experiment[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1993, 115(4):427-435.
- [7] GUPTA K D, GUPTA K, ATHRE K. Stability analysis of dual rotor system by extended transfer matrix method[C]//ASME 1989 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York: ASME, 1989: V005T13A013.
- [8] LI Q, YAN L, HAMILTON J F. Investigation of the steady-state response of a dual-rotor system with intershaft squeeze film damper[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 108(4):613-618.
- [9] HYLTON P D. Minimizing dynamic response of counter-rotating engines through optimized node placement[C]//ASME Turbo Expo 2010. New York: ASME, 2010: 25-32.
- [10] CHEN X, LIAO M F. Steady-state characteristic of a dual-rotor system with intershaft bearing subjected to mass unbalance and base motions: GT-2018-75215[R]. New York: ASME, 2018.
- [11] CHEN X, LIAO M F. Transient characteristic of a dual-rotor system with intershaft bearing subjected to mass unbalance and base motions during start-up: GT-2018-75227[R]. New York: ASME, 2018.
- [12] YU P C, ZHANG D Y, MA Y H, et al. Dynamic modeling and vibration characteristics analysis of the aero-engine dual-rotor system with fan blade out[J]. Mechanical Systems and Signal

Processing,2018,106:158-175.

[13] 钟一谔,何衍宗,王正,等. 转子动力学[M]. 北京:清华大学出版社,1984.

ZHONG Y E,HE Y Z,WANG Z,et al. Rotor dynamics[M]. Beijing:Tsinghua University Press,1984(in Chinese).

[14] 张大义,刘烨辉,梁智超,等. 航空发动机双转子系统临界转速求解方法[J]. 推进技术,2015,36(2):292-298.

ZHANG D Y,LIU Y H,LIANG Z C,et al. Prediction for critical speed of double spools system in aero engines[J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(2):292-298(in Chinese).

[15] 洪杰,王华,肖大为,等. 转子支承动刚度对转子动力特性的影响分析[J]. 航空发动机,2008,34(1):23-27.

HONG J,WANG H,XIAO D W,et al. Effects of dynamic stiffness of rotor bearing on rotor dynamic characteristics[J]. Aero-engine,2008,34(1):23-27(in Chinese).

[16] 马艳红,何天元,张大义,等. 支承刚度非线性转子系统的平衡响应[J]. 航空动力学报,2014,29(7):1527-1534.

MA Y H,HE T Y,ZHANG D Y,et al. Imbalance response of rotor system with nonlinear bearing stiffness[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(7):1527-1534(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、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。

Bearing dynamic load model and optimal design of complex rotor system

HONG Jie^{1,2}, LI Tianrang¹, NI Yaoyu¹, LYU Chunguang³, 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;
- 3. AECC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aimed at the bearing dynamic load vibration response and optimal design of a complex rotor system with inter-shaft bearing in a turbofan engine with high thrust-to-weight ratio, a mechanical model of bearing dynamic loads is established to study the effects of unbalance, bending deformation and inertia moment under different rotational speeds. The variation trend of the bearing dynamic loads of a dual-rotor system with rotating speeds is calculated and analyzed. The relationship between the dynamic load of inter-shaft bearing and rotor bending deformation as well as inertial loads is revealed. An optimal design method for the vibration response of the inter-shaft bearing based on the slope control of the elastic curves of the rotors is proposed. The results show that by optimizing the rear journal structure of the high pressure turbine and adjusting the rear bearing of the low pressure turbine near the inter-shaft bearing, the dynamic load of the inter-shaft bearing and the sensitivity of the unbalance can be effectively reduced, which provides a theoretical method for the optimal design of the bearing vibration response of a complex rotor system with inter-shaft bearing.

Keywords: rotor system; dynamic loads; inter-shaft bearing; vibration response; structural optimization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0492

高速柔性转子系统动力特性稳健设计方法

洪杰^{1,2}, 杨哲夫¹, 吕春光³, 马艳红^{1,2,*}

1. 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;

3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 高速柔性转子系统为控制其转子变形和多阶临界转速分布,常采用多支点支承方案,而转子-支承结构力学参数的分散性,使得转子动力特性设计成为多变量多目标非确定性优化问题。通过 Lagrange 法建立柔性转子运动方程,定义罚函数以定量描述多阶临界转速的分布特征,采用区间数学分析方法和遗传算法结合的方式,建立了基于临界转速分布特征优化及连接结构刚度损失控制的转子系统动力特性稳健设计方法。算例表明,通过将多阶临界转速集中于一定转速区间,并控制连接结构弯曲应变能分布比例,可有效减小转子通过多阶临界转速时的振动响应,降低转子动力特性对连接结构受力状态变化的敏感度,提高高速柔性转子系统动力特性的稳健性。

关 键 词: 稳健设计; 柔性转子; 应变能; 振动响应; 多支承结构

中图分类号: V231.96

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)05-0855-08

高速柔性转子一般工作在多阶临界转速之上,且工作转速范围内存在以转子弯曲振型为主的临界转速,为控制其转子变形而常采用多支点支承方案。高速柔性转子在起动工作过程中需要通过多阶临界转速,会产生较大弯曲变形,对各支点动载荷及整机振动水平有很大影响。在工作循环中,支承结构和转子连接结构承载界面的损伤不断积累,易产生轴承组件界面磨损和转子连接界面接触损伤等问题。

高速柔性转子的质量、刚度分布极不均匀,通过若干界面配合、连接而成,转子产生弯曲变形时,连接结构处的应变能会导致转子弯曲刚度存在一定的分散性^[1],同时考虑到支承结构的装配误差和工作载荷波动,支承刚度同样具有一定的分散度,导致临界转速分布、转子振幅等呈现区间分布特征。在转子弯曲变形不大,不考虑连接结构刚度损失时,可基于转子连续力学模型,通过确

定性方法进行临界转速设计^[2],以实现避开有害振动的设计目的。随着转子转速负荷的加大,在工作载荷环境下转子应变能比例的增加,使得必须考虑转子连接界面所产生的结构非连续性的影响,即在工作载荷环境下转子系统动力特性具有低敏感度的稳健设计方法。

近年来,国内外学者关于转子动力特性设计方法的研究主要有两方面:设计目标函数的合理选取及非确定设计方法的研究。在设计目标函数的合理选取方面,Shiau 和 Chang^[3]以转子质量和支点动载荷为目标函数,分别采用多种优化算法对支承刚度、轴承位置等变量进行优化,验证了同时降低质量和减小支点动载荷的可行性;Lin 等^[4]以转子总应变能为目标函数,对支承刚度和挤压油膜阻尼器的油膜间隙进行优化,通过转子总应变能分布反映转子变形及运动状态。在非确定设计方法研究方面,Zang 等^[5]提出稳健设计方

收稿日期: 2018-08-29; 录用日期: 2018-12-21; 网络出版时间: 2019-01-11 14:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190111.1012.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51575022, 11672017)

* 通信作者. E-mail: mayanhong@buaa.edu.cn

引用格式: 洪杰, 杨哲夫, 吕春光, 等. 高速柔性转子系统动力特性稳健设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 855-862. HONG J, YANG Z F, LYU C G, et al. Robust design method for dynamic properties of high-speed flexible rotor systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 855-862 (in Chinese).

法的本质是多目标非确定优化设计,核心是降低目标函数的敏感度和分散度;Li等^[6]在考虑转速、滑油温度等工作状态具有非确定性的前提下,验证了凸方法在提高转子平衡精度稳健性方面的可行性;Ma等^[7]和陈萌^[8]将区间数学引入转子振动方程的各矩阵中,采用摄动理论建立了用于转子系统动力特性分析的区间摄动法,并通过试验验证了该方法在转子分析中的有效性;Ritto等^[9]在考虑支承刚度等参数具有非确定性的基础上,假设了多种概率分布,采用概率性优化方法对临界转速共振裕度进行了稳健设计,验证了此稳健设计方法的有效性。

综上,国内外学者在转子动力特性设计方法方面开展的研究工作,大多基于连续模型假设,未考虑转子应变能分布对转子连接结构弯曲刚度的影响,而这正是柔性转子系统动力特性稳健设计中必须考虑的问题。本文根据带有连接结构非连续柔性转子结构的特征,考虑支承刚度和转子弯曲刚度等参数分散性,引入区间变量对转子系统动力特性进行非确定性设计方法研究。以全转速区域转子振幅和支点动载荷为控制优化目标,采用罚函数定量描述临界转速分布特征,进行基于临界转速分布优化和振动响应低分散性的高速柔性转子稳健设计方法研究。

1 柔性转子系统动力学模型

图1为典型高速柔性转子的动力学模型,其主要结构特征为质量、刚度沿轴向分布极不均匀,采用多支点支承,通过界面连接而成。在工作转速范围附近存在多阶临界转速,其动力特性主要由支承特性、转子质量/刚度分布以及连接结构刚度特性等因素决定。需要注意的是,转子连接结构处的弯曲变形会导致转子弯曲刚度产生变化,其数值取决于转子工作状态,这使转子刚度特性表现出非确定性。

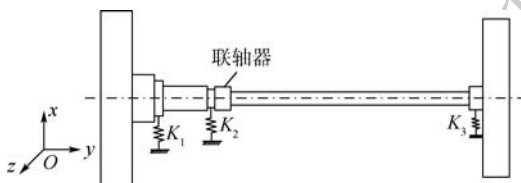


图1 典型高速柔性转子系统非确定动力学模型

Fig. 1 Uncertain dynamic model of typical high-speed flexible rotor system

1.1 运动方程

为准确反映柔性转子的动力特性,可通过有限元法对转子动力学模型进行离散^[10-11],各节

点的位移和转角构成了系统的广义坐标 q 。

$$q = (x_1, y_1, \theta_{x,1}, \theta_{y,1}, \dots, x_n, y_n, \theta_{x,n}, \theta_{y,n})^T \quad (1)$$

式中: x_n 和 y_n 分别为第 n 个截面的 x 和 y 方向位移; $\theta_{x,n}$ 和 $\theta_{y,n}$ 分别为第 n 个截面绕 x 轴和 y 轴的角向位移。

利用Lagrange能量法建立其动力学方程为

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial (T - V)}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial (T - V)}{\partial q_i} = F_i \quad (2)$$

式中: T 为转子系统动能; V 为转子系统势能; F_i 为外力; q_i 为广义坐标。

柔性转子系统一般由轮盘、弹性轴和支承3种单元组成。在建模时,将柔性转子系统中的连接结构(也即联轴器)等效为等截面弹性轴,通过调整密度与内外轴径以保证其质量与局部弯曲刚度相同。转子系统的动能表达式为

$$T = T_{\text{shaft}} + T_{\text{disc}} \quad (3)$$

式中:刚性轮盘的动能 T_{disc} 为

$$T_{\text{disc}} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} m_d & 0 \\ 0 & m_d \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \begin{pmatrix} \omega_\xi \\ \omega_\eta \\ \omega_\zeta \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} J_d & 0 & 0 \\ 0 & J_d & 0 \\ 0 & 0 & J_p \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \omega_\xi \\ \omega_\eta \\ \omega_\zeta \end{pmatrix} \quad (4)$$

其中: x 、 y 、 m_d 、 ω_ξ 、 ω_η 、 ω_ζ 、 J_d 和 J_p 分别为轮盘质心的 x 向位移、 y 向位移、轮盘质量、轮盘绕 x 轴转速、绕 y 轴转速、绕 z 轴转速、直径转动惯量和极转动惯量。

弹性轴的动能 T_{shaft} 为

$$T_{\text{shaft}} = \frac{1}{2} \dot{u}_{1s}^T M_s \dot{u}_{1s} + \frac{1}{2} \dot{u}_{2s}^T M_s \dot{u}_{2s} + \frac{1}{2} \dot{u}_{1s}^T J_s \dot{u}_{2s} + \frac{1}{2} J_p \Omega^2 \quad (5)$$

式中: u_{1s} 和 u_{2s} 为轴段两端的节点位移; M_s 为考虑平动质量和转动惯量在内的一致质量矩阵; J_s 为转动惯量矩阵; Ω 为公转角速度。

转子系统的势能表达式为

$$V = V_{\text{shaft}} + V_{\text{bearing}} \quad (6)$$

式中:弹性轴和轴承的势能表达式分别为

$$\begin{cases} V_{\text{shaft}} = \frac{1}{2} u_s^T K_s u_s \\ V_{\text{bearing}} = \frac{1}{2} k e^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: u_s 为弹性轴两端点的节点位移组成的向量; K_s 为弹性轴的刚度矩阵; k 为轴承的支承刚度; e 为轴承的变形量。

将上述动能表达式 T 、势能表达式 V 代入Lagrange方程中,可得转子系统动力学方程为

$$M \ddot{q} + \Omega J \dot{q} + K q = 0 \quad (8)$$

式中: M 、 J 和 K 分别为转子系统动力学方程的质量矩阵、转动惯量矩阵和刚度矩阵。

令 $\Omega = \omega$,即可得到临界转速满足的方程,解方程可得临界转速。

$$|K - (M - J)\omega^2| = 0 \quad (9)$$

1.2 应变能分布特性

应变能是指结构在外力作用下发生形变时,外力在形变位移上所做的功,这些功以能量的形式储存在结构内部,故称作应变能,可用于定量描述外力作用下结构的损伤情况^[12]。转子系统在刚体模态振动时,转子自身不发生变形,刚体位移仅使支承结构产生变形,即应变能均集中于支承结构中,只有当转子在靠近弯曲振型共振转速时,转子弯曲变形使应变能聚集在转子上。由于转子质量/刚度分布不均匀性以及轮盘的惯性力矩载荷的变化,使得转子连接结构处的应变能分布在工作过程中存在分散性,造成连接结构界面约束失效,表现为转子弯曲刚度区间分布特征。因此,转子应变能分布可表征转子结构的变形和受力状态,定量反映连接结构弯曲刚度损失程度。

转子应变能的定义式为

$$U = \frac{1}{2} \int_v \sigma \varepsilon dv \quad (10)$$

式中: σ 、 ε 和 dv 分别为微元体的应力、应变和体积。

应变能可以分为体积改变能和畸变能,即

$$U = U_v + U_d \quad (11)$$

根据材料力学第四强度理论,只有畸变能会导致结构发生失效,同时在细长轴段中,体积改变能的数值较小,因此本文中的轴段应变能仅考虑畸变能,利用广义坐标 Q 可表示为

$$U = \frac{1}{2} Q^T K_s Q \quad (12)$$

在计算轴段应变能时,先对式(8)的各阶模态振型进行归一化,并提取出轴段的广义位移 Q ,再按照式(12)计算得到轴段应变能。

支承结构的应变能为其自身因变形积累的势能,按照式(7)计算,即

$$U_{\text{bearing}} = V_{\text{bearing}} = \frac{1}{2} k e^2 \quad (13)$$

2 基于区间分析的稳健设计方法

稳健设计目的是优化目标函数的中值(或称均值),同时减小因非确定因素引起的分散度^[3]。图2为本文提出的高速柔性转子系统动力特性稳健设计方法框图。考虑到转子应变能分布可能导致转子弯曲刚度产生分散性,以及多支点转子结

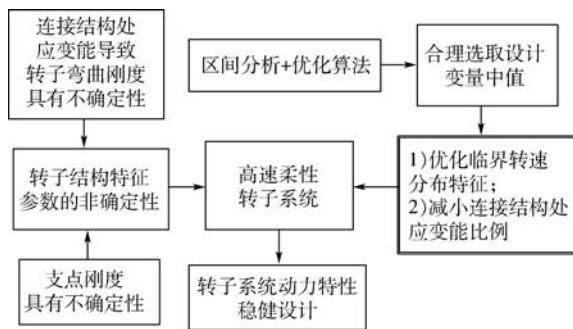


图2 高速柔性转子系统动力特性稳健设计思路

Fig. 2 Robust design concept of dynamic properties of high-speed flexible rotor systems

构中弹性支承刚度的分散性^[13],会影响转子系统动力特性随转子转速变化的稳健性,故采用区间分析方法描述转子动力特性的非确定性,通过合理选择设计变量的中值,以优化临界转速分布,并控制弯曲应变能在转子连接结构处的分布,减小动力特性参数分散度,实现转子系统动力特性稳健设计。

2.1 区间分析

实际工程应用中,通常无法给出非确定参数的概率分布和隶属函数,仅能确定参数的波动范围。区间分析方法可不对其分布规律进行任何人为假设,用区间数描述参数非不确定性并经过区间运算得到振动响应的变差范围,并以此开展稳健设计。对于带有连接界面的高速柔性转子系统,考虑转子结构参数、支承结构参数区间分布特征,以及在求解转子系统各阶临界转速、应变能等动力特性时,需要在确定性优化方法的基础上,提出基于区间分析的稳健设计流程。

以临界转速为例,由于非确定性因素是支承刚度和转子弯曲刚度,将导致方程式(8)中的刚度矩阵 K 为非确定参数,可通过区间参数加以表示:

$$K \in K' = [K, \bar{K}] \quad (14)$$

式中: $\bar{K}$ 为具有非不确定性的刚度矩阵的上界矩阵; K 为具有非不确定性的刚度矩阵的下界矩阵。

引入列向量 $Z = (\dot{q} \quad q)^T$,并设 $Z = \psi e^{At}$,对应的广义特征值问题为

$$A\psi = \lambda B\psi \quad (15)$$

$$v^T A = \lambda v^T B \quad (16)$$

式中: ψ 为特征值 λ 的右特征向量; v^T 为特征值 λ 的左特征向量。

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} -\Omega J & -K \\ K & 0 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} M & 0 \\ 0 & K \end{bmatrix} \end{cases} \quad (17)$$

其中: M 、 J 、 K 为式(8)中对应的物理量。

方程式(15)两端同时左乘 B^{-1} , 可以表示为

$$D\psi = \lambda\psi \quad (18)$$

$$D = B^{-1}A = \begin{bmatrix} -\Omega M^{-1}J & -M^{-1}K \\ I & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

经过推导, 转子系统固有频率所在的区间为

$$f_i = [f_i^c - \Delta f_i, f_i^c + \Delta f_i] \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (20)$$

式中: f_i^c 为固有频率的区间中值, 由常规方法求解; Δf_i 为固有频率非确定量, 表达式^[7]为

$$\Delta f_i = \frac{|\mathbf{v}_{ir}^T \Delta D \psi_{iy} + \mathbf{v}_{iy}^T \Delta D \psi_{ir}|}{2\pi} \quad (21)$$

其中: $\mathbf{v}_{ir}$ 为第 i 个左特征向量的实部; ψ_{iy} 为第 i 个右特征向量的虚部; ΔD 为区间矩阵 D 的非确定量。

2.2 设计流程

为定量描述临界转速的集中程度, 定义临界转速分布罚函数, 以前两阶临界转速中值为例。

$$p^c(\omega_1, \omega_2) = 1 - A_{1,2} \exp\left[-\frac{(\omega_1^c - \omega_2^c)^2}{2\varepsilon_{1,2}^2}\right] \quad (22)$$

式中: ω_1^c 、 ω_2^c 分别为第一、二阶临界转速中值; $A_{1,2}$ 和 $\varepsilon_{1,2}$ 可以控制罚函数的形状。罚函数的函数图形如图 3 所示。此罚函数的性质为: 当两阶临界转速互相靠近时, 罚函数值急剧减小, 可用于定量表示临界转速的集中程度。

针对本文提出的转子系统动力特性稳健设计思想, 建立基于区间分析方法的高速柔性转子系统动力特性稳健设计流程, 如图 4 所示。

由图 4 可知, 高速柔性转子系统动力特性稳健设计可分为以下 4 个步骤:

步骤 1 试取一组设计变量 x_i 的中值。

步骤 2 将设计变量代入方程式(8), 通过区间分析方法求得各阶临界转速及应变能分布的区间解。

步骤 3 对控制点应变能的区间上界进行评

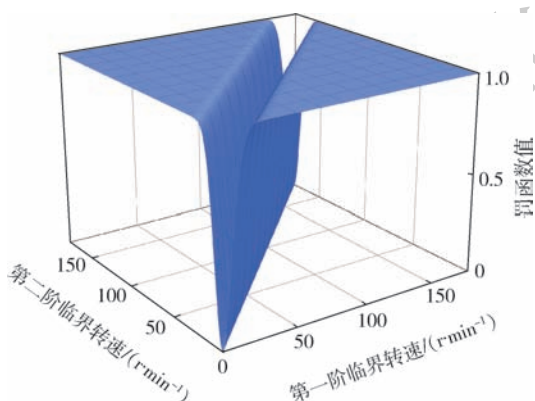


图 3 罚函数图形

Fig. 3 Graph of penalty function

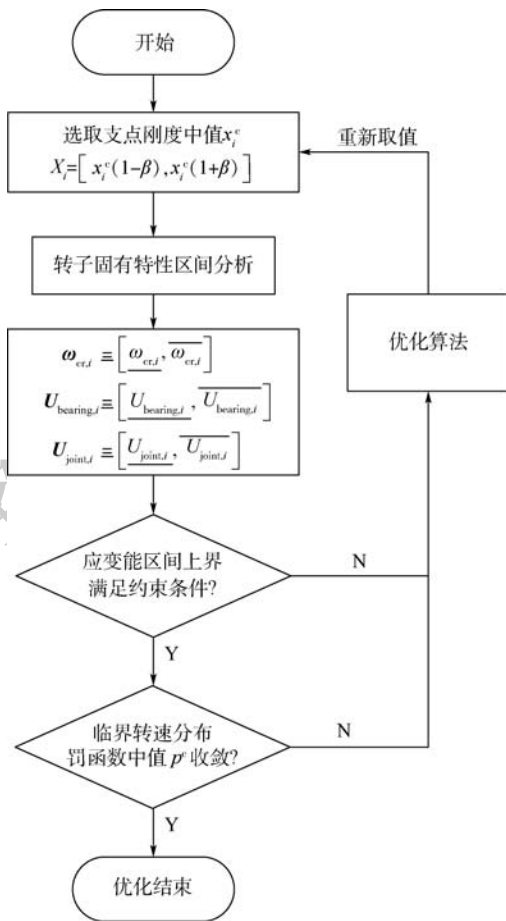


图 4 高速柔性转子系统动力特性稳健设计流程

Fig. 4 Robust design process for dynamic properties of high-speed flexible rotor systems

估, 若满足设计要求, 则进行步骤 4, 若不满足则利用优化算法进行重新取值, 重复步骤 2、步骤 3。

步骤 4 对临界转速分布罚函数的区间中值进行评估, 如区间中值满足收敛条件, 则完成该稳健优化, 如不收敛则利用优化算法重新取值, 重复步骤 2、步骤 3, 直至优化结束。

2.3 优化算法及其参数选择

2.3.1 优化算法的选择

依据优化算法中可行域是否具有非确定性, 优化算法可分为 2 类: 确定性算法与非确定性算法(也称随机优化算法)^[14]。确定性算法是指遵循严格数学规划的算法, 其中不涉及任何非确定元素, 如牛顿法、梯度下降法等; 非确定性算法是指寻优过程中会产生随机性参数的算法, 如模拟退火算法、遗传算法等。优化算法的选择及其参数设置会影响能否得到全局最优解。本文以遗传算法为例进行最优解的求解。遗传算法是在模拟达尔文的进化论基础上建立的, 利用概率方法生成一定数量的样本, 并选取较优的个体继续逐代演化, 直至得到近似最优解。

2.3.2 设计变量及目标函数的选择

在柔性转子的结构参数设计中,转子的几何尺寸、支点位置、轮盘位置通常由整机性能、结构与强度设计要求所决定,一般不由动力学特性所决定,故选取各支承刚度的中值为设计变量。

不同于传统临界转速设计方法,本文以临界转速的分布特征作为目标函数,即在进行临界转速分布特征设计时,主要从转子通过多阶临界转速时支点动载荷的抑制出发,尽可能将多阶临界转速集中于较小的转速范围内,当转子通过多阶临界转速时,由于各阶模态振动相位的不同而产生了相互制约作用,使得支点动载荷得到抑制。

2.3.3 约束条件的选择

为使转子系统在满足一般性的设计准则的基础上,提高转子系统动力特性稳健性,以临界转速安全裕度的区间下界、连接结构处应变能的区间上界作为约束条件。考虑到固有特性分析中,应变能的绝对值并没有实际意义,故本文以应变能比例作为衡量应变能多寡的判据,以柔性转子系统连接结构处的应变能比例作为约束条件。

计算约束函数表达式时,由于支承刚度和连接结构弯曲刚度等参数具有区间分布特征,因此通过动力学方程式(8)计算出的临界转速式(9)及连接结构应变能式(12)均以区间参数的形式表示,类似于刚度矩阵的区间形式(式(14)),由区间上界和区间下界组成。临界转速安全裕度的区间下界、连接结构处应变能比例的区间上界如下:

$$\left| \frac{\omega_i}{\Omega_k} - 1 \right| \geq \lambda_1$$
$$i = 1, 2, \cdots, n_\omega; k = 1, 2, \cdots, n_\Omega \quad (23)$$

式中: λ_1 为临界转速安全系数; ω_i 为第*i*阶临界转速; Ω_k 为第*k*个工作转速。

$$\frac{U_{\text{joint}}}{U_{\text{all}}} \leq \lambda_2 \quad (24)$$

式中: U_{joint} 为连接结构处应变能; U_{all} 为转子系统的总应变能; λ_2 为连接结构应变能稳健系数。

故柔性转子动力特性的稳健设计模型为

$$\min \sum_{i,j=1,2,\cdots,n_\omega} \alpha_{i,j} p^c(\omega_i, \omega_j)$$
$$\text{s. t.} \begin{cases} \lambda_1 - \left| \frac{\omega_m}{\Omega_k} - 1 \right| \leq 0 \\ m = 1, 2, \cdots, n_\omega; k = 1, 2, \cdots, n_\Omega \\ \frac{U_{\text{joint}}}{U_{\text{all}}} - \lambda_2 \leq 0 \\ X = \{x_1, x_2, \cdots, x_n\} \end{cases} \quad (25)$$

式中: $\alpha_{i,j}$ 为第*i,j*阶临界转速分布罚函数中值的关注系数; $x_1, x_2, \cdots, x_n$ 为各设计变量的取值。

3 算例分析

图5为三支点高速柔性转子系统结构示意图,其工作转速为30 000 r/min,主要由压气机叶盘、涡轮叶盘、压气机轴和涡轮轴组成,两轴段通过联轴器相连,压气机叶盘后及涡轮叶盘前均布置一个支点,同时在联轴器附近布置一个支点,以控制细长轴段的变形。该转子系统的具体参数如表1所示。

采用本文提出的转子系统动力特性稳健设计方法对该转子的支承刚度进行优化设计。以支点刚度作为非确定变量,用区间参数形式表示,并依据工程经验给定支承刚度的分散度 β 。对此转子系统进行固有特性的区间分析,并采用遗传算法进行支承刚度中值的优化选取,表2为优化过程的控制参数。



图5 三支点高速柔性转子系统结构示意图
Fig.5 Schematic of three-support high-speed flexible rotor system structure

表1 算例转子系统参数
Table 1 Parameters of example rotor system

参数	数值
轴段密度/(kg·m ⁻³)	7 820
轴段弹性模量/GPa	195
轴段内径/m	0.006
轴段外径/m	0.022
转子总长/m	0.598
风扇等效集中质量/kg	3.583
风扇绕轴线转动惯量/(kg·m ²)	0.024
涡轮等效集中质量/kg	3.135
涡轮绕轴线转动惯量/(kg·m ²)	0.017

表2 优化参数选取
Table 2 Choice of optimization parameters

参数	数值
支承刚度分散度 $\beta/\%$	5
临界转速分布罚函数幅值 $A_{i,j}$	1
临界转速分布罚函数标准差 $\varepsilon_{i,j}$	2 400
临界转速分布罚函数中值的关注系数 $\alpha_{i,j}$	1
临界转速安全系数 $\lambda_1/\%$	20
连接结构应变能稳健系数 $\lambda_2/\%$	2
遗传算法初代样本数	100
遗传算法子代样本数	20
遗传算法的可容忍收敛误差 $\%$	2

注: $i,j=1,2,3,4$ 。

依照表 2 给出的优化参数,在约束条件的约束下,对目标函数进行遗传优化。首先在整个可行域内随机生成 100 个样本点,并进行个体筛选,保留较优秀的样本,进行逐代优化,每代个体数为 20 个,优化过程如图 6 所示。可以看出,经过 6 代进化,逐步逼近最优解。

表 3 为优化前后支点刚度中值、前四阶临界转速及连接结构处的应变能比例。图 7 为 2 种方案对应的具有区间分布特征的 Campbell 图。从表 3 和图 7 中可以看出,通过降低前支点和中支点的支承刚度,并提高后支点的支承刚度,使得转子结构的刚度分布更加均匀。将初始方案中分散的前三阶临界转速集中在 $[13\ 180, 15\ 818]\text{ r/min}$ 的转速区间内,并将连接结构处的应变能比例由 11.15% 降低至 1.93%,验证了优化算法选取的

有效性。

由于考虑了动力特性的非确定性,因此各阶临界转速随工作转速的变化曲线应扩展为变化条带,条带的宽度表示其分散度的大小。从表 3 和图 7 中可以看出,虽然 2 个方案均能满足临界转速安全裕度的约束,但相比于初始方案,最优方案的前三阶临界转速分布较为集中,各阶临界转速的分散度也较小,其动力特性的稳健性更高,同时由于在优化过程中增设了针对连接结构应变能比例的约束条件,可有效降低连接结构应变能比例,降低转子弯曲刚度的分散度,提高转子系统的稳健性。

对上述 2 种方案进行不平衡响应计算,可得到各支点动载荷随转子转速的变化曲线,如图 8 所示。虽然初始方案的临界转速分布满足安全裕度的要求,但由于各阶临界转速分布较为分散,工作转速范围内,随着转速增加,支点动载荷体现出多峰值特征,而最优方案的支点动载荷则体现出单峰值特征,利用转子连续通过多阶临界转速时阻尼滞后和响应滞后的特性,使不同相位的振型叠加,使得最优方案的支点动载荷最大值相比初始方案较小。考虑到支点动载荷导致的结构损伤主要分为 2 个方面:轴承的损伤与承力框架的

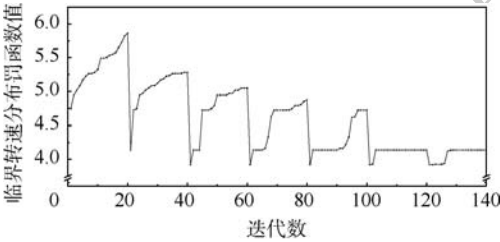


图 6 目标函数的优化过程

Fig. 6 Optimization process of objective function

表 3 不同支点刚度组合及其临界转速

Table 3 Different support stiffness combinations and their critical speeds

方案	前支点刚度 中值/(N· mm ⁻¹)	中支点刚度 中值/(N· mm ⁻¹)	后支点刚度 中值/(N· mm ⁻¹)	第一阶 临界转速/ (r·min ⁻¹)	第二阶 临界转速/ (r·min ⁻¹)	第三阶 临界转速/ (r·min ⁻¹)	第四阶 临界转速/ (r·min ⁻¹)	连接结构 应变能 比例上限/%
初始方案	20 250	42 694	1 955	6 771 ± 146	16 323 ± 597	22 748 ± 621	51 849 ± 30	11.15
最优方案	9 750	2 858	8 723	13 300 ± 120	15 479 ± 178	15 594 ± 224	50 353 ± 7	1.93

注:连接结构应变能比例上限为工作转速范围内的应变能比例最大值。

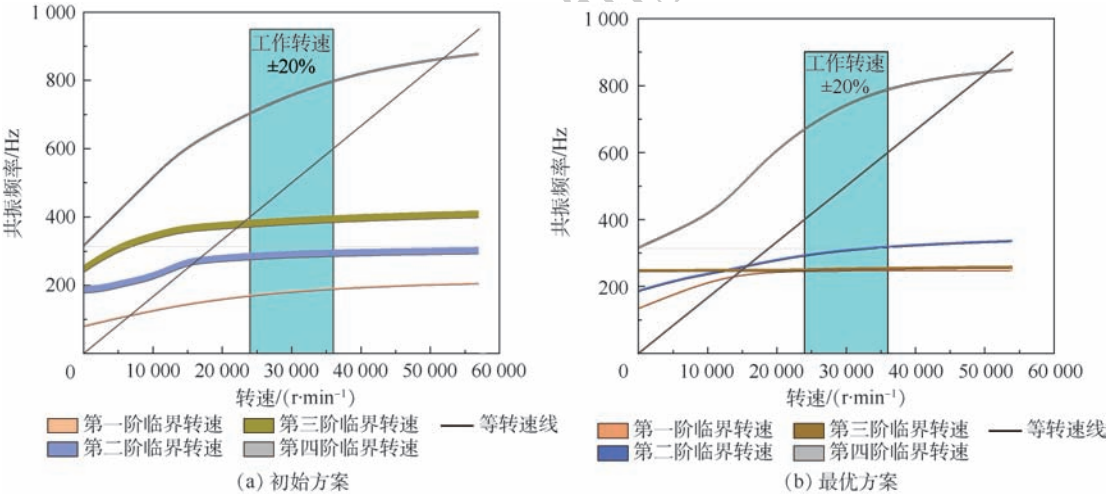


图 7 不同支点刚度组合下的 Campbell 图

Fig. 7 Campbell diagram under different support stiffness combinations

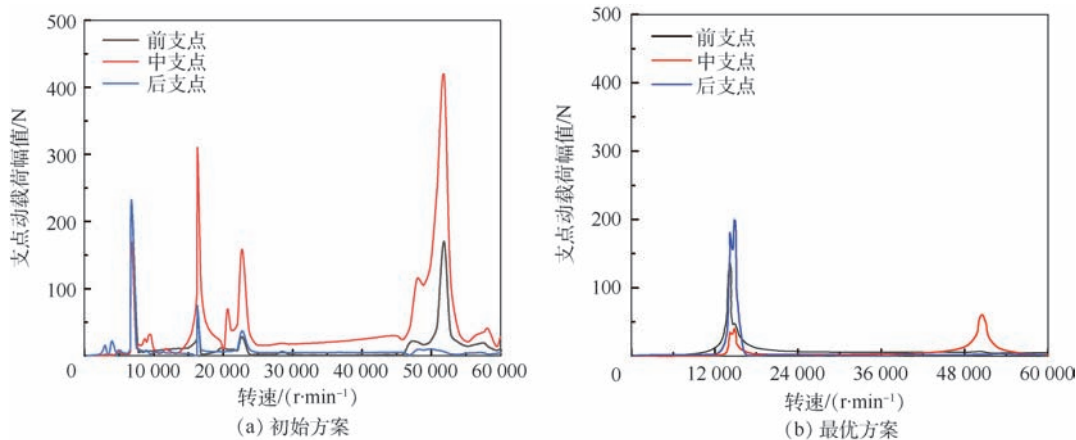


图8 不同支点刚度组合下的支点动载荷

Fig.8 Support dynamic load under different support stiffness combinations

损伤,其中轴承的损伤可由滚动轴承的寿命计算公式体现^[15],其寿命与轴承当量动载荷呈三次方反比关系,因此最优方案由于支点动载荷较小,在多个工作循环内积累的轴承损伤较小;同时考虑到,在承力框架的温度载荷等相同时,支点动载荷越小,有利于抑制承力框架连接界面的滑移及微动磨损等情况的发生,且对静子承力结构的激励幅值较小,有利于提高整个转子系统及静子结构动力特性的稳健性。

4 结 论

1) 考虑转子结构参数及动力特性参数具有非不确定性,本文提出了控制转子振动响应的稳健设计思路,利用转子不同共振转速下振动相位及阻尼滞后特性,将多阶临界转速集中于一定区间,可以有效降低转子通过临界转速时的振动响应。

2) 采用区间分析方法描述转子动力特性的非不确定性,提出临界转速分布罚函数,用于定量评估临界转速的分布特征,当临界转速分布罚函数取值最小化,并满足共振安全裕度要求时,高速柔性转子动力特性具有良好的稳健性。

3) 通过算例验证了本文提出的动力特性稳健设计方法的有效性,算例表明,临界转速分布罚函数可有效表征临界转速的分布特征,通过临界转速的合理分布,并控制连接结构应变能,可有效控制转子振动响应,同时减小转子动力特性参数的分散度,可切实提高柔性转子动力特性的稳健性。

参考文献 (References)

[1] LIU S, WANG J, HONG J, et al. Dynamics design of the aero-engine rotor joint structures based on experimental and numerical study[C]// ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea,

and Air. New York: ASME, 2010: 49-60.

[2] RAJAN M, RAJAN S D, NELSON H D, et al. Optimal placement of critical speeds in rotor-bearing systems[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1987, 405(1-6): 417-419.

[3] SHIAU T N, CHANG J R. Multi-objective optimization of rotor-bearing system with critical speeds constraints[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 115(2): 246-255.

[4] LIN Y, CHENG L, HUANG T P. Optimal design of complex flexible rotor-support systems using minimum strain energy under multi-constraint conditions[J]. Journal of Sound and Vibration, 1998, 215(5): 1121-1134.

[5] ZANG C, FRISWELL M I, MOTTERSHEAD J E. A review of robust optimal design and its application in dynamics[J]. Computers & Structures, 2005, 83(4-5): 315-326.

[6] LI G, LIN Z, ALLAIRE P E. Robust optimal balancing of high-speed machinery using convex optimization[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2008, 130(3): 263-269.

[7] MA Y, CAO P, WANG J, et al. Interval analysis method for rotor dynamics with uncertain parameters[C]// ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2011: 307-314.

[8] 陈萌. 航空发动机转子系统动力特性区间分析理论与方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.

CHEN M. Investigation on interval analysis theory and method of aero-engine rotor dynamics[D]. Beijing: Beihang University, 2012 (in Chinese).

[9] RITTO T G, LOPEZ R H, SAMPAIO R, et al. Robust optimization of a flexible rotor-bearing system using the Campbell diagram[J]. Engineering Optimization, 2011, 43(1): 77-96.

[10] 顾家柳, 等. 转子动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.

GU J L, et al. Rotordynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1985 (in Chinese).

[11] NELSON H D, MCVAUGH J M. The dynamics of rotor-bearing systems using finite elements[J]. Journal of Engineering for Industry, 1976, 98(2): 593-600.

[12] 单辉祖. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2009.

SHAN H Z. Mechanics of materials[M]. Beijing: High Education Press, 2009 (in Chinese).

[13] 洪杰,于欢,肖森,等. 高速柔性转子系统非线性振动响应特征分析[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(4):653-661.
HONG J, YU H, XIAO S, et al. Nonlinear vibration response characteristics of high-speed flexible rotor system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(4):653-661 (in Chinese).

[14] CAVAZZUTI M. Optimization methods[M]. Berlin:Springer,2013.

[15] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册 第12册 传动及润滑系统[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
The Editorial Board of Design Manual of Aero Engines. Design manual of aero engines Vol. 12, Transmission and lubrication sys-

tem[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2000 (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 dynamic properties of high-speed flexible rotor systems

HONG Jie^{1,2}, YANG Zhefu¹, LYU Chunguang³, 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;
- 3. AECC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to control the deformation of rotor and distribution of multiple critical speeds, it is common to adopt multi-support configuration, which indicates that the optimization is a multi-objective, multi-variable and non-deterministic problem, taking into account parameter uncertainties. An equation of motion for flexible rotor is derived with the aid of Lagrange equation. Penalty functions are introduced to quantitatively describe the distribution feature of multi-order critical speeds. A robust design method for dynamic properties of rotor is presented based on the optimization of critical speed distribution and stiffness loss control of joint structure with the combination of interval analysis method and genetic algorithm. A numerical example shows that by concentrating the multi-order critical speeds into a certain speed interval and controlling the bending strain energy proportion of joint structure, the vibration response passing through multi-order critical speeds and sensitivity of rotor dynamic properties to the change of joint structure stiffness loss are both reduced, thus improving the robustness of this type of rotor system.

Keywords: robust design; flexible rotor; strain energy; vibration response; multi-support configuration

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0504

军航飞机流穿越民航航线冲突探测与解脱问题

吴明功^{1,2}, 蒋旭瑞^{1,3}, 温祥西^{1,2,*}, 陈彬^{1,4}

(1. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051; 2. 国家空管防相撞技术重点实验室, 西安 710051;

3. 中国人民解放军 94116 部队, 和田 848000; 4. 中国人民解放军军事科学院, 北京 100091)

摘 要: 针对军航飞机穿越民航航线的飞行冲突问题, 对飞机流汇聚飞行场景进行建模分析, 提出了基于滑动窗口的汇聚飞行冲突探测方法和基于合作博弈的多机冲突解脱方法。当飞机流进入预先划设的汇聚控制区, 通过滑动窗口判断向前看时间内飞行冲突。基于此, 潜在冲突机间组成一个联盟, 以解脱边界条件为安全约束, 以合作博弈理论中联盟福利最优解均衡各机效益, 在保证安全的前提下实现效益均衡。根据最优机动方向特点, 利用免疫粒子群优化算法快速求解策略。仿真结果表明, 该场景下提出的方法能有效解算出满足要求的解脱策略, 并均衡军民航飞机解脱效益。

关 键 词: 冲突探测与解脱; 军民航; 飞机流; 合作博弈; 免疫粒子群优化

中图分类号: V328

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0863-10

近年来, 随着民航运输量迅速增长, 军航训练任务复杂繁重, 军民航的防相撞工作越来越被人们关注^[1]。通常情况下, 民航飞机按照机场-终端区-航路航线飞行, 军航飞机在各自训练空域内活动, 军民航间空中交通安全压力不大; 但在战斗机转场、重大演习任务、远程远海训练, 甚至战时空域使用等特殊情况下, 军航飞机穿越航路航线使飞行冲突的可能性大大增加, 给空中交通安全带来了巨大压力。当前, 航路航线上划设有固定穿越地带, 当军航飞机流需要穿越航线时, 军民航管制员需事先协调, 在确保没有民航飞机使用时快速穿越。以上方式存在许多缺点: ①多方人员协调, 容易出错; ②使用受限于固定穿越地带, 灵活性差, 与演习和战时高强度快节奏不相适应; ③利用效率低, 与空管安全高效的原则不符。为保证飞行安全, 降低管制员工作负荷, 寻找一种适用于以上场景的智能化冲突探测与解脱方法十分

关键。

飞机流穿越航线飞行的冲突探测与解脱问题是一个复杂的系统工程, 涉及到交通流理论、安全性评估和冲突探测与解脱技术等多领域交叉内容, 本文主要针对这一场景展开建模分析, 并提出了一种探测与解脱方法。在对飞机流的建模研究中, 1981年, Hsu^[2]提出了一种交叉航路飞机碰撞风险评估模型; Mao等^[3-5]分析了汇聚飞机流采用平移解脱和航向解脱的稳定性, 发现该方法鲁棒性较强, 不产生多米诺效应, 提出了紧凑配置的飞机流穿越方法; 王莉莉和王坤^[6]基于实际空管运行, 从宏观和微观角度建立了纵向间隔的计算模型, 提出了对航空器进行间隔调整的方案。其他以飞机流为研究对象的文献, 从流量控制和容量评估角度研究得较多, 对该飞行状态下的冲突探测与解脱问题研究得较少。韩松臣等^[7]研究了交叉点两飞机之间标称距离随时间变化导致

收稿日期: 2018-08-30; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-28 11:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181226.1059.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71801221, 61472441, 61503409); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2018JQ7004)

* 通信作者: E-mail: wxajy@163.com

引用格式: 吴明功, 蒋旭瑞, 温祥西, 等. 军航飞机流穿越民航航线冲突探测与解脱问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 863-872. WU M G, JIANG X R, WEN X X, et al. Conflict detection and resolution in scenario of military aircraft flow passing through civil aviation route[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 863-872 (in Chinese).

的碰撞风险,提出了一种航路交叉点处标称距离随时间变化的碰撞风险估计方法。在冲突解脱方法的研究中,主要有几何法、人工势场法、优化算法、控制论和博弈论等方法。博弈论方法因计算效率高、优化资源配置效果突出等优点被广泛采用。Tomlin 等^[8]使用非合作博弈论研究两机在最差航迹下保持安全间隔的初始状态;崔军辉等^[9]使用微分对策理论对感知-规避问题给出了安全区域对无人机飞行策略和制导律的影响;朱衍波等^[10]使用效益博弈解决双机飞行冲突,为博弈论在飞行冲突解脱中的应用提供了指导性思路;蒋旭瑞等^[11]比较了航向机动下解脱方式与效益的关系,利用合作博弈方法计算解脱策略。

针对军航飞机流穿越民航飞机流模型特点,本文提出了一种基于滑动窗口的飞行冲突探测方法,对潜在冲突机进行分组。基于此,将存在冲突的飞机组考虑为一个联盟(coalition),提出了基于合作博弈的冲突解脱方法,通过调整飞机权重使民航飞机流以较小代价辅助避让,军航飞机以较大角度、较高速机动避让。以航向-速度机动解脱边界条件为安全约束,以联盟福利最优解为解配置均衡各方效益,解算出避让策略。为满足解算的实时性要求,根据冲突区域不同的特点,利用免疫粒子群优化算法对搜索方向进行优化,加快收敛速度。希望通过以上工作,在保证飞行安全的前提下,提高军航飞机流穿越航线运行效率。

1 汇聚飞机流冲突探测模型

1.1 保护区模型

管制员一般通过比较两机间隔与安全间隔的大小判断冲突,而冲突探测与解脱问题中,应为飞机建立更加科学的保护区。目前,应用较为广泛的有 E 模型和 V 模型^[12],本文采用椭球 E 模型。由于只考虑同高度层内的冲突问题,故保护区简化为半径为 a 的圆,如图 1 所示。

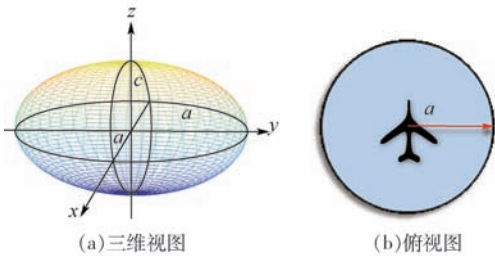


图 1 保护区 E 模型
Fig. 1 E model of safe separation zone

根据安全间隔标准,取保护区半径 $a = 2.5 \text{ n mile}$ 。若两机保护区重叠,则存在飞行冲突。

1.2 滑动窗口探测模型

军航飞机流按直线编队飞行,民航飞机流在宽度为 $L' = 20 \text{ km}$ 的航路内飞行。在任意需穿越的航线上划设汇聚控制区,飞机流进入控制区后,军航飞机沿保护区投影出一条宽度为 a (与保护区半径相等) 的矩形滑动窗口(见图 2 中矩形阴影区域),并随飞机移动(平移),若探测窗口与民航飞机保护区重叠,则表示两机到达汇聚点时存在潜在冲突。军航飞机通过改航和调速进行冲突解脱,此时,滑动窗口也随飞机移动(旋转)。冲突探测场景可由图 2 表示。

为便于观察,图 2 中将飞机放大表示,且进入控制区后不进行机动。特别地,当两飞机流速度相等时,滑动窗口与水平方向夹角为 45° 。汇聚控制区半径 R 由保护区半径、飞机流速度以及飞机机动性能等共同决定。根据以上分析,可以得出以上各机之间的潜在冲突关系如图 3 所示。可以看出,各飞机流内部之间不存在预先冲突,军民航飞机流间冲突可以表现为单对单、多对单、单对多和多对多等多种形式。

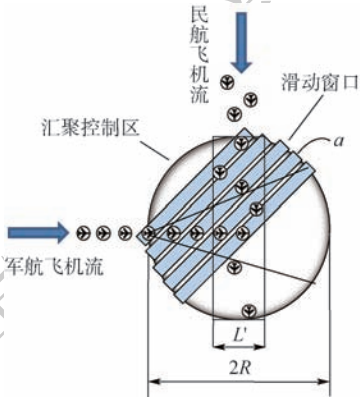


图 2 冲突探测场景
Fig. 2 Conflict detection scenario

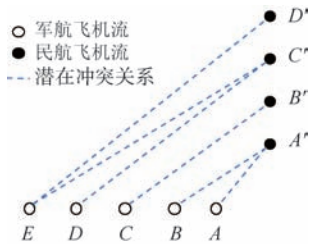


图 3 飞机流之间各机冲突关系
Fig. 3 Conflict relationship within aircraft flows

1.3 冲突区域分析

从图2可以发现,飞机冲突时两机位置关系可以分为图4所示的2种情况。

尽管2种情况下两机均存在冲突,但两机位置稍有差异。图4(a)中,两飞机保护区投影右侧边界穿过对方保护区,存在右侧冲突,若沿虚线箭头方向(最优机动方向)向左机动,可快速解脱;图4(b)中,两飞机保护区投影左侧边界穿过对方保护区,存在左侧冲突,若沿虚线箭头方向向右机动,可快速解脱。

若飞机两侧均存在冲突,则需考察两侧飞机到滑动窗口长边的最长距离。

$$D_{\max} = \begin{cases} 1 & d_{L\max} > d_{R\max} \\ 0 & d_{L\max} = d_{R\max} \\ -1 & d_{L\max} < d_{R\max} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $d_{L\max} \geq d_i$ 对于 $\forall d_i \in D_L$ 都成立; $d_{L\max} \geq d_j$ 对于 $\forall d_j \in D_R$ 都成立; $D_{\max}$ 为最优机动方向,1 对应左转,-1 对应右转,0 对应不转; $d_{L\max}$ 为左侧冲突的飞机集合中,到滑动窗口长边的最长距离; $d_{R\max}$ 为右侧冲突的飞机集合中,到滑动窗口长边的最长距离。以最优机动方向解脱,飞机支付的代价最小。

最优机动方向的确定将为第3节中粒子群优化算法引入免疫机制提供指导思路。

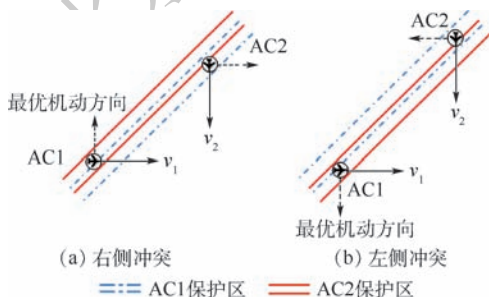


图4 两机冲突位置关系

Fig. 4 Position relationship between two conflicting aircraft

2 基于合作博弈的冲突解脱策略

2.1 合作博弈解的概念

合作博弈是指在协议的约束下各方利益都有所增加,或者在不损害任意一方利益的前提下,有参与者利益增加,从而整个联盟的利益有所增加。与非合作博弈相比,合作博弈更加强调集体主义和团体理性(collective rationality),主要研究了参与者达成合作时如何分配合作所得收益的问题。联盟内部的信息互通和存在有约束力的可执行契

约是达成合作博弈的2个前提条件。

合作博弈在发展的过程中提出了众多的解概念,其基本思想就是要设计出一种公平解(fair allocation),促使参与者在损害联盟利益的前提下获得更高的收益。以联盟福利最优解^[13-14]为解配置均衡各方利益,联盟福利最优解要满足以下3个条件:

- 1) 联盟参与人具有为联盟整体谋求最大福利的行为。
- 2) 联盟参与人具有追求公平的偏好。
- 3) 联盟参与人追求个人利益和公平性不能以牺牲联盟福利为代价。

2.2 合作博弈冲突解脱模型

通过探测模型发现的潜在冲突飞机组成一个联盟,联盟中各局中人 $I = \{i | i \in [1, N]\}$ 的所有解脱策略组成策略空间 $Y_i (y_{ij} \in Y_i$ 表示参与者 i 的第 j 个策略),在安全间隔的约束下互相博弈,并支付相应代价 $u = \{u_1, u_2, \dots, u_n\}$ 。支付函数 $u_i: Y \rightarrow R$,表示第 i 位参与者在不同策略组合下解脱行为需要支付的代价。由每个参与者的某一策略构成的策略组合 $\{y_1, y_2, \dots, y_n\}$ 对应支付 $\{u_1, u_2, \dots, u_n\}$ 加权求和,得到联盟福利函数为

$$W(j) = \sum_i k_i u_{ij} \quad (2)$$

式中: $W(j)$ 为第 j 个策略组合的联盟福利; u_{ij} 为在第 j 个策略组合下局中人 i 的收益; k_i 为权重系数,反映了航空器的重要程度。在该问题中,为满足民航飞机安全性及乘客对舒适性的要求,将民航飞机设置大的权重系数,使军航飞机以更多的速度、角度改变来避让冲突,民航飞机仅协助式避让。使该联盟福利函数最大的策略组合即该合作博弈的联盟福利最优解 $\{y_1^*, y_2^*, \dots, y_n^*\}$ 。

模型研究的主要对象是可能发生危险冲突的航空器联盟。参与者之间通过联盟获取更高的效用,而对于某个体航空器而言,其所选择的策略不一定是收益最高的,特别是在调整飞机权重系数 k_i 后,军航飞机的解脱代价一定高于民航飞机。以联盟福利最优解为解配置,在保证航空器联盟安全的前提下,根据付出的总避让代价最小原则,确定出需要避让的飞机及其机动策略。

2.3 解脱策略与支付函数

因穿越高度层使问题更加复杂化,本文中選擇航向-速度机动结合的方式。

- 1) 航向机动。规定民航飞机不作航向机动;军航飞机航向角改变范围为 $[-20^\circ, 20^\circ]$,把航向角变化范围离散成相差 5° 的策略集合,共9种

策略。

2) 速度机动。规定军民航飞机可加/减速 10%、20% 和 30%，共 7 种策略。

机动后，若民航飞机脱离新的滑动窗口，则判定解脱成功。军民航飞机保持当前飞行姿态通过冲突区域，之后军航飞机按规定集合，民航飞机恢复航线飞行。

支付函数是参与者从博弈中获得的效用水平，表示避让支付的代价。支付代价取决于转角、速度改变量和解脱时间。该模型中，支付函数表示为

$$u(\theta, v) = \int_{t_0}^{t_f} \left[w_1 \sin^2(\Delta\theta) + w_2 \left(\frac{\Delta v}{v_{t_0}} \right)^2 \right] dt \quad (3)$$

式中： t_0 为解脱开始时刻； t_f 为脱离汇聚控制区的时刻； $\frac{\Delta v}{v_{t_0}}$ 为速度变化比例； $\Delta\theta$ 为角度改变量； w_1 为飞行角度改变权重系数； w_2 为飞行速度改变权重系数。

2.4 冲突解脱边界条件约束

飞机在解脱中支付越少机动成本将获得越高的效用，选择不避让的航空器将获得最高的收益。因此，为保证飞行安全，需设置约束条件，剔除掉策略组合中的不可行解。借鉴文献[3]中航向机动解脱判断方法，引入两机不同时到达的情况，推广到航向-速度机动的解脱边界条件判定中。模型示意如图 5 所示。

初始时刻 t_0 ，AC1 和 AC2 分别位于初始位置 S_1 和 S_2 ，速度分别为 v 和 kv ，AC2 落后距离 l ，保护区半径为 a ，两机存在左侧冲突，解脱策略选择向右机动。解脱成功的充分条件可由以下推导得出。

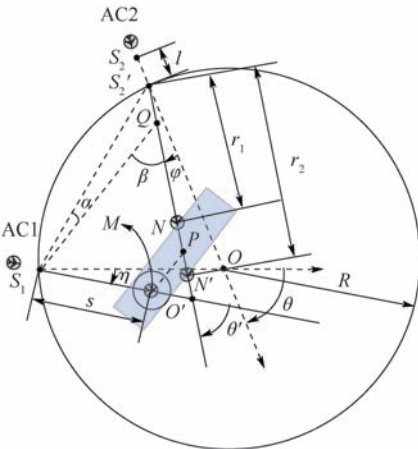


图 5 两机冲突边界条件

Fig. 5 Conflict boundary condition of two aircraft

在 $\Delta OS_1S'_2$ 中，有

$$\begin{cases} d(O, S_1) = d(O, S'_2) = R \\ \angle S_1OS'_2 = \theta \end{cases} \Rightarrow d(S_1, S'_2) = 2R \sin \frac{\theta}{2}$$

进入控制区后，两机右转解脱，转角分别为 η 和 φ ，交汇点从 O 变为 O' ，航向交叉角由 θ 变为 θ' 。

$$\theta' = \theta + \varphi - \eta$$

假设 t_1 时刻恰好冲突解脱，AC1 向前飞行距离 s ，位于点 M ，若 AC2 位于 N 或 N' 则恰好无冲突，滑动窗口如图 5 所示。作 $S_1Q \parallel MP$ 交 $O'S'_2$ 于 Q ，则

$$\frac{d(O', S_1)}{\sin \beta} = \frac{d(O', Q)}{\sin \angle QS_1O'}$$

令 $d(O', S_1) = x$ ，则 $d(O', Q) = kx$ ，上式可化为

$$\frac{x}{\sin \beta} = \frac{kx}{\sin(\pi - \beta - \theta')}$$
$$\sin \beta = \sin \beta \cos \theta' + \cos \beta \sin \theta'$$

左右同除 $\sin \beta$ ，得

$$\tan \beta = \frac{\sin \theta'}{1 - \cos \theta'} = \frac{1}{\tan(\theta'/2)}$$

$$\alpha = \beta + \frac{\theta}{2} + \varphi - \frac{\pi}{2} = \arctan\left(\frac{1}{\tan(\theta'/2)}\right) + \frac{\theta}{2} + \varphi - \frac{\pi}{2}$$

又因 P 为 N, N' 中点，则

$$d(N, P) = d(N', P) = \frac{a}{\sin \beta} = \frac{a}{\sin\left(\arctan\left(\frac{1}{\tan(\theta'/2)}\right)\right)}$$

此时，AC2 位于滑动窗口边缘位置恰好解脱。

$$r_1 = d(S'_2, P) - d(N, P) \quad (4)$$

或

$$r_2 = d(S'_2, P) + d(N', P) \quad (5)$$

为了求出 $d(S'_2, P)$ ，由正弦定理得

$$\frac{d(S'_2, Q)}{\sin \alpha} = \frac{d(S_1, S'_2)}{\sin(\pi - \beta)}$$
$$d(S'_2, Q) = d(S_1, S'_2) \frac{\sin \alpha}{\sin \beta} = \frac{-2R \sin \frac{\theta}{2} \left(\cos \beta \cos\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) - \sin \beta \sin\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) \right)}{\sin \beta} =$$

$$-2R \sin \frac{\theta}{2} \left(\cot \beta \cos\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) - \sin\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) \right) =$$
$$-2R \sin \frac{\theta}{2} \left(\tan \frac{\theta'}{2} \cos\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) - \sin\left(\frac{\theta}{2} + \varphi\right) \right)$$

由于 $d(S_1, M) = s$ ，则 $d(Q, P) = ks$ 。

$$d(S'_2,P) = d(S'_2,Q) + ks =$$
$$- 2R\sin \frac{\theta}{2} \left(\tan \frac{\theta'}{2} \cos \left(\frac{\theta}{2} + \varphi \right) - \right.$$
$$\left. \sin \left(\frac{\theta}{2} + \varphi \right) \right) + ks \tag{6}$$

将式(6)代入式(4)、式(5),得到解脱的临界条件为

$$r_1 = - 2R\sin \frac{\theta}{2} \left(\tan \frac{\theta'}{2} \cos \left(\frac{\theta}{2} + \varphi \right) - \sin \left(\frac{\theta}{2} + \right.$$
$$\left. \varphi \right) \right) + ks - \frac{a}{\sin \left(\arctan \left(\frac{1}{\tan(\theta'/2)} \right) \right)}$$
$$r_2 = - 2R\sin \frac{\theta}{2} \left(\tan \frac{\theta'}{2} \cos \left(\frac{\theta}{2} + \varphi \right) - \sin \left(\frac{\theta}{2} + \right.$$
$$\left. \varphi \right) \right) + ks + \frac{a}{\sin \left(\arctan \left(\frac{1}{\tan(\theta'/2)} \right) \right)}$$

综上,在 AC1 前进距离 s 的情况下,只要 AC2 前进距离 $s' < r_1 + l$ 或 $s' > r_2 + l$,则不存在冲突。

3 基于免疫粒子群优化算法的冲突求解

在合作博弈冲突解脱模型中,遍历所有策略组合耗时过长,难以满足实时解算要求,这在工程实践中意义重大。为了解决这一问题,针对冲突区域不同的特点,把免疫机制引入粒子群优化算法。

粒子群优化算法是进化算法中一种用于优化的并行算法。初始化一群数量为 N 的随机粒子,在 D 维空间中通过重复迭代、更新自身的位置以搜索适应度值最优解^[15]。在免疫机制生效过程中,机体针对不同抗原分别生成匹配抗体,抗体自动识别匹配抗原发挥免疫作用,同时若再遭遇此类抗原入侵,机体将快速进行免疫应答^[16-17]。本节模拟免疫过程,在初始种群中注入抗原产生抗体,优化粒子搜索方向,提高算法收敛速度。整个免疫机理作用过程如图 6 所示。

在免疫作用过程中,抗原的选择直接影响算法求解速度,注入的抗原与目标解越相似,算法收敛越快。将 1.3 节中满足最优机动方向的策略集合作为抗原。算法的关键步骤如下:

1) 适应度函数

将联盟福利函数的倒数作为该问题的适应度函数,即

$$u(\theta,v) = \frac{1}{\sum_k \int_{t_0}^{t_f} \left[w_1 \sin^2(\Delta\theta) + w_2 \left(\frac{\Delta v}{v_{t_0}} \right)^2 \right] dt}$$

式中: k 为某联盟中飞机架数。

2) 编码解码方式

按照表 1 所示方式编码与解码。表 1 中, Δv 为速度改变策略, $\Delta\theta$ 为航向角机动策略,策略 $p_{ij} = p(i,j)$ 表示码表中 i 行 j 列的元素。

3) 免疫抗原注入

根据如下最优机动方向,为初始粒子群注入免疫抗原:

$$D_{\max} = \begin{cases} 1 & d_{L\max} > d_{R\max} \\ 0 & d_{L\max} = d_{R\max} \\ -1 & d_{L\max} < d_{R\max} \end{cases}$$

4) 约束条件

通过取整函数保证运算每一步粒子位置值均为整数。通过不断选择、改变超出边界的位置值保证解的可行性^[18]。若粒子位置超出边界,将其置于边界位置,并将速度取反。

$$p_{ij} = 10i + j$$

$$\text{若 } j > 9, \text{ 则 } \begin{cases} i = 9 \\ v_p = -v_p \end{cases}; \text{ 若 } j < 1, \text{ 则 } \begin{cases} i = 1 \\ v_p = -v_p \end{cases};$$

若 $j > 7$, 则 $i = 7$; 若 $j < 1$, 则 $i = 1$ 。

综上所述,针对军航飞机穿越民航航线问题的冲突探测与解脱方法设计可由图 7 表示。

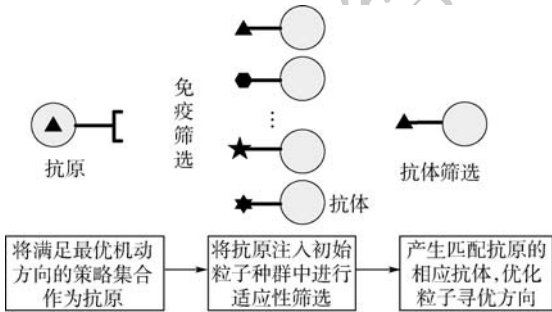


图 6 免疫机理示意图

Fig. 6 Schematic of immune mechanism

表 1 码表
Table 1 Code table

$\Delta\theta/(^{\circ})$	Δv						
	-30%	-20%	-10%	0	10%	20%	30%
-20	11	12	13	14	15	16	17
-15	21	22	23	24	25	26	27
-10	31	32	33	34	35	36	37
-5	41	42	43	44	45	46	47
0	51	52	53	54	55	56	57
5	61	62	63	64	65	66	67
10	71	72	73	74	75	76	77
15	81	82	83	84	85	86	87
20	91	92	93	94	95	96	97

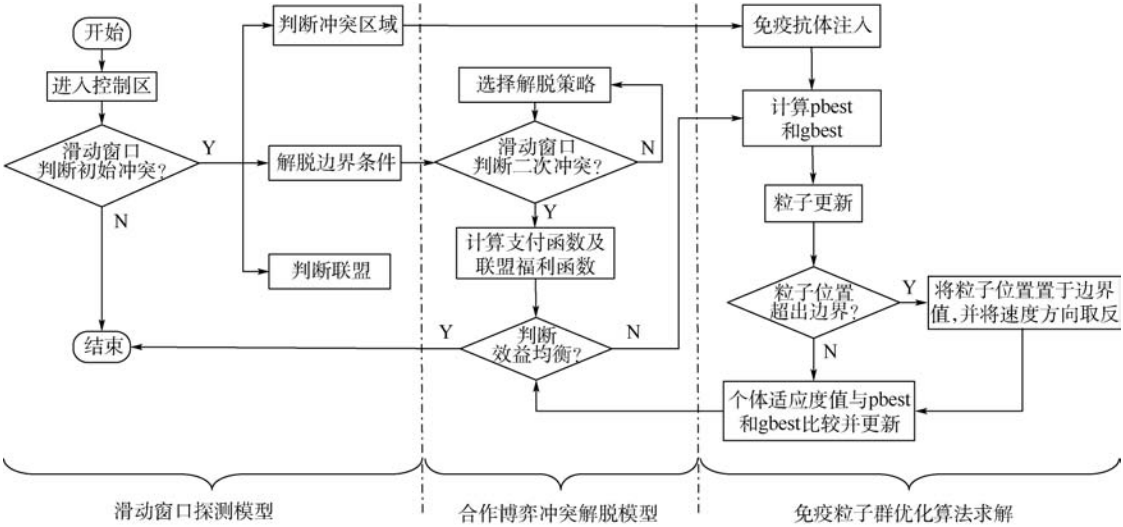


图 7 冲突探测与解脱方法设计

Fig. 7 Conflict detection and resolution method design

4 仿真分析

民航飞机流数据由 Flightware 软件获取,某日 23 时 15 分 A461 航线某段航班信息如图 8 所示。

选取该段某高度层飞机流为民航飞机流初始位置,初始速度设置为 700 km/h。控制区半径取 $R = 50$ km,保护区半径 $a = 2.5$ n mile,航路宽度 $L' = 20$ km。以 MATLAB 平台仿真产生 1 批 7 架军航飞机,以纵向间隔 $d = 15$ km 沿直线编队飞行,初始速度大小按照规定调整为与民航飞机相同。设置军民航飞机权重系数分别为 $k_1 = 1, k_2 = 2$;飞行角度改变权重系数 $w_1 = 9$,飞行速度改变权重系数 $w_2 = 25$ 。初始状态如图 9 所示。

初始 t_0 时刻,各机均满足安全状态。因初始速度大小相等,由倾斜角 $\gamma = 45^\circ$ 的滑动窗口探测可知,联盟 U_a 由飞机 $A_1、A_2、B_1、B_2$ 构成;联盟 U_b 由飞机 $A_3、B_3$ 构成;联盟 U_c 由飞机 $A_4、A_5、B_4$ 构成;联盟 U_d 由飞机 $A_6、A_7、B_5、B_6$ 构成。联盟内部各局中人围绕支付代价展开博弈。通过改进粒子

群优化算法解算出的最优策略见表 2。

从表 2 可以看出,民航飞机流均不需机动;军

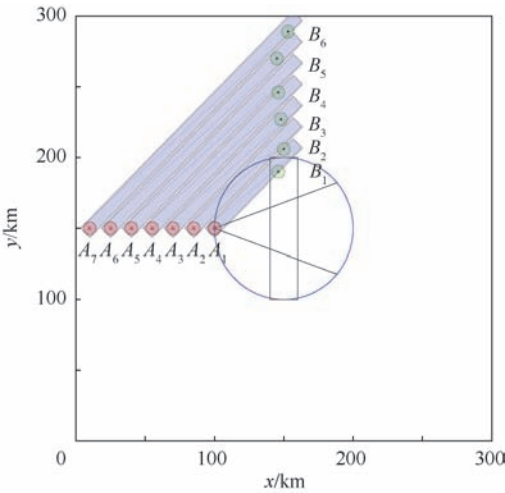


图 9 初始状态

Fig. 9 Initial state

表 2 最优策略组合

Table 2 Optimal strategy combination

飞机	联盟	策略	支付代价	适应度值
A_1	U_a	10° & 30%	54.665 0	0.014 1
A_2	U_a	-5° & -10%	20.512 4	
B_1	U_a	0° & 0%	0	
B_2	U_a	0° & 0%	0	
A_3	U_b	-10° & -10%	39.488 4	0.025 3
B_3	U_b	0° & 0%	0	
A_4	U_c	0° & 20%	37.215 0	0.043 1
A_5	U_c	-5° & 0%	6.304 8	
B_4	U_c	0° & 0%	0	
A_6	U_d	10° & 20%	69.171 8	
A_7	U_d	-5° & -10%	33.579 0	0.007 1
B_5	U_d	0° & 0%	0	
B_6	U_d	0° & 0%	0	

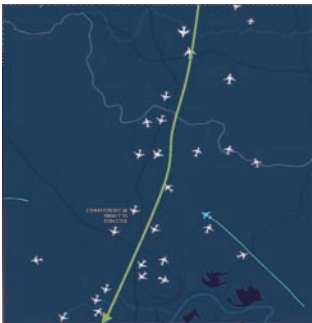


图 8 民航飞机流信息获取

Fig. 8 Civil aircraft flow data acquisition

航飞机中没有需要转向 10° 以上的策略,仅有1架飞机需加速30%,总体来说解脱支付代价较少。其航迹如图10所示。

为了便于观察,将 $t=300,400,500,600\text{ s}$ 时刻的空中飞机状态用快照形式展示,分别观察分析联盟 U_a 、 U_b 、 U_c 、 U_d 的避让策略,可以总结出启示性结论,如图11所示。

图11中,圆形、锥形和矩形分别为控制区(CZ)、机动区(MZ)和航路(AR)。图11(a)中,飞机 A_1 与飞机 B_1 存在右侧冲突,与 B_2 存在左侧冲突,根据式(1)可知,右转为最优机动方向,飞机 A_1 右转 10° 并加速30%快速规避冲突;飞机 A_2 与飞机 B_2 存在右侧冲突,左侧为最优机动方向,飞机 A_2 左转 5° 并减速10%。图11(b)中,飞机 A_3 与飞机 B_3 恰好同时到达冲突点,在安全约束下,民航机 B_3 不机动,军航机 A_3 左转 10° 并减速10%恰能避免冲突。图11(c)中, A_4 与 A_5 分别与 B_4 存在左侧冲突和右侧冲突,最优解脱方向应分别是右转和左转,解算出的解脱策略为 A_4 加速20%, A_5 左转 5° , B_4 不机动。图11(d)中, A_6 与 B_5 、 B_6 存在潜在冲突,根据式(1)求解出最优解脱方向为右转; A_7 与 B_6 存在右侧冲突。解算出的解脱策略为 A_6 右转 10° 并加速20%, A_7 左转 5° 并减速10%, B_5 、 B_6 保持原飞行状态。可以发现,联盟内部军民航冲突机之间加减速策略相反;军航飞机若需大尺度机动,左转与减速,右转与加速一般是同时执行的;该场景中所有民航飞机未机动。与管制运行中的规律相吻合,并达到了预期目的,验证了该方法的科学性。

在解脱过程中,每架飞机支付代价如图12所示。

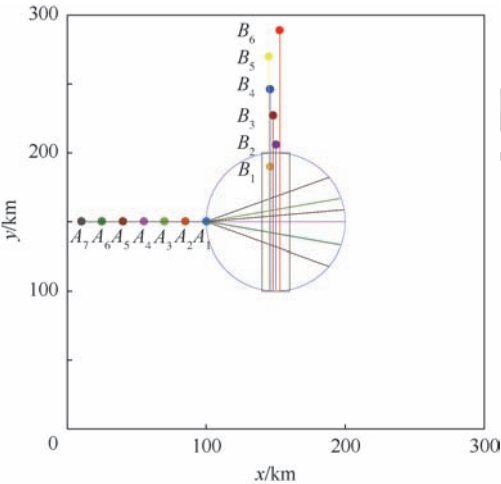


图10 飞机流汇聚飞行解脱航迹
Fig. 10 Resolution track of centering aircraft flow

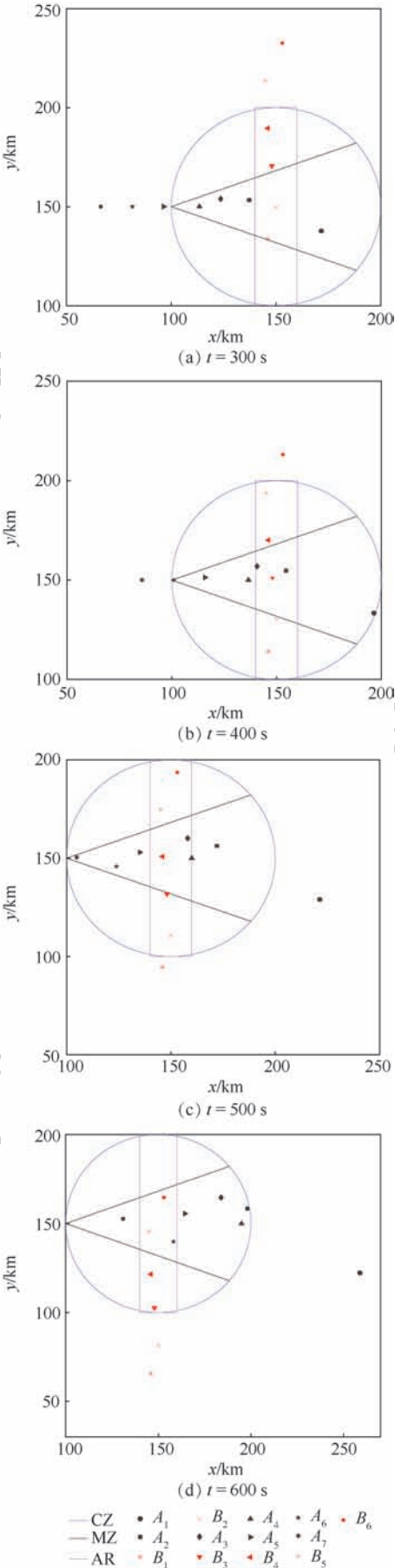


图11 飞行状态快照
Fig. 11 Flight status snapshot

图 12 中,民航飞机因未机动避让,支付代价均为零。从理论上而言,军航飞机中机动角度越大、速度变化量越大,支付代价应越高。 A_1 增速虽然大于 A_6 ,但支付却更少。这是因为 A_1 以较大速度脱离控制区,满足了联盟对于安全性的要求,进一步说明了支付函数的合理性。考察算法的收敛性,观察策略的适应度值随收敛代数的变化情况,结果如图 13 所示。

从图 13 中可以看出,免疫粒子群优化算法具有跳出局部最优的能力,并在 40 代后收敛,运算时间为 3.36 s,满足实时性的要求。粒子群优化算法中适应度值随收敛代数变化情况如图 14 所示。

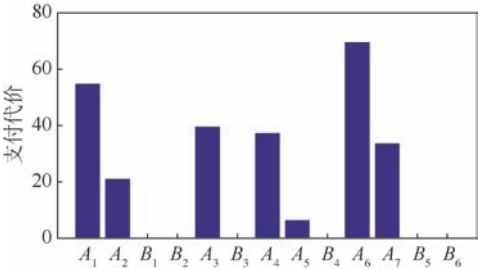


图 12 各飞机解脱支付代价

Fig. 12 Resolution pay-off of each aircraft

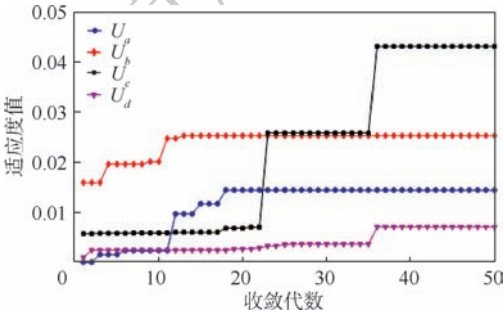


图 13 免疫粒子群优化算法适应度值随收敛代数的变化

Fig. 13 Fitness value of immune particle swarm optimization algorithm changes with convergence algebra

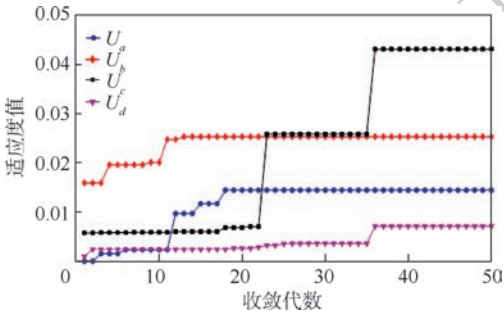


图 14 粒子群优化算法适应度值随收敛代数的变化

Fig. 14 Fitness value of particle swarm optimization algorithm changes with convergence algebra

粒子群优化算法运行时间为 12.87 s。对比图 13 与图 14 可知,免疫粒子群优化算法跳出局部最优的能力更强,且收敛于更高的效用水平。

5 结 论

1) 本文对飞机流穿越民航航路问题进行了建模分析,提出了基于滑动窗口的探测模型,提炼出飞机联盟、解脱边界条件与最优机动方向。

2) 提出的合作博弈冲突解脱模型能在保证安全间隔的前提下较好地均衡各飞机收益,通过增加民航飞机权重使客机尽量少机动避让。

3) 将存在潜在冲突的飞机划分联盟,进行分布式地解脱,可有效降低算法复杂度,缩短了解算时间;免疫粒子群优化算法能快速计算出满足安全间隔要求的冲突策略。

在下一步工作中,将分析飞机流汇聚角度、飞机初始间隔和控制区域大小对于解脱效果的影响,总结出军航飞机穿越航线飞行的一般规则。

参考文献 (References)

[1] 李涵,姚登凯,赵顾颢. 多机空战训练空域军民航飞行安全研究[J]. 中国安全科学学报, 2017, 27(11): 138-143.
LI H, YAO D K, ZHAO G H. Study on safety of military and civil aviation in military multi-aircraft training airspace [J]. China Safety Science Journal, 2017, 27(11): 138-143 (in Chinese).
[2] HSU D A. The evaluation of aircraft collision probabilities at intersecting air routes [J]. Journal of Navigation, 1981, 34(1): 78-102.
[3] MAO Z H, DUGAIL D, FERON E. Stability of intersecting aircraft flows using heading-change maneuvers for conflict avoidance [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2005, 6(4): 357-369.
[4] TRELEAVEN K, MAO Z H. Conflict resolution and traffic complexity of multiple intersecting flows of aircraft [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2008, 9(4): 633-643.
[5] HUANG S M, FERON E, REED G, et al. Compact configuration of aircraft flows at intersections [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2014, 15(2): 771-783.
[6] 王莉莉,王坤. 飞机流宏观与微观同高度纵向间隔研究 [J]. 安全与环境学报, 2016, 16(5): 78-82.
WANG L L, WANG K. Study of the longitudinal interval for the airplanes to keep away at the same height both from the macro- and micro point of view [J]. Journal of Safety and Environment, 2016, 16(5): 78-82 (in Chinese).
[7] 韩松臣,曲玉玲,孙樊荣,等. 航路交叉点处碰撞风险模型 [J]. 西南交通大学学报, 2013, 48(2): 383-389.
HAN S C, QU Y L, SUN F R, et al. Collision risk model around intersection of airways [J]. Journal of Southwest Jiaotong Uni-

- versity, 2013, 48(2):383-389 (in Chinese).
- [8] TOMLIN C, MA Y, SASTRY S. Free flight in 2000: Games on lie groups [C] // Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 2234-2239.
- [9] 崔军辉, 魏瑞轩, 张小倩. 无人机感知-规避系统安全区域动态决策方法 [J]. 控制与决策, 2014, 29(12): 2195-2200.
- CUI J H, WEI R X, ZHANG X Q. Dynamic decision-making method for safety region of sense and avoid system for unmanned aerial vehicle [J]. Control and Decision, 2014, 29(12): 2195-2200 (in Chinese).
- [10] ZHENG L, ZHANG J, ZHU Y B, et al. Game-theoretical method for conflict resolution [C] // 2008 IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 690.
- [11] 蒋旭瑞, 吴明功, 温祥西, 等. 基于合作博弈的多机飞行冲突解脱策略 [J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(11): 2482-2489.
- JIANG X R, WU M G, WEN X X, et al. Conflict resolution of multi-aircraft based on the cooperative game [J]. System Engineering and Electronics, 2018, 40(11): 2482-2489 (in Chinese).
- [12] 程丽媛, 韩松臣, 刘星. 采用内点约束的最优冲突解脱方法 [J]. 交通运输工程学报, 2005, 5(2): 80-84.
- CHENG L Y, HAN S C, LIU X. Optimal conflict resolution method based on inner-point restriction [J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2005, 5(2): 80-84 (in Chinese).
- [13] BOONGASAME L, BOONJING V, LEUNG H F. The theory of maximal social welfare feasible coalition [J]. Lecture Notes in Computer Science, 2007, 4570(1): 935-942.
- [14] 朱晓阳. 人类公平观念下的合作博弈解 [D]. 徐州: 中国矿业大学, 2015: 28-35.
- ZHU X Y. The solution of cooperative game based on human fairness conception [D]. Xuzhou: China University of Mining and Technology, 2015: 28-35 (in Chinese).
- [15] 方群, 徐青. 基于改进粒子群算法的无人机三维航迹规划 [J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(1): 66-73.
- FANG Q, XU Q. 3D route planning for UAV based on improved PSO algorithm [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(1): 66-73 (in Chinese).
- [16] 蔡自兴, 龚涛. 免疫算法研究的进展 [J]. 控制与决策, 2004, 19(8): 841-846.
- CAI Z X, GONG T. Advance in research on immune algorithms [J]. Control and Decision, 2004, 19(8): 841-846 (in Chinese).
- [17] KIM M J, KIM K B W R, JANG M R, et al. Inhibitory properties of gracilaria textorii ethanol extract on the inflammatory immune response [J]. Journal of the Korean Society of Food Science & Nutrition, 2018, 47(4): 387-394.
- [18] YANG K, LIU Y K, YANG G Q. An improved hybrid particle swarm optimization algorithm for fuzzy P-hub center problem [J]. Computer and Industrial Engineering, 2013, 64(1): 133-142.

作者简介:

吴明功 男, 硕士, 教授。主要研究方向: 空中交通与管理、管制指挥与安全。

蒋旭瑞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 冲突探测与解脱。

温祥西 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 冲突探测与解脱技术。

陈彬 男, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 军民航空管联合运行。

Conflict detection and resolution in scenario of military aircraft flow passing through civil aviation route

WU Minggong^{1,2}, JIANG Xurui^{1,3}, WEN Xiangxi^{1,2,*}, CHEN Bin^{1,4}

(1. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. National Key Laboratory of Air Traffic Collision Prevention, Xi'an 710051, China;

3. Unit 94116 of the PLA, Hetian 848000, China; 4. PLA Academy of Military Science, Beijing 100091, China)

Abstract: Aimed at the conflict problem of military aircraft flow passing through civil aviation routes, the aircraft flow centering scenario is modeled and analyzed. A centering flight conflict detection method based on sliding windows and a multiple aircraft conflict resolution method based on cooperative game theory are proposed. When the aircraft flow enters the control zone, the sliding window is used to judge the conflicts within look-ahead time. Based on this, the potential conflict aircraft can form a coalition and game with each other to balance the benefits. In this problem, the maximum coalition welfare solution in cooperative game is regarded as the fair allocation, and all solutions should satisfy the safety boundary conditions. Finally, according to the characteristics of the optimal maneuver direction, the strategy is solved quickly by using the immune particle swarm optimization algorithm. The simulation results show that the proposed method can effectively get the resolution strategies and balance the benefits between the military aircraft flow and civil aircraft flow.

Keywords: conflict detection and resolution; military and civil aviation; aircraft flow; cooperative game; immune particle swarm optimization

Received: 2018-08-30; **Accepted:** 2018-11-30; **Published online:** 2018-12-28 11:28
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181226.1059.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71801221,61472441,61503409); Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi Province of China (2018JQ7004)
*** Corresponding author.** E-mail: wxxajy@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0547

一种高效的油液磨粒图像自适应分割方法



任松*, 徐雪茹, 赵云峰, 王小书

(重庆大学 煤矿灾害动力学与控制国家重点实验室, 重庆 400044)

摘 要: 为了提高油液磨粒图像的分割效果, 优化磨粒自动识别工作的重要环节, 提出了一种结合分水岭算法及区域相似度合并的油液磨粒图像自适应分割方法。对于待分割图像, 首先通过形态学重构和基于形态学的自适应 H-minima 技术对梯度图像进行修正, 利用分水岭算法完成磨粒图像的一次分割; 其次提取分水岭分割后同质区域的 Lab 颜色特征、局部二值模式 (LBP) 纹理特征作为区域的量化指标, 基于 Bhattacharyya 系数分别计算区域间的颜色、纹理相似度, 设计可以实现权重自适应调整的颜色、纹理特征融合规则, 以此来获取同质区域的综合相似度矩阵, 实现过分割区域的合并; 最后基于统一的后处理算法完成磨粒图像的完整分割。选择 60 幅磨粒图像对所提方法的分割效果进行测试, 结果表明, 单幅图像的平均分割速度在 12 s 左右, 分割正确率稳定在 90% 以上, 所提方法避免了用户在分割过程中对图像的交互式处理, 较好地平衡了分割效率和分割精度, 自适应程度明显提高。

关 键 词: H-minima 技术; 分水岭算法; 颜色直方图; 局部二值模式 (LBP) 纹理; Bhattacharyya 系数; 区域合并

中图分类号: V317.1; TH117.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0873-10

油液分析技术作为降低机械设备维护成本、保证其长期可靠运转的有效手段之一, 在设备维护工作的发展与需求下获得了广泛的应用。油液中的磨屑是反映设备运行状态的直接信号, 对这些磨粒进行分离与分析, 即可判断摩擦副当前的磨损形式与磨损进程, 指导相关维护工作的开展。近年来, 计算机图像处理技术的发展使得油液磨粒分析工作趋于自动化, 分析效率和精度都得到了提高, 图像分割技术作为分析工作的重要环节, 成为该领域的研究热点与难点。在传统铁谱磨粒图像的分割问题上, 以分水岭算法为中心, 形态学重建^[1]、K-均值聚类^[2]、蚁群聚类^[3]、灰色聚类算法^[4]等在改善过分割问题上做出了不少贡献。除此之外, 也有学者将脉冲耦合神经网络与数学

形态学算法相结合^[5], 实现了典型磨粒的自动提取, 差商^[6]的概念也被引入磨粒的分割方法中, 力求实现综合性能最优的自适应分割需求。

就目前而言, 磨粒图像分割技术的研究主要以铁谱图像为目标对象, 大量的分割方法均以磨粒沉积链为主^[7-8], 而对于以过滤法获取的滤膜谱片图像, 则较少有针对性的分割方法。与铁谱磨粒图像不同, 滤膜谱片上磨粒的分散度在提取环节已经达到较好的效果, 无磨粒沉积链的产生, 但受背景复杂程度不一的影响, 通常需要在分割过程中借助交互式后处理技术来保证分割效果。交互式处理虽然保证了分割效果, 但当样本数量巨大时会严重影响分割效率, 使得磨粒智能分析的优势难以完全凸显。

收稿日期: 2018-09-17; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2019-01-05 14:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190102.1616.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51774057)

* 通信作者. E-mail: Rs_rwx@cqu.edu.cn

引用格式: 任松, 徐雪茹, 赵云峰, 等. 一种高效的油液磨粒图像自适应分割方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 873-882. REN S, XU X R, ZHAO Y F, et al. An efficient method for adaptive segmentation of oil wear debris image[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 873-882 (in Chinese).

为了保证大量的磨粒样本在分割过程中可以达到分割质量和分割效率的最佳折中,最大化地避免交互式人工分割的参与,本文以滤膜谱片图像为主要对象,尝试提出一种适合大量磨粒图像快速分割的新方法。该方法包括图像梯度修正、分水岭预分割、过分割区域合并 3 个环节。首先利用形态学重构及自适应 H-minima 技术对梯度图像进行修正,其次利用分水岭算法对修正后的梯度图像进行一次分割,再结合颜色特征和纹理特征对过分割产生的相似区域进行合并,完成磨粒图像的分割问题。为了保证分割方法的自适应性,设计分割过程涉及的主要参数均可实现动态调整。将本文的分割方法与经典图像分割方法从定性、定量的角度进行测试对比,验证本文方法在分割效果上的优越性,以此来提高磨粒图像的自适应分割需求。

1 分水岭分割

1.1 形态学梯度重构

传统分水岭算法对噪声非常敏感,尤其对于背景及纹理复杂程度不一的磨粒图像而言,更是存在严重的过分割问题。形态学重构是消除图像噪声点的有效方法之一。记 f 为标记图像, m 为掩模图像, se 为结构元素,从 f 重构 m 的迭代过程定义为

$$h_{k+1} = (h_k \oplus se) \cap m \quad k = 0, 1, \dots, n \quad (1)$$

式中: h_k 为迭代到第 k 次时的标记图像; h_0 为初始迭代的标记图像 f 。式(1)满足 $h_{k+1} = h_k$ 时停止迭代。

本文首先利用形态学重构算法对灰度图像进行处理,以消除背景中的部分噪声点和磨粒的表面纹理在构建梯度图像过程中形成的伪边缘。进行形态学重构工作时,首先结合图像的光源特征,将图像从 RGB 颜色空间转化到 HSV 颜色空间,获取 V 分量图像,其次创建合适的结构元素 se ,对 V 分量图像依次进行开重构运算和闭重构运算,获取原图像的形态学重构图像。

使用 Sobel 边缘算子对重构图像的水平和垂直方向分别进行滤波运算,提取形态学重构图像的梯度图 g 。图 1 为疲劳磨粒的梯度图像提取示例。与对 V 分量图像直接提取梯度图像相比,基于形态学重构获取的梯度图像在很大程度上减少了图像中的噪声点及强纹理变化,大量的伪边缘获得消除,梯度图像的强弱对比更加明显。

1.2 基于自适应 H-minima 技术的分水岭分割

受背景及纹理复杂程度不一的影响,基于形

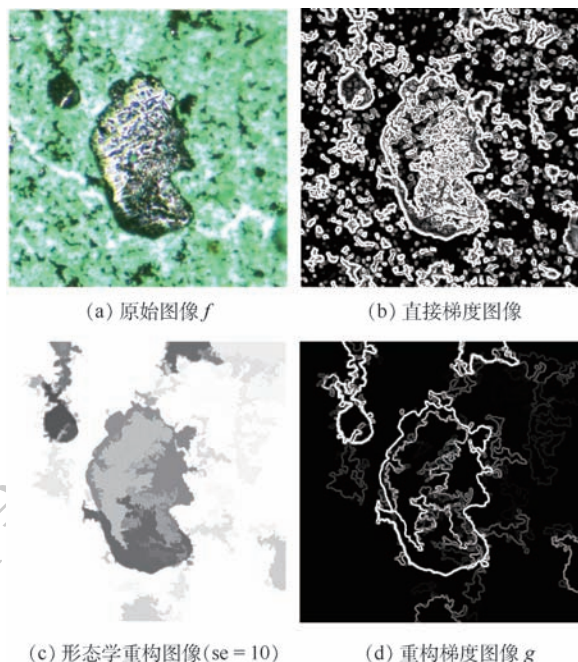


图 1 形态学重构梯度图像

Fig. 1 Gradient image after morphological reconstruction

态学重构提取的梯度幅值图像仍存在一定数量与目标区域无关的极小值点。为了尽可能消除冗余信息对分水岭分割结果的影响,本文基于 H-minima 技术^[9]对梯度图像进行修正,通过阈值 H 的设定,消除图像中深度小于 H 的局部极小值,以达到减少干扰极小值点的目的,从而改善分水岭的过分割问题。基于 H-minima 技术对梯度图像 g 进行修正的主要步骤为:利用阈值 H 对梯度图像进行标记,对标记后的图像采用强制最小运算进一步修正,使得图像的极小值点只出现在被标记的位置上,从而完成梯度图像的修正工作,计算过程如式(2)、式(3)所示。

$$g^{\text{mark}} = \text{Hmin}(g | H) \quad (2)$$

$$g^{\text{am}} = \text{IMmin}(g | g^{\text{mark}}) \quad (3)$$

式中: g^{mark} 为经过 H-minima 变化后的标记图像; g^{am} 为经过强制最小运算后的修正梯度图像; $\text{Hmin}(\cdot | \cdot)$ 表示对重构梯度图像 g 利用 H 值进行 H-minima 变换; $\text{IMmin}(\cdot | \cdot)$ 表示对重构梯度图像利用 g^{mark} 标记图像进行强制最小运算。

阈值 H 是控制图像过分割和欠分割程度的关键参数,较大的 H 值可以消除更多的噪声,但对弱边缘也会产生较大的屏蔽作用。传统的 H-minima 技术一般都对 H 值预先进行人为设定,既定的 H 值无法保证每张图像都达到最优的分割效果。为了保证 H-minima 技术可以对梯度图像的修正产生正向作用,文献[10]综合考虑了重构梯度图像的均值、局部极大值与局部极小值,提出

了一种 H 参数的计算方法:

$$H = \frac{(M_2 - M_0)^2 + (M_0 - M_1)^2}{M_2 - M_1} \quad (4)$$

式中: M_0 、 M_1 和 M_2 分别为重构梯度图像 g 的均值、局部极小值的均值和局部极大值的均值。

利用式(4)对梯度图像进行修正,发现对于形态各异的磨粒样本而言,此时的 H 值虽然较好地消除了部分磨粒的强纹理与噪声(见图 2(a)左图),但有些磨粒的弱边缘无法获得准确定位,如图 2(a)右图的磨粒,在图 2(c)中出现了较严重的欠分割现象,说明此时 H 值偏大, H 值的自适

应性并未获得完全突显。为了实现磨粒图像的梯度修正,使自适应 H 值有更好的容错性,在式(4)的基础上对 H 参数引入了定值修正因子 β ($0 < \beta \leq 1$),修正后 H 参数的计算公式为

$$H' = \beta H \quad 0 < \beta \leq 1 \quad (5)$$

β 值的选择主要基于梯度修正图像 g^{am} 的分水岭变化结果进行定值试验,其确定原则是:尽可能保证每张图像在分水岭分割后形成的任何一个区域都不会同时包括前景部分和背景部分。综合对比试验结果,取修正因子 $\beta = 0.5$,此时分水岭变化可以在强纹理和弱边缘之间取得较好的平衡,分水岭变化结果如图 2(d)所示,记其标记图像为 Z ,分割线为 0。此时, H -minima 技术不仅显著改善了分水岭算法的过分割问题,有效抑制了背景中的极小值噪声点,同时也保证了磨粒轮廓的准确定位。对于严重滑动磨粒、滚动疲劳块状磨粒、滚滑磨粒等具有强纹理的磨粒图像,分水岭算法在前景区域上还是会表现一定的过分割现象,但是考虑到磨粒轮廓的完整性,本文采用修正后的 H' 值来允许少量过分割问题的存在。为进一步解决前景区域的过分割问题,将分水岭分割后的一次区域作为同质区域,提出基于区域相似性的区域合并规则,以准确提取前景目标。

2 区域合并

2.1 基于 Lab 空间的颜色直方图特征提取

受磨粒样本获取条件的影响,磨粒图像的前景与背景通常有明显的颜色差异,因此颜色信息是区域合并时首要考虑的指标之一。颜色直方图是最常用的颜色特征表达方法之一,广泛用于图像检索,在特征提取领域具有平移不变、旋转不变、尺度不变的优点^[11]。考虑到 RGB 颜色空间并不符合人眼的视觉感应,为了使计算机对颜色信息的读取与人的主观认识一致,本文主要在 Lab 颜色空间完成同质区域颜色直方图的提取工作。为了节省计算空间,提高计算效率,本文将 L 通道、a 通道、b 通道图像分别压缩至 16 个颜色等级,获取分水岭分割图像 Z 中各个区域的颜色值,每个区域各由 $16^3 = 4096$ 种颜色表示,依次提取各个区域的归一化颜色分布直方图。图 3 为图 2(d)左图中区域 1 与区域 39 的颜色直方图提取示例。

2.2 基于 LBP 的纹理直方图特征提取

由于部分磨粒表面具有显著纹理,这种纹理信息不仅难以在颜色分布直方图上获得体现,还可能造成颜色信息的混淆。为了使合并规则同样

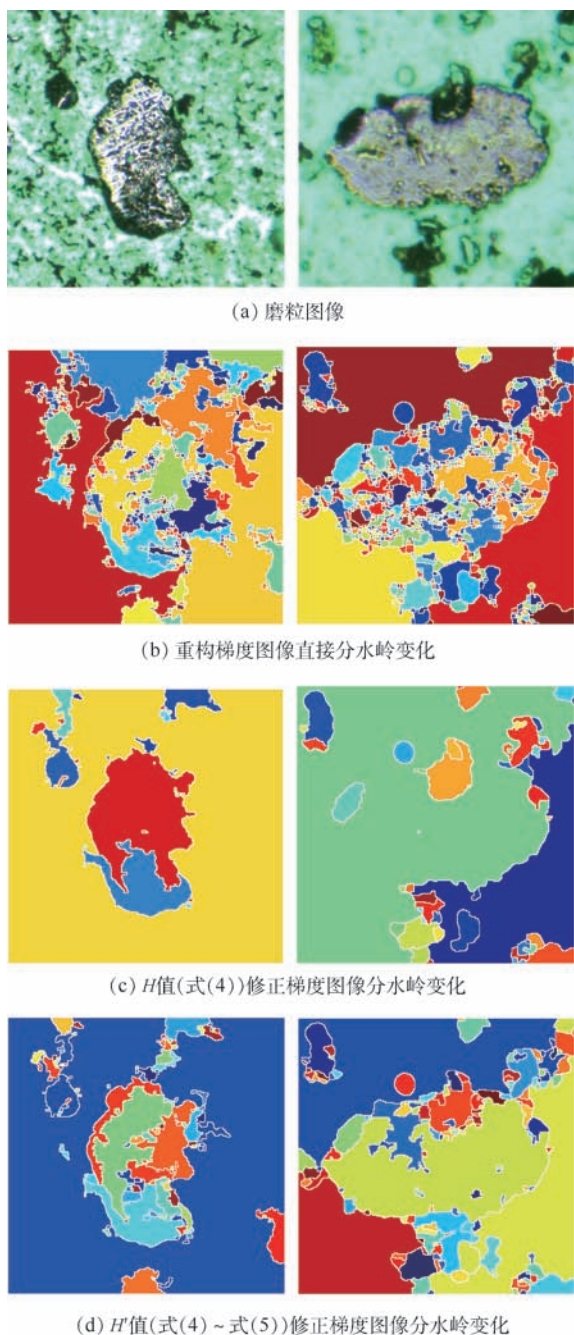
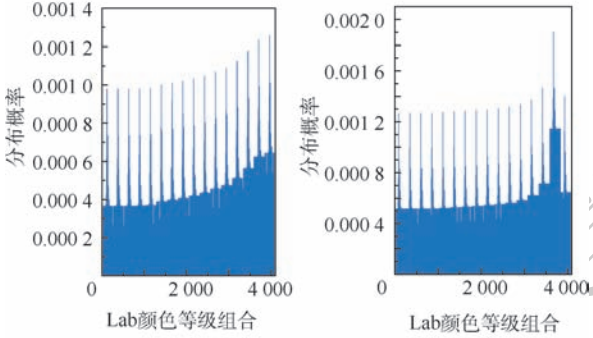


图 2 梯度修正图像的分水岭变化

Fig. 2 Watershed variation of gradient corrected image



(a) 示例颜色特征提取结果的分水岭区域



(b) 区域1的Lab颜色分布直方图

(c) 区域39的Lab颜色分布直方图

图3 分水岭分割区域的颜色直方图提取示例

Fig.3 An example of color histogram extraction from watershed segmentation regions

适用于纹理变化显著的图像,本文提出基于局部二值模式(LBP)获取同质区域纹理特征的方法,将其作为区域的第2个相似性指标。为了同时满足灰度不变性和旋转不变性,利用半径为 R 的圆形邻域进行LBP算子的提取工作。参考文献[12]获取原图像的LBP图谱,再基于LBP图谱计算分水岭分割后各个区域的纹理统计直方图来标识该区域的纹理信息,并对直方图做归一化处理。

图4为图2(d)左图中区域1与区域39的纹理直方图提取示例。在计算LBP图谱时,在半径为2的圆形邻域内确定了8个采样点,提取的纹理值分布在 $[0,255]$ 之间。

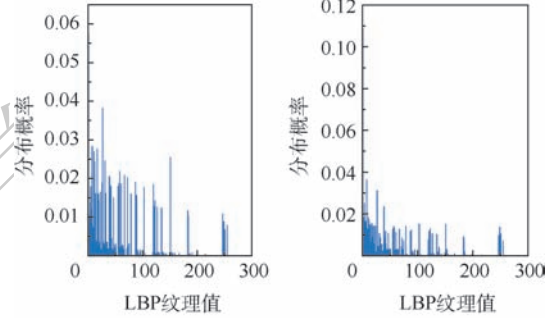
2.3 基于巴氏距离的区域相似性度量

为了判断区域之间的颜色相似性及纹理相似性,基于Bhattacharyya系数来完成直方图的相似性度量。记区域 R_m 的颜色归一化直方图为 ColorHist_{R_m} ,纹理归一化直方图为 LBPHist_{R_m} ,则区域 R_m 与 R_n 之间的颜色相似度 ρ_{color} 和纹理相似度 ρ_{LBP} 分别为

$$\rho_{\text{color}}(R_m, R_n) = \sum_{l=1}^{4096} \sqrt{\text{ColorHist}_{R_m}^l \cdot \text{ColorHist}_{R_n}^l} \quad (6)$$



(a) 示例纹理特征提取结果的分水岭区域



(b) 区域1的LBP纹理分布直方图

(c) 区域39的LBP纹理分布直方图

图4 分水岭分割区域的纹理直方图提取示例

Fig.4 An example of texture histogram extraction from watershed segmentation regions

$$\rho_{\text{LBP}}(R_m, R_n) = \sum_{\text{lbp}=0}^{255} \sqrt{\text{LBPHist}_{R_m}^{\text{lbp}} \cdot \text{LBPHist}_{R_n}^{\text{lbp}}} \quad (7)$$

2.4 基于特征综合相似度的分水岭同质区域合并

2.4.1 特征融合

区域相似性综合颜色相似性和纹理相似性进行度量。对于严重滑动磨粒和疲劳磨损磨粒等图像,纹理特征是区分前景与背景的主要因素,颜色特征由于磨粒表面纹理的变化可能呈现无规则性。因此,在计算该类图像的区域相似度时,LBP纹理特征应占有较大的权重,而对于氧化物、切削磨粒的图像,颜色特征比较明显,较大比重的颜色直方图特征可以更好地度量区域之间的相似性。因此,为了提高区域合并规则的自适应性,有必要动态调整颜色指标和纹理指标之间的权重,使得相似度矩阵的建立可以完全结合待处理图像的特点实现自适应调整。由于 ρ_{color} 、 ρ_{LBP} 为相似度参数,其数值越大,表示2个区域之间的该类特征越相似,在综合相似度矩阵的构建过程中,该类特征应该占有较大的权重。因此,直接根据各个区域的颜色、纹理相似度的大小按比例分配权重,定义区域 R_m 与区域 R_n 之间的综合相似度 w 为

$$w_{\text{color}}(R_m, R_n) = \frac{\rho_{\text{color}}(R_m, R_n)}{\rho_{\text{color}}(R_m, R_n) + \rho_{\text{LBP}}(R_m, R_n)} \quad (8)$$

$$w_{LBP}(R_m, R_n) = \frac{\rho_{LBP}(R_m, R_n)}{\rho_{color}(R_m, R_n) + \rho_{LBP}(R_m, R_n)} \quad (9)$$

$$w(R_m, R_n) = w_{color}(R_m, R_n)\rho_{color}(R_m, R_n) + w_{LBP}(R_m, R_n)\rho_{LBP}(R_m, R_n) \quad (10)$$

图像的相似度矩阵 W 为

$$W = \begin{bmatrix} 1 & w(R_1, R_2) & w(R_1, R_3) & \cdots & w(R_1, R_s) \\ w(R_2, R_1) & 1 & w(R_2, R_3) & \cdots & w(R_2, R_s) \\ w(R_3, R_1) & w(R_3, R_2) & 1 & \cdots & w(R_3, R_s) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w(R_s, R_1) & w(R_s, R_2) & w(R_s, R_3) & \cdots & 1 \end{bmatrix}$$

2.4.2 种子区域的自动选取与标记

本文主要完成前景区域与背景区域的分割问题,涉及的合并区域目标数为 2。为了降低区域合并工作的人工参与度,首先对前景种子区域和背景种子区域进行自动选择与标记,以此作为两大目标区域的基准点,完成区域合并工作。

1) 背景种子区域的选择与标记。本文提出的基于 H-minima 技术的分水岭算法极大地减少了背景噪声点,使得背景区域的连通性增强,因此,直接将分水岭分割后面积最大的同质区域 s_{smax} 定义为背景种子区域 R_b 。将该区域标记为 1,即 $Z(R_b) = 1$ 。

2) 前景种子区域的选择与标记。前景种子区域的标记主要基于邻接区域进行。采用如下方法判断目标区域的邻接区域:追踪目标区域的边缘轮廓,对轮廓外部像素点的标记值进行判断,外部像素点对应的标记值均与目标区域相邻,由此可以获取邻接区域的标记值。

设分水岭算法分割后的同质区域构成的向量集为 s ,以相邻区域为准,前景种子区域的判断过程为

1) 提取背景区域 R_b 的邻接区域标记值,记为 $R_v, v \in s$ 且 $v \neq b$,前景种子区域在 R_v 中进行选择。

2) 依次获取 R_v 的邻接区域,记为 $R_r, r \in s$ 且 $r \neq v$,从相似度矩阵 W 中提取 R_v 与其邻接区域的相似度值 $w(R_v, R_r)$ 。

3) 根据相似度 w 依次计算区域 R_v 的节点度矩阵 D ,将矩阵 D 取最大值时对应的区域标记值 v_0 定义为前景区域种子点,将该区域标记为 0。计算过程如下:

$$D(R_v) = w(R_v, R_v) = \sum_r w(R_v, R_r) \quad (11)$$

$$v_0 = \max(D(R_v)) \quad (12)$$

$$Z(R_{v_0}) = 0 \quad (13)$$

2.4.3 区域合并准则设计

完成背景种子区域和前景种子区域的标记工作后,进行区域的合并。区域 $R_i (i \in s$ 且 $i \neq b, i \neq v_0)$ 的合并规则

$$Z(R_i) = \begin{cases} 1 & w(R_i, R_b) \geq w(R_i, R_{v_0}) \\ 0 & w(R_i, R_b) < w(R_i, R_{v_0}) \end{cases} \quad (14)$$

2.4.4 区域合并及形态学后处理

基于合并规则,图 2(d) 左侧图像的区域合并结果如图 5(a) 所示。结果表明,前景区域与背景区域获得了正确合并,图像分割效果良好。为了消除属于背景区域的分水岭同质区域分割线及边缘细小连接处,在视场下仅保留前景目标,对合并后的图像进行统一形态学后处理,处理流程如图 6 所示。基于上述处理过程,即可完成图像的分割工作,最终获得图 5(b) 所示的分割图像,其中前景目标用 1 表示,背景目标用 0 表示。

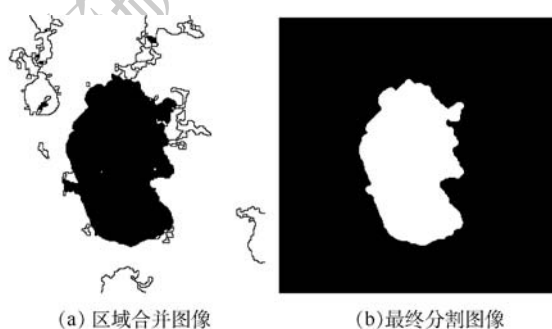


图 5 区域合并及分割图像示例

Fig. 5 Image example of regional merging and segmentation



图 6 区域合并图像的形态学后处理流程

Fig. 6 Post-processing flow of region merging image based on morphology

3 测试及对比分析

3.1 方法流程

对于待分割磨粒图像集 $F = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$, 利用本文方法对其进行分割的主要流程如图 7 所示。

3.2 区域合并规则自适应性测试

为了测试区域自适应合并规则的可行性, 验

证式(8)~式(10)中特征融合规则在磨粒图像分割方面的优势, 将自适应权重合并结果与定值权重的合并结果进行对比分析, 分别取任意 2 个同质区域之间的 $w_{color} = 0.5$ 、 $w_{LBP} = 0.5$ 完成特征参数的合并。分析结果表明, 对于部分图像, 定值权重下会导致磨粒的边缘、内部区域出现错误合并的情况, 典型的如图 8(a) 所示的磨粒, 在定值

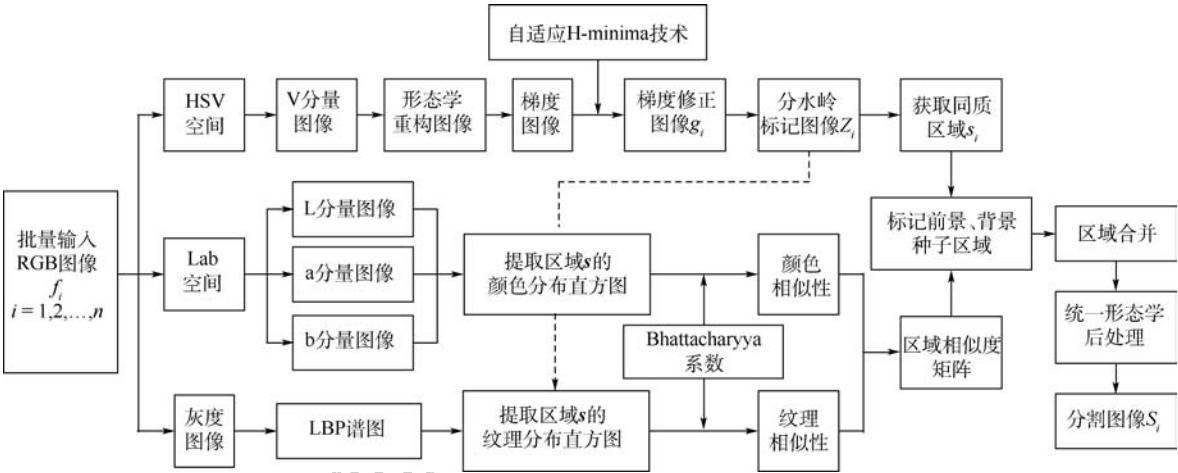


图 7 本文分割方法流程

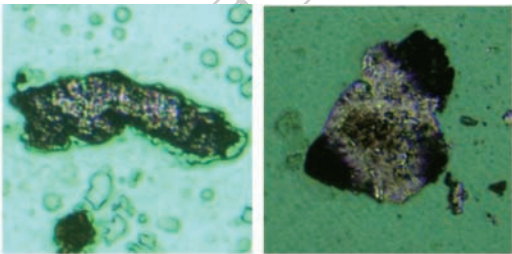
Fig. 7 Flowchart of proposed segmentation method

权重下, 左侧磨粒的轮廓出现错误合并, 右侧磨粒中较多属于前景的区域都被合并到背景中, 而选择自适应权重时, 磨粒的区域合并结果更为准确, 说明本文提出的区域合并规则有更强的自适应性, 能够保证尽可能多类型的磨粒获得更为准确的区域合并结果。

3.3 分割结果

为了分析本文方法的效果, 随机选择 60 张磨粒图片进行测试, 测试图像包含磨损机理下产生的各类型典型磨损磨粒, 图像的大小均为 300×300 。本文的油液磨粒均基于滤膜谱片技术提取, 采用铁谱显微镜获取磨粒图像, 反射光源选择白色, 透射光源选择绿色。测试时的计算机配置为 Intel(R) Core(TM) i7-7700 CPU @ 3.60 GHz, 8 GB 内存, MATLAB 8.4.0 环境。在采用本文方法时, 形态学重构过程的结构元素选择半径为 10 的平面圆盘形结构, 在半径为 2 的圆形区域内设置 8 个采样点以提取区域纹理特征, 对区域合并图像进行后处理时, 开运算部分选择半径为 4 的平面圆盘形结构, 批量完成图像的分割处理工作。

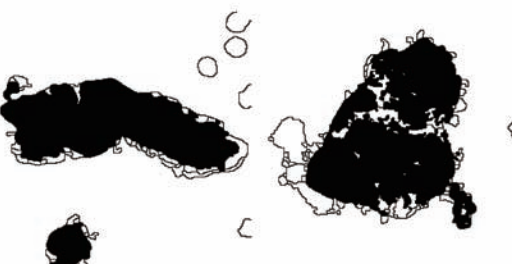
通过对比试验来进一步验证本文方法的有效性, 将其与文献[3, 13-14]提出的分割方法进行性能对比。分别选择典型的球形磨粒、滚滑磨粒、氧化物、疲劳片状磨粒、疲劳块状磨粒、切削磨粒、严重滑动磨粒等的图像来展示分割效果, 如图 9(a)



(a) 磨粒图像



(b) 指标定权重合并图像



(c) 指标自适应权重合并图像

图 8 区域合并图像对比测试

Fig. 8 Comparison of region merging image test

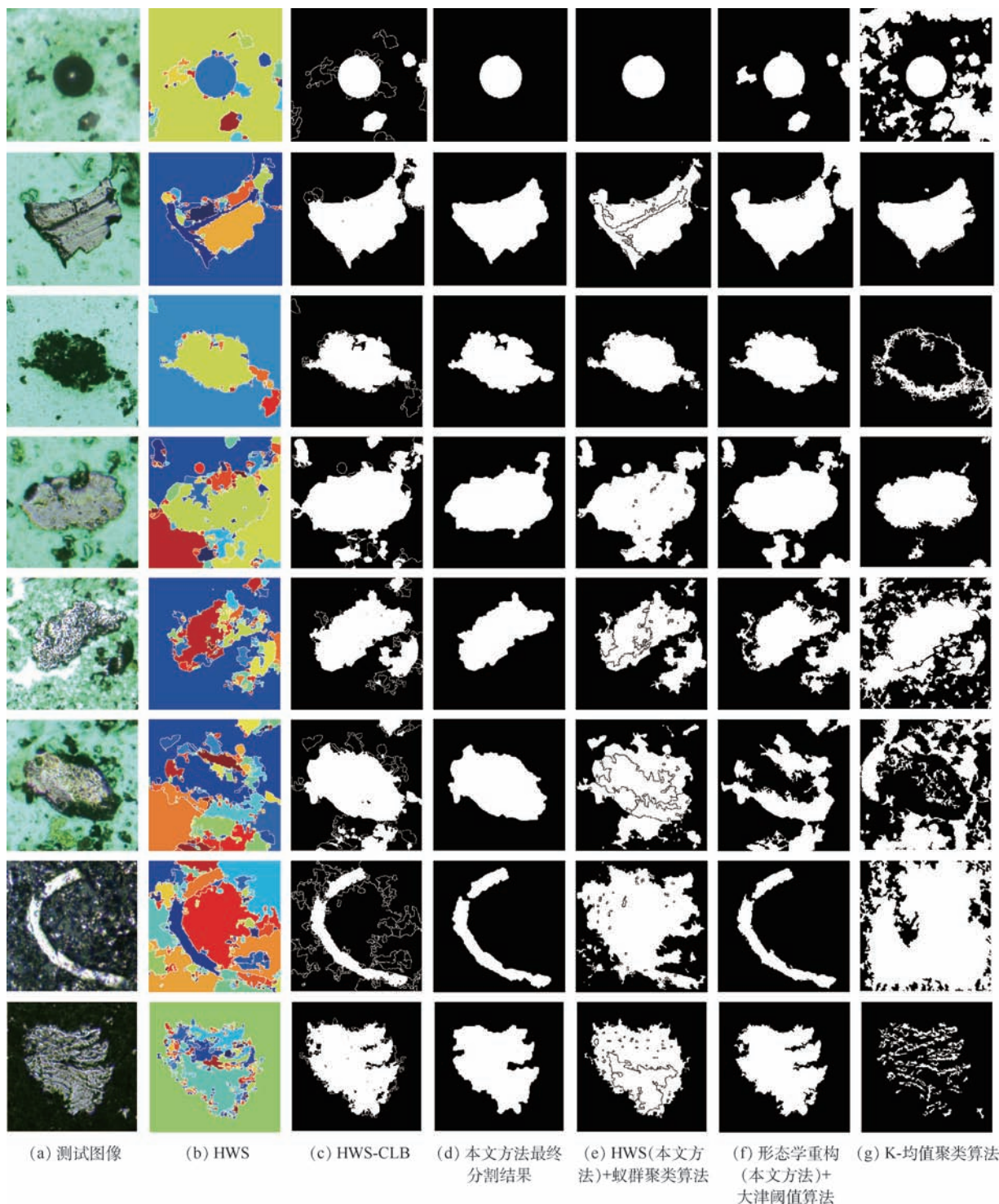


图 9 本文方法与其他方法的分割结果对比

Fig. 9 Comparison of segmentation results between proposed method and other methods

所示。图 9(b) ~ (d) 依次为本文方法中 H-minima 分水岭分割(HWS)、区域合并(HWS-CLB)及最终分割结果。图 9(e) 为本文提出的基于 H-minima 技术的分水岭分割方法(HWS)与蚁群聚类结合的分割结果,蚁群聚类的具体流程参见文献[3]。图 9(f) 为基于本文形态学重构图像进行的大津阈值分割结果。图 9(g) 为文献[14]提出的彩色图像 K-均值聚类算法。

3.4 分割效果评价

3.4.1 定性评价

定性分析不同方法下图像的分割结果,蚁群聚类算法(见图 9(e))对图像表面纹理的变化过于敏感,同质区域在合并过程中并未实现完全聚类,区域合并效果不佳;大津阈值算法(见图 9(f))下虽然使用自适应灰度阈值,部分图像都实现了较好的分割,但还是有部分图像出现过

分割问题和欠分割问题,因此难以开展统一的后处理过程来对误分割进行修正;基于彩色图像的 K-均值聚类算法(见图 9(g))对图像中的噪声十分敏感,分割效果极不稳定,尤其对纹理明显的严重滑动磨损磨粒图像更是表现出严重的欠分割情况,其对片状磨粒的分割效果虽然较为理想,但难以正确检测出有一定厚度的块状体区域,对这类磨粒出现了明显的分割错误。而采用本文分割方法时,前景区域与背景区域在区域合并过程中进行了较为准确的聚类,分割图像仅在目标磨粒边缘处出现少量的误分割现象,通过一系列既定的形态学后处理,即将可以将目标区域完整提取出来,获得完整的分割区域。

3.4.2 定量评价

从分割速度和分割精度 2 个方面来定量地评价不同的分割算法。图 10 为 60 张测试图像在本文方法及 3 种对比算法下的分割时间,为了使图像的对比度更加明显,将纵坐标时间以对数形式表示。测试时间表明,蚁群聚类算法由于涉及迭代过程,运算速度明显变慢,单张图像的平均分割时间为 88.383 3 s,且分割时间的波动较大,对测试图像的最长分割时间高达 586.4988 s。大津阈值算法与 K-均值聚类算法的分割速度均在毫秒级别,平均分割时间依次为 0.037 1 s、0.223 7 s,而本文方法的平均分割时间为 12.854 0 s,显著少于蚁群聚类算法。

定性对比及分割时间对比结果表明,在对比算法中,大津阈值算法在分割时间及分割效果方面都是最优的,因此进一步对本文方法与大津阈值算法进行分割准确度的定量比较。获取 60 张图像的人工分割结果图像作为误差评判基准,选择区域误分割率 RMR、边缘分割误差 EMR、区域重合度 RCD 3 个指标来衡量算法的分割结果,将本文方法和大津阈值算法进行比较。三大指标的定义如表 1 所示。

图11为分割效果的定量评价结果。可以看出,

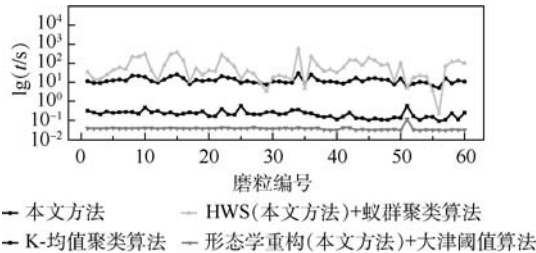


图 10 不同方法的分割速度对比
Fig. 10 Comparison of segmentation speed among different methods

大津阈值算法的分割速度虽然可以达到毫秒级,但分割结果不够稳定,各个评价指标都呈现非常大的波动,错误分割的情况也无规律可寻,只能通过交互式后处理来进行分割结果的修正,而这种修正在样本数量庞大时是非常费时费力的一项工作。本文方法的误分割率基本控制在 10% 以内,分割图像无论以区域度量,还是以轮廓度量,都达到了较好的分割效果,说明本文方法在分割速度和分割精度之间取得了最佳折中。

表 1 分割精度评价指标的定义
Table 1 Definition of segmentation accuracy evaluation index

评价指标	表达式	取值范围
RMR	$RMR = (S_{Rf} - S_{Rft}) / S_{Rft}$	$(-1, 1)$
EMR	$EMR = (FD_{Rf} - FD_{Rft}) / FD_{Rft}$	$(-1, 1)$
RCD	$RCD = (S_{Rf} \cap S_{Rft}) / S_{Rft}$	$[0, 1]$

注: S_{Rf} 表示分割图像目标区域的面积, S_{Rft} 表示参考图像目标区域的面积, FD_{Rf} 、 FD_{Rft} 分别表示以 FAENA 法^[15]提取的分割目标区域、参考目标区域的边界分形维数。RMR、EMR 指标的取值有正有负,正值表示分割过程中对目标区域存在过分割问题,负值表示目标区域分割不完整,其绝对值的大小表示错误分割的具体程度。

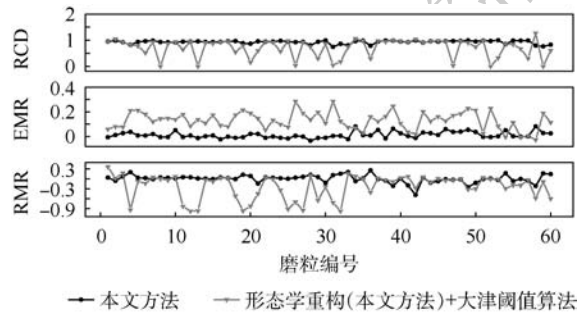


图 11 不同方法的分割精度指标对比
Fig. 11 Comparison of segmentation accuracy index among different methods

4 结 论

1) 本文将分水岭算法与区域相似度合并结合,提出了一种适用于油液磨粒图像快速分割的新方法,适用于典型磨损机理下产生的各类磨粒。与现有的常规分割方法相比,本文方法对单幅图像(大小为 300 × 300)的分割时间在 12 s 左右,正确分割率达 90% 以上,在分割速度和分割精度之间取得了最佳折中,是一种自适应程度较高的磨粒图像分割方法。

2) 基于形态学重构和 H-minima 技术的改进分水岭算法对背景噪声点和纹理变化均具有较强的抑制作用,且在梯度图像修正过程中利用自适应的 H' 值可以更有效地改善分水岭算法的过分

割现象,使得图像仅在强纹理区域出现少量的过分割问题,极大地减少了分水岭分割后产生的同质区域数量。

3) 在区域合并过程中,以颜色特征和纹理特征作为区域量化指标,可以获得具有尺度不变性的特征指标集,通过动态调整颜色相似度指标和纹理相似度指标的权重来获取区域的综合相似度矩阵,并基于此设计合并规则,不仅极大地增强了分割方法的自适应程度,同时保证了分割精度的提高不会以分割时间为代价,实现了自适应分割需求。

4) 以区域相似度矩阵为主,利用邻接区域的相似度节点矩阵可以实现前景、背景种子区域的自动选择,避免了人工标记种子区域的繁琐,保证了区域合并过程的效率和自适应性。

参考文献 (References)

- [1] 金路,王静秋.基于形态学算法分割铁谱图像研究[J].机械制造与自动化,2011(3):10-13.
JIN L, WANG J Q. Technical research on ferrography division of morphology[J]. Machine Building & Automation, 2011(3): 10-13 (in Chinese).
- [2] 王静秋,张龙,王晓雷.融合颜色聚类和水分水岭算法的铁谱图像分割[J].中国矿业大学学报,2013,42(5):866-872.
WANG J Q, ZHANG L, WANG X L. Ferrographic image segmentation by the method combining k-means clustering and watershed algorithm[J]. Journal of China University of Mining & Technology, 2013, 42(5): 866-872 (in Chinese).
- [3] 张龙.蚁群算法在铁谱图像处理中的应用研究[D].南京:南京航空航天大学,2013:31-37.
ZHANG L. Application research of ant colony algorithm in ferrography image processing[D]. Nanjing: University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 31-37 (in Chinese).
- [4] WANG J, YAO P, LIU W, et al. A hybrid method for the segmentation of a ferrograph image using marker-controlled watershed and grey clustering[J]. Tribology Transactions, 2016, 59(3): 513-521.
- [5] 张云强,张培林,王国德.铁谱图像典型磨粒自动提取方法研究[J].计算机工程与应用,2013,49(16):175-178.
ZHANG Y Q, ZHANG P L, WANG G D. Research on automatic extraction of wear particles for ferrographic images[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(16): 175-178 (in Chinese).
- [6] 温广瑞,徐斌,张志芬,等.基于差商的油液监测铁谱图像自适应分割[J].光学精密工程,2017,25(5):1322-1330.
WEN G R, XU B, ZHANG Z F, et al. Self-adaptive segmentation of oil monitoring ferrographic image based on difference quotient[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(5): 1322-1330 (in Chinese).
- [7] WU H K, WU T H, PENG Y P, et al. Watershed-based morphological separation of wear debris chains for on-line ferrograph analysis[J]. Tribology Letters, 2014, 53(2): 411-420.
- [8] WU T, WU H, DU Y, et al. Imaged wear debris separation for on-line monitoring using gray level and integrated morphological features[J]. Wear, 2014, 316(1-2): 19-29.
- [9] SOILLE P. Morphological image analysis principles and applications[M]. Berlin: Springer, 1999: 123-140.
- [10] 余旺盛,侯志强,王朝英,等.基于改进滤波和标记提取的分水岭算法[J].电子学报,2011,39(4):825-830.
YU W S, HOU Z Q, WANG C Y, et al. Watershed algorithm based on modified filter and marker-extraction[J]. Acta Electronica Sinica, 2011, 39(4): 825-830 (in Chinese).
- [11] ALI H, LALI M I, NAWAZ M Z, et al. Symptom based automated detection of citrus diseases using color histogram and textural descriptors[J]. Computers and Electronics in Agriculture, 2017, 138(C): 92-104.
- [12] BACKES A R. LBP maps for improving fractal based texture classification[J]. Neurocomputing, 2017, 266: 1-7.
- [13] 宋国云,范彦斌.基于最大类间方差的数字化铁谱图像分割[J].佛山科学技术学院学报(自然科学版),2007,25(1): 36-39.
SONG G Y, FAN Y B. The algorithm for the ferrography image segmentation based on maximum variance between clusters[J]. Journal of Foshan University (Natural Science Edition), 2007, 25(1): 36-39 (in Chinese).
- [14] 邱丽娟,宣征南,张兴芳.基于K-means聚类与最大类间方差的磨粒彩色图像分割[J].润滑与密封,2014,39(12): 101-104.
QIU L J, XUAN Z N, ZHANG X F. Debris color image segmentation by K-means clustering and Ostu method[J]. Lubrication Engineering, 2014, 39(12): 101-104 (in Chinese).
- [15] 齐福柱.基于分形维数的磨粒识别方法研究[D].大连:大连海事大学,2014:16-18.
QI F Z. Based on the fractal dimension of abrasive identification method research[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2014: 16-18 (in Chinese).

作者简介:

任松 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:机械设备油液检测、磨粒图像处理、故障诊断及智能维护。

An efficient method for adaptive segmentation of oil wear debris image

REN Song^{*}, XU Xueru, ZHAO Yunfeng, WANG Xiaoshu

(State Key Laboratory of Coal Mine Disaster Dynamics and Control, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: In order to improve the segmentation effect of oil wear debris image and optimize the main content of automatic recognition of wear debris, an adaptive segmentation method of oil wear debris image which combines watershed algorithm and regional similarity has been proposed. First, the gradient image was modified by morphological reconstruction and H-minima technology, and the watershed algorithm was then used to segment the image. Second, after watershed, the Lab color feature and local binary patterns (LBP) texture feature of the homogenous region were extracted as their quantitative indicators, and the color similarity and texture similarity between the regions were calculated based on the Bhattacharyya coefficients. In order to merge the over-segmentation region with much accuracy, an efficient feature fusion rule was designed considering the dynamic weight of color and texture factors. Finally, some post-processing methods were taken to complete the segmentation. Sixty images were selected to test the segmentation effect of the proposed method. The results indicate that the average segmentation speed of single image is about 12 seconds, and the segmentation accuracy is more than 90%. This method avoids the interactive processing when segmenting wear debris images, well balances the segmentation efficiency and segmentation accuracy, and significantly improves the adaptation degree of segmentation program.

Keywords: H-minima technology; watershed algorithm; color histogram; local binary patterns (LBP) texture; Bhattacharyya coefficient; region merging

Received: 2018-09-17; Accepted: 2018-11-30; Published online: 2019-01-05 14:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190102.1616.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51774057)

^{*} Corresponding author. E-mail: Rs_rwx@cqu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0482

端部带质量和弹簧约束悬臂梁振动响应的解析解



马斌捷*, 周书涛, 贾亮, 侯传涛, 荣克林

(北京强度环境研究所, 北京 100076)

摘

要: 根据端部带质量和弹簧约束悬臂梁的特征值条件, 提出了一种特征变换方法, 获得了带约束悬臂梁广义质量和振动响应的解析解。通过分析根部弯矩、端部位移、速度和加速度放大系数的变化特征可知, 端部弹簧的刚度对静态和一阶载荷响应有明显的影 响, 减载设计时可以放宽对端部质量的限制, 载荷响应分析阶次介于速度和加速度的分析阶次之间。提出的特征变换方法可应用于求解其他载荷分布、边界条件和端部约束悬臂梁的振动响应解析解。

关键词: 悬臂梁; 端部质量; 端部弹簧; 特征变换法; 振动响应

中图分类号: V214+.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0883-10

运载火箭在垂直转运过程和发射前会受到地面风产生的静态和动态载荷作用, 增加防风减载结构后, 火箭根部的弯矩载荷可以大大降低。此时, 火箭的受力状态与受到横向分布载荷作用悬臂梁的振动响应类似, 可以利用等截面悬臂梁的振动响应解析研究结果来指导火箭的受力和结构设计。连续体振动响应的解析解是否能得到, 主要取决于其运动方程和边界条件的复杂性。对于杆、轴、弦、膜等具有二阶导数运动方程的振动系统, 其振型均为三角函数的线性组合, 对应的广义质量和广义力可以通过解析积分获得, 存在完备的振动响应解析解^[1]。对于梁、板等具有四阶导数运动方程的振动系统, 有显式或隐式特征方程, 能得到特征根, 但其振型为三角函数和双曲函数的线性组合, 在全简支边界条件下振型退化为三角函数的线性组合时, 存在振动响应的解析解, 在其他边界条件下的振动响应解析解尚未见报道^[1]。对于具有双四阶或八阶导数运动方程的壳体振动问题, 存在众多对应不同假设的振动理论, 其特征值的解比较繁杂, 不便于工程使用与

分析, 并且其振动响应的解析解不存在^[2-4]。

悬臂梁的动力学响应与附加质量大小、位置、转动惯量和支撑刚度等诸多因素密切相关, 国内外的众多学者对此开展了大量的研究, 但仅限于研究各种因素对悬臂梁振型和频率的影响, 很少进一步研究这些因素对悬臂梁振动响应的影响。在考虑附加质量大小和位置的影响方面, 尹传家和黄怀德^[5]、刘树林等^[6]给出了端部带质量约束悬臂梁的特征值解; Wang 等^[7]根据达朗贝尔原理将悬臂梁端部的集中质量等效为惯性力和惯性力矩, 数值和实验研究了不同位置参数下梁的频率和位移响应; 陆海桃和全艳文^[8]采用试验测量和有限元仿真相结合的方法, 研究了集中质量的大小和位置对悬臂梁固有频率的影响规律; 陈娟娟和刘杰^[9]建立了带悬挂小球和摆杆竖直悬臂梁的动力学模型, 分析了小球和摆杆质量对结构一阶模态的影响; 杨一柳等^[10]推导了双桥臂硅微悬臂梁谐振频率的解析式, 研究了质量块长度对微悬臂梁谐振频率的影响; 赵存生等^[11]根据附加质量块的移动改变悬臂梁频率的原理, 研制了悬

收稿日期: 2018-08-16; 录用日期: 2018-11-16; 网络出版时间: 2019-01-09 11:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190108.0903.001.html

* 通信作者。E-mail: mabj@163.com

引用格式: 马斌捷, 周书涛, 贾亮, 等. 端部带质量和弹簧约束悬臂梁振动响应的解析解[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 883-892. MA B J, ZHOU S T, JIA L, et al. Vibration response analytical solutions of cantilever beam with tip mass and spring constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 883-892 (in Chinese).

臂梁动力吸振器。在考虑转动惯量的影响方面, Swaminadham 和 Michael^[12] 推导了考虑端部集中质量平动(剪切)和转动惯量的悬臂梁的频率方程, 获得了不同质量比和转动惯量比时梁的前五阶频率值; 王栋^[13] 建立了考虑集中质量平动和转动惯性的悬臂梁的频率特征方程, 数值分析了集中质量的转动惯性对梁的频率、振型以及灵敏度的影响; Lajimi 和 Heppler^[14] 建立了考虑端部集中质量转动惯量的欧拉梁的特征方程, 并计算了不同参数下梁的频率。在考虑支撑刚度的影响方面, 杨帅和王太勇^[15] 建立了悬臂梁在竖直方向为弹性约束时的特征方程, 并数值研究了梁的前三阶固有频率随约束刚度变化的规律。另外, 蔡国平和洪嘉振^[16] 考虑梁横向变形引起的轴向变形的二次耦合量, 研究了附加质量对中心刚体-悬臂梁系统动力学特性的影响; 闫安志等^[17] 实验研究了动质量对悬臂梁共振响应的抑制效果; 夏季等^[18] 获得了带多个集中质量和弹性支承等截面均质梁的振型函数, 并建立了带集中质量简支梁和悬臂梁、跨中带弹性支承简支梁的特征方程; 闫安志^[19] 和郭金泉^[20] 等考虑了裂纹深度和裂纹位置对悬臂梁系统固有频率的影响。

等直梁振动响应分析除两端均为简支边界时有解析解外, 仅对于一端为固支、另一端分别为简支、固支和自由的 3 种等直梁有半解析解, 对此 Timoshenko 等^[1] 依据 Young 和 Felgar^[21] 给出的各种边界条件下的振型数值表, 给出了集中力作用下的振动响应解。该振型表是通过数值方法将广义质量归一化, 给出振型和各阶导数分布的数值结果。对于除两端简支以外其他边界条件的等直梁, 其振型函数为含有双曲函数和三角函数的四项多项式。Timoshenko 等^[1] 认为计算其分布力的广义力存在数学上的困难, 因而未给出相应的解析解。但在数学手册中双曲函数与线性函数的乘积以及三角函数与幂函数的乘积均有解析积分式, 因而可以得到均布力和线性分布力的广义力的解析积分结果^[22-23]。广义质量与广义刚度分别是对振型函数与振型曲率的平方进行积分, 其被积函数包括 10 项, 为 2 项三角函数与 2 项双曲函数的二次展开式。该函数的积分是振动响应分析中最为繁杂的推导过程, 是难于获得相应解析结果的主要原因。但由于双曲函数与三角函数的二次乘积均存在解析积分结果^[22-23], 因此对于除两端简支以外的其他边界条件, 无论等直梁受集中力、均布力或是线性分布力作用, 其振动响应的解析解均可获得, 只是表达式的形式比较繁琐。

考虑到火箭减载结构主要提供质量和刚度约束效应, 为研究减载结构的效果与设计方法, 本文首先推导了带质量和弹簧约束悬臂梁的特征方程, 并分析了不同附加质量和弹簧刚度对固有频率和弯曲振型的影响。其次根据特征值条件, 创新性地提出了特征变换方法, 将各阶广义质量拆分为 50% 的广义质量与 50% 的广义刚度除以固有频率平方之和, 化简了广义质量积分的求解过程, 获得了带约束悬臂梁广义质量和广义刚度的解析解, 并验证了广义质量推导结果的正确性。最后给出了均布力作用下带约束悬臂梁振动响应的解析解, 分析了根部弯矩、端部位移、速度和加速度放大系数的变化特征, 总结了附加质量和弹簧刚度对减载效果的影响规律, 并据此给出了火箭减载结构设计的建议。

本文通过特征变换方法, 得到了不同质量和弹簧约束悬臂梁的振动响应解析解, 丰富了结构振动理论, 提供了便于结构优化设计的参数化分析方法。采用本文的解析方法可以连续分析设计参数对振动响应的影响规律, 进行优化设计时可直接获得设计结果。而采用有限元方法需要建立各个参数取不同数值时的多个模型, 间断分析各参数对振动响应的影响规律; 进行优化设计时需要反复进行有限元模型的重构与迭代, 优化效率和效果低于解析方法。

1 端部带质量和弹簧约束悬臂梁的模式

等直梁横向弯曲振动的位移通解 $w(x, t)$ 为^[1]

$$w(x, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \left[A_n \sin\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right) + B_n \cos\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right) + C_n \sinh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right) + D_n \cosh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right) \right] \sin(\omega_n t + \theta_n) \tag{1}$$

式中: $\omega_n^2 = (\lambda_n/L)^4 a^2 = \lambda_n^4 k/m$, $a = \sqrt{EI/(\rho S)}$ 为与波速相关的中间变量, λ_n 为第 n 阶特征值, E 、 ρ 、 I 、 S 和 L 分别为梁的弹性模量、密度、截面横轴惯性矩、截面面积和长度, $m = \rho SL$ 和 $k = EI/L^3$ 分别为梁的质量和刚度; 第 n 阶振型对应的系数 A_n 、 B_n 、 C_n 、 D_n 及固有频率 ω_n 或特征值 λ_n 通过边界条件确定; 相位角 θ_n 通过初始条件确定。

如图 1 所示, 受均布正弦载荷 $p \sin(\omega t)$ 作用、端部带质量 M 和弹簧(刚度系数为 K) 约束的悬臂梁, 其边界条件为

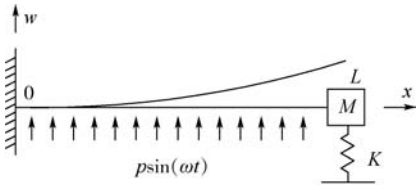


图 1 端部约束悬臂梁的振动示意图

Fig. 1 Vibration schematic of cantilever beam with tip constraints

$$\begin{cases} x = 0 \\ w = 0 \\ \frac{dw}{dx} = 0 \end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases} x = L \\ \frac{d^2w}{dx^2} = 0 \end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases} x = L \\ EI \frac{d^3w}{dx^3} = M\ddot{w} + Kw \end{cases} \tag{4}$$

由固支端边界条件(式(2))可以确定:

$$\begin{cases} D_n = -B_n \\ C_n = -A_n \\ \theta_n = 0 \end{cases} \tag{5}$$

由式(3)可得

$$\frac{A_n}{B_n} = -\frac{\cos \lambda_n + \cosh \lambda_n}{\sin \lambda_n + \sinh \lambda_n} \tag{6}$$

设 $\eta = \frac{m}{M}, \zeta = \frac{EI}{KL^3} = \frac{k}{K}$, 由式(4)可得

$$\frac{1 + \cos \lambda_n \cosh \lambda_n}{\lambda_n (\sin \lambda_n \cosh \lambda_n - \cos \lambda_n \sinh \lambda_n)} = \frac{1}{\eta} - \frac{1}{\zeta \lambda_n^4} \tag{7}$$

式(7)为端部带质量和弹簧约束悬臂梁的特征方程,等式左边为悬臂梁部分的影响效应, $1/(\zeta \lambda_n^4)$ 为附加弹簧的影响效应, $1/\eta$ 为附加质量的影响效应。当梁的悬臂端没有弹簧约束,即 $K=0$ 时,式(7)可写为

$$1 + \cos \lambda_n \cosh \lambda_n + \lambda_n (\cos \lambda_n \sinh \lambda_n - \sin \lambda_n \cosh \lambda_n) / \eta = 0 \tag{8}$$

式(8)即为悬臂梁端部只有附加质量 M 时的特征方程,与 Swaminadham 和 Michael^[12]、王栋^[13]、夏季等^[18]所获得的结果一致。

将式(7)中的三角函数和双曲函数分别进行三阶泰勒展开,化简后可以得到特征值的近似特征方程为

$$\frac{1}{\lambda_n^4} \left(3 + \frac{1}{\zeta} \right) \approx \frac{1}{\eta} + \frac{3}{8} \tag{9}$$

由式(9)可以看出,当附加质量 M 增大时, η 减小,导致 λ_n 减小,即梁的固有频率 ω_n 降低;当附加弹簧刚度 K 增大时, ζ 减小,导致 λ_n 增大,即梁的固有频率 ω_n 增大。由此可知,对端部带质量和弹簧约束的悬臂梁而言,附加质量的增大降低结构的固有频率,此规律与 Swaminadham 和 Michael^[12] 的数值结果规律一致;附加弹簧刚度的增大提高结构的固有频率。

特征方程式(7)的根可用数值方法求解。表 1 分别给出了梁在悬臂端无约束、有不同附加质量和弹簧约束时的特征值,其中硬、中等和软弹簧的刚度比分别取为 $\zeta=0.03, \zeta=0.1$ 和 $\zeta=0.3$, 大、中等和小质量的质量比分别取为 $\eta=0.2, \eta=0.5$ 和 $\eta=2$ 。

从表 1 可以看出:①对于一阶固有频率而言,只有梁悬臂端带硬弹簧和小质量约束时的特征值(见表 1 中黑体数据)高于无约束时的特征值,且带软弹簧和大质量的特征值(见表 1 中黑体数据)明显低于无约束时的特征值,其他 3 种状态的特征值均略低于且较接近无约束时的特征值。②对于二阶以上固有频率而言,梁悬臂端带弹簧和质量时的特征值均低于无约束时的特征值,弹簧硬度和附加质量对同阶固有频率的影响很小,小质量的频率略高,中等以上质量的频率略低。③附加弹簧刚度的增大只能提高低频段的固有频率,并且附加质量不能过大,附加弹簧刚度不能过小。④附加质量降低高低频段的固有频率,并且降低程度随着阶数的增加而变小。⑤在高频段由于以惯性力为主,附加弹簧的影响降低。因此,质量效应对固有频率的影响高于弹簧效应。

表 1 端部带不同质量和弹簧约束悬臂梁的特征值 λ_n

Table 1 Eigenvalues λ_n of cantilever beam with different tip mass and spring constraints

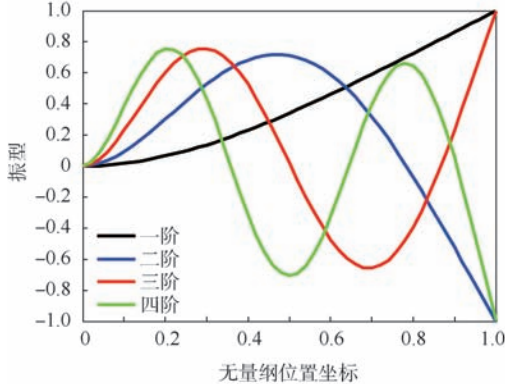
特征值阶次	无约束	硬弹簧		中等弹簧中等质量	软弹簧	
		小质量	大质量		小质量	大质量
一阶	1.875 22	2.623 23	1.622 63	1.552 26	1.710 28	1.048 66
二阶	4.694 17	4.149 42	3.950 55	3.983 54	4.114 54	3.949 92
三阶	7.854 61	7.192 99	7.082 58	7.102 83	7.190 48	7.082 54
四阶	10.995 6	10.298 8	10.219 9	10.234 1	10.298 5	10.219 9

由前述推导可知,端部带质量和弹簧约束悬臂梁的横向弯曲振型 ϕ_n 为^[1]

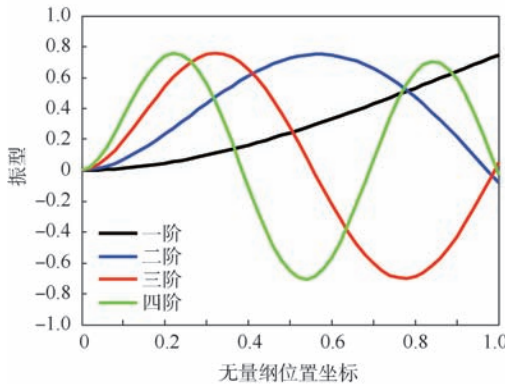
$$\phi_n\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)=\frac{1}{2}\left(\cosh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)-\cos\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)\right)-\frac{S_n}{2}\left(\sinh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)-\sin\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)\right) \quad (10)$$

式中: $S_n=-A_n/B_n$; λ_n 为表 1 中对应不同附加质量和弹簧刚度的悬臂梁弯曲振动特征值。

由梁悬臂端无附加弹簧和质量时的前四阶振型(见图 2(a))可见,悬臂端在一阶和三阶、二阶和四阶的振型值分别为 1、-1。由梁悬臂端带中等附加弹簧和中等质量时的前四阶振型(见图 2(b))可见,与图 2(a)相比,此时悬臂梁的一阶振型变化不大,二阶以上振型值随着弹簧刚度和质量的增大向零趋近。即增加端部约束后,约束点振型值的绝对值减小,中间位置的振型值变化较小。



(a) 无约束悬臂梁



(b) 带中等弹簧和质量约束悬臂梁

图 2 悬臂梁的振型

Fig. 2 Vibration types of cantilever beam

2 端部带质量和弹簧约束悬臂梁的广义质量

由于梁的截面弯矩与振型曲率成比例,因此无量纲振型曲率 φ_n 与弯矩分布相关,其表达式可写为^[1]

$$\varphi_n\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)=\frac{1}{2}\left(\cosh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)+\cos\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)\right)-$$

$$\frac{S_n}{2}\left(\sinh\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)+\sin\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)\right) \quad (11)$$

不同参数悬臂梁的振型曲率差别不大。由于附加质量和弹簧仅提供线位移约束,没有角位移约束,因此其对振型斜率和振型曲率的影响较小。

对于图 1 中的悬臂梁而言,其广义力是分布力的振型加权积分,是与外激励相关的非模态参数;其广义质量是质量分布的振型平方加权积分,是与系统相关、与外激励无关的模式参数。由于悬臂梁的广义质量解析计算比较繁杂,因此目前其振动响应没有解析解^[1],更没有带质量和弹簧约束悬臂梁的振动响应解析解。

为了获得带约束悬臂梁广义质量的解析解,本文参照 Timoshenko 等^[1]对于悬臂梁广义质量和广义刚度的定义,可得如图 1 所示悬臂梁各阶振型函数的广义质量 m_n 为

$$m_n=\rho S \int_0^L \phi_n^2\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right) \mathrm{d} x+M \phi_n^2\left(\lambda_n\right)=\frac{m}{\lambda_n}\left(\int_0^{\lambda_n} \phi_n^2(\theta) \mathrm{d} \theta+\lambda_n \frac{\phi_n^2\left(\lambda_n\right)}{\eta}\right) \quad (12)$$

广义刚度 k_n 为

$$k_n=E I \int_0^L\left(\frac{\mathrm{d}^2}{\mathrm{d} x^2} \phi_n\left(\lambda_n \frac{x}{L}\right)\right)^2 \mathrm{d} x+K \phi_n^2\left(\lambda_n\right)=\frac{m \omega_n^2}{\lambda_n}\left(\int_0^{\lambda_n} \varphi_n^2(\theta) \mathrm{d} \theta+\frac{\phi_n^2\left(\lambda_n\right)}{\zeta \lambda_n^3}\right) \quad (13)$$

式(12)中的 $\int_0^{\lambda_n} \phi_n^2(\theta) \mathrm{d} \theta$ 和式(13)中的 $\int_0^{\lambda_n} \varphi_n^2(\theta) \mathrm{d} \theta$ 的积分项展开式均有 10 项函数,其解析积分结果比较繁杂,这正是悬臂梁振动响应无解析解的原因。

广义质量 m_n 与振型 $\phi_n(\theta)$ 分布相关,广义刚度 k_n 与振型曲率 $\varphi_n(\theta)$ (振型的二阶导数) 分布相关。这 2 个参数是基于特征值解的等效振动特性参数,内在联系的桥梁为振型分布(特征向量),可以通过固有频率平方(特征值)这个比例系数相互变换,即 $k_n=m_n \omega_n^2$,可以采用加权方法计算两者中的任意一个。在振型平方 $\phi_n^2(\theta)$ 和振型曲率平方 $\varphi_n^2(\theta)$ 的展开项中,有多项函数的系数符号相反,如果采用相同份额(均取 50%)的广义质量 m_n 与广义刚度 k_n 除以固有频率平方 ω_n^2 以后进行求和,正好抵消多项反号函数,大大简化了广义质量的积分计算,可以获得比较简洁的广义质量解析解。

按照上述思想,本文提出如下特征变换方法:利用特征值条件 $k_n=m_n \omega_n^2$,将各阶广义质量拆分为 50% 的广义质量与 50% 的广义刚度除以固有

频率平方之和。由此广义质量 m_n 可改写为

$$m_n = \frac{m_n}{2} + \frac{k_n}{2\omega_n^2} = \frac{m}{2\lambda_n} \int_0^{\lambda_n} (\phi_n^2(\theta) + \varphi_n^2(\theta)) d\theta + \frac{m}{2} \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{1}{\eta} + \frac{1}{\zeta \lambda_n^4} \right) \quad (14)$$

式(14)中的 $\phi_n^2(\theta) + \varphi_n^2(\theta)$ 可以将多项积分函数抵消,仅剩 6 项积分函数,由此可获得广义质量为

$$m_n = \frac{m}{2\lambda_n} N_n + \frac{m}{2} \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{1}{\eta} + \frac{1}{\zeta \lambda_n^4} \right) \quad (15)$$

式中:解析积分项 N_n 为

$$N_n = \int_0^{\lambda_n} (\phi_n^2(\theta) + \varphi_n^2(\theta)) d\theta = \frac{\lambda_n}{2} + \frac{1}{8} [(1 + S_n^2) \sinh(2\lambda_n) + (1 - S_n^2) \sin(2\lambda_n) - 2S_n (\cosh(2\lambda_n) - \cos(2\lambda_n))] \quad (16)$$

由此结果也可获得广义刚度 k_n 的解析解为

$$k_n = m_n \omega_n^2 = \frac{k \lambda_n^3}{2} N_n + \frac{k}{2} \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^4}{\eta} + \frac{1}{\zeta} \right) \quad (17)$$

式(14)~式(17)化简了双曲函数二次项解析积分问题,获得了简洁的广义质量和广义刚度的解析积分结果。但是本文提出的特征变换方法需要利用特征方程,仅限于特征值问题分析,不具

备普适性,除非其控制方程与特征值问题类似。

在特征根已知的条件下,通过式(12)可以得到无量纲广义质量 m_n/m 的数值积分结果,通过式(15)可以得到无量纲广义质量的解析积分结果。为了验证式(15)所获得广义质量解析解的正确性,将上述数值法和解析法得到的结果列于表 2。在表 2 的 6 种状态中,采用这 2 种方法分别获得的广义质量,除第一阶因特征值的舍入误差和数值积分的计算误差而在万分位有微小差别外,其余三阶完全相同。由此证明了式(15)广义质量推导结果的正确性。对应于本文定义的振型,表 2 中无约束悬臂梁的各阶无量纲广义质量均为 0.2500,不同附加质量和弹簧刚度对三阶以上广义质量的影响小于 2%,对二阶广义质量的影响小于 9%。随着附加质量和弹簧刚度的增大,一阶广义质量均不同程度的增大。因此,可以只考虑附加质量和弹簧刚度对一、二阶广义质量的影响。

端部带约束悬臂梁广义质量和刚度解析计算问题的解决,为其振动响应的解析分析奠定了基础,是对结构振动理论的丰富和发展,所提出的特征变换方法也为振动响应问题的分析提供了一种新途径。

表 2 端部带不同质量和弹簧约束悬臂梁无量纲广义质量的解析解和数值解

Table 2 Analytical and numerical solutions of dimensionless generalized mass for cantilever beam with different tip mass and spring constraints

特征值阶次	无约束	硬弹簧		中等弹簧中等质量	软弹簧	
		小质量	大质量		小质量	大质量
一阶	0.2500	1.3148/1.3146	3.3758/3.3753	1.2443/1.2442	0.5680/0.5681	0.6819/0.6818
二阶	0.2500	0.2716	0.2516	0.2536	0.2599	0.2514
三阶	0.2500	0.2541	0.2505	0.2512	0.2537	0.2505
四阶	0.2500	0.2520	0.2502	0.2506	0.2520	0.2502

注:表格中“/”前数据为解析解,“/”后数据为数值解,无“/”栏中的解析解与数值解相同。

3 均布力作用下端部带质量和弹簧约束悬臂梁的振动响应

悬臂梁在均匀分布的横向稳态激励力作用下的强迫位移响应,可以采用振型叠加原理进行研究。设端部带质量和弹簧约束悬臂梁强迫振动响应的横向位移 $w(x,t)$ 为^[1]

$$w(x,t) = \sin(\omega t) \sum_{n=1}^{\infty} Y_n \phi_n \left(\lambda_n \frac{x}{L} \right) \quad (18)$$

沿悬臂梁上均匀分布的稳态激励力为 $p \sin(\omega t) = (Q/L) \sin(\omega t)$, Q 为均布力 p 的合力,则相应的广义力 F_n 可写为

$$F_n = p \sin(\omega t) \int_0^L \phi_n \left(\lambda_n \frac{x}{L} \right) dx = Q \delta_n \sin(\omega t) \quad (19)$$

式中: $\delta_n = [\sinh \lambda_n - \sin \lambda_n + S_n (2 - \cosh \lambda_n - \cos \lambda_n)] / (2\lambda_n)$ 为均布力对应的广义力函数。

各阶振型所对应的平衡方程为^[1]

$$-\frac{\omega^2}{\omega_n^2} k_n Y_n \sin(\omega t) + k_n Y_n \sin(\omega t) = Q \delta_n \sin(\omega t) \quad (20)$$

去掉式(20)中的公共因子 $\sin(\omega t)$,并代入式(17),可以得到均布力作用下各阶振型的广义位移幅值 Y_n 为

$$Y_n = \frac{Q \delta_n}{k_n \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2} \right)} = \frac{2Q \delta_n / k}{\lambda_n^3 N_n + \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^4}{\eta} + \frac{1}{\zeta} \right)} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}} \quad (21)$$

将式(21)代入式(18),可得对应的强迫位移响应为

$$w(x,t) = \frac{2Q\sin(\omega t)}{k} \cdot \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_n \phi_n(\lambda_n x/L)}{\lambda_n^3 N_n + \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^4}{\eta} + \frac{1}{\zeta} \right)} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}} \quad (22)$$

式(22)为本文的核心研究结果,给出了均布稳态激励力作用下端部带质量和弹簧约束悬臂梁的强迫位移响应。

利用 $\varphi_n(\lambda_n x/L)|_{x=0} = 1$, 悬臂端的根部弯矩 M_b 可以通过对位移两次微分得到

$$M_b|_{x=0} = EI \frac{d^2 w}{dx^2} \Big|_{x=0} = 2QL\sin(\omega t) \cdot \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_n}{\lambda_n N_n + \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^2}{\eta} + \frac{1}{\zeta \lambda_n^2} \right)} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}} \quad (23)$$

端部无约束悬臂梁的静态根部弯矩为 $QL/2$, 考虑模态阻尼比 ξ 的根部弯矩放大系数 β_ξ 可写为

$$\beta_\xi(\omega) = 4 \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_n}{\lambda_n N_n + \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^2}{\eta} + \frac{1}{\zeta \lambda_n^2} \right)} \cdot \frac{1}{1 + 2i\xi \frac{\omega L^2}{a\lambda_n^2} - \left(\frac{\omega L^2}{a\lambda_n^2} \right)^2} \quad (24)$$

与端部无约束悬臂梁的端部静态位移响应 $Q/(8k)$ 对应的位移放大系数 β_w 为

$$\beta_w(\omega) = 16 \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_n \phi_n(\lambda_n)}{\lambda_n^3 N_n + \phi_n^2(\lambda_n) \left(\frac{\lambda_n^4}{\eta} + \frac{1}{\zeta} \right)} \cdot \frac{1}{1 + 2i\xi \frac{\omega L^2}{a\lambda_n^2} - \left(\frac{\omega L^2}{a\lambda_n^2} \right)^2} \quad (25)$$

当 $\eta \rightarrow \infty, \zeta \rightarrow \infty$ 时, $\omega_{n0} = (\lambda_{n0}/L)^2 a$, 式(22)、式(24)退化为无约束悬臂梁的振动位移响应和根部弯矩放大系数:

$$w_0(x,t) = \frac{2Q\sin(\omega t)}{k} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_{n0} \phi_n(\lambda_{n0} x/L)}{\lambda_{n0}^3 N_{n0}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_{n0}^2}} \quad (26)$$

$$\beta_{\xi 0}(\omega) = 4 \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta_{n0}}{\lambda_{n0} N_{n0}} \cdot \frac{1}{1 + 2i\xi \frac{\omega L^2}{a\lambda_{n0}^2} - \left(\frac{\omega L^2}{a\lambda_{n0}^2} \right)^2} \quad (27)$$

各阶模态下悬臂梁端部有无约束时的位移响应(式(22)与式(26))和根部弯矩放大系数(式(24)与式(27))都存在一个固定的比值 $1 + \phi_n^2(\lambda_n) [\lambda_n/\eta + 1/(\zeta \lambda_n^3)]/N_n$, 此比值即为悬臂梁端部附加质量和弹簧后的振动位移和根部弯矩的缩小比例。可以看出,质量和弹簧效应均增大响应的衰减效应,这与对特征值的影响效应是有区别的。当附加质量很小并且附加弹簧很软时,衰减比值趋于1。

为了与 Timoshenko 等^[1]得到的端部作用集中力 $Q\sin(\omega t)$ 的响应结果进行比对,利用集中力的广义力为

$$F_n = Q \lim_{\Delta L \rightarrow 0^+} \frac{\int_{L-\Delta L}^L \phi_n \left(\lambda_n \frac{x}{L} \right) dx}{\Delta L} = Q \phi_n(\lambda_n) \quad (28)$$

由式(15)和表2可知, $N_{n0}/\lambda_{n0} = 0.5, \phi_n(\lambda_{n0}) = (-1)^{n+1}$, 悬臂梁端部的位移响应为

$$w_0(L,t) = \frac{2Q\sin(\omega t)}{k} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\phi_n^2(\lambda_{n0})}{\lambda_{n0}^3 N_{n0}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_{n0}^2}} = \frac{4Q\sin(\omega t)}{k} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\lambda_{n0}^4} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_{n0}^2}} \quad (29)$$

此结果与 Timoshenko 等^[1]的解答一致,证明了推导结果是正确的。

4 悬臂梁端部位移和根部弯矩放大系数与减载效果

有阻尼悬臂梁作用均布力 $(Q/L)\sin(\omega t)$ 时,其端部位移和根部弯矩的放大系数可以采用第3节的结果进行计算。附加质量和弹簧刚度参数按表1选取:取附加小、中等、大质量分别为悬臂梁质量 m 的 1/2、2、5 倍;取附加软、中等、硬弹簧刚度分别为悬臂梁刚度 k 的 3、3、10、33 倍。按照 50 m 长运载火箭一阶弯曲频率约为 0.4 Hz 的条件,可以得到等效周期 $\sqrt{m/k} = L^2/a = \lambda_1^2/\omega_1 = 1.87522^2/(0.4 \times 2\pi) = 1.4 \text{ s}$ (λ_1 取表1中无约束悬臂梁的一阶特征值 1.87522),另外取阻尼比为 $\xi = 0.01$ 。由以上参数可得各种附加质量和弹簧刚度的悬臂梁根部弯矩和端部位移放大系数曲线,如图3所示。

从图3(a)可知,与无约束的悬臂梁相比,不论附加质量大小和弹簧软硬,带质量和弹簧约束悬臂梁的动态根部弯矩一阶响应的谐振峰均降低。附加弹簧较硬时,低频段的载荷衰减效应较

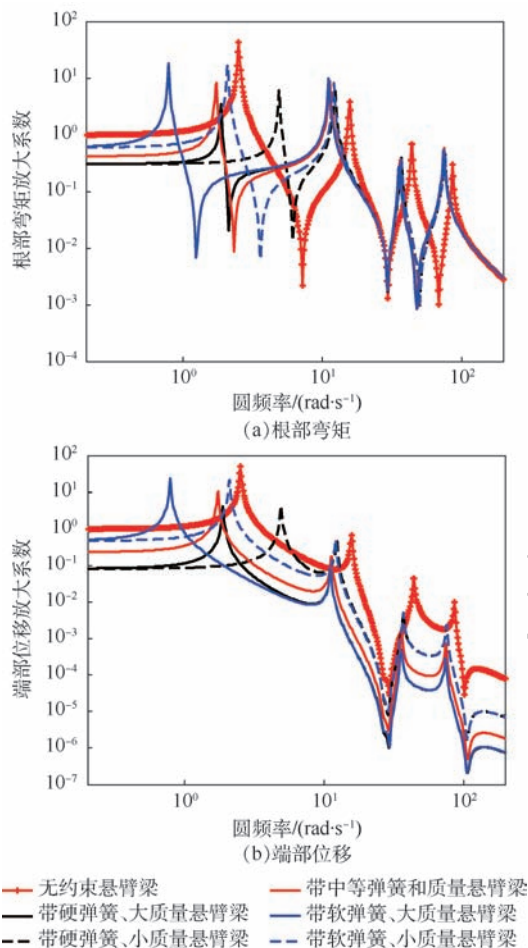


图 3 不同约束悬臂梁的根部弯矩和端部位移放大系数

Fig. 3 Amplification factors of root bending moments and tip displacements for cantilever beam with different constraints

强,弹簧较软时,低频段的衰减效应较弱。衰减效果与附加弹簧刚度的相关性较强,与附加质量的相关性较弱。带附加质量和弹簧悬臂梁二、四阶的谐振峰高于无约束悬臂梁,有载荷放大效应;三阶的谐振峰低于无约束悬臂梁,也低于其各自的二、四阶谐振峰。在增加约束后,悬臂梁一阶的减载效果比较明显,对于附加中等以上弹簧的减载效果在 5 倍以上;二阶以上的减载效果不大。悬臂梁在各种约束情况下的根部弯矩放大系数曲线在一阶频率区域差别比较明显,从二阶频率开始逐渐靠拢,三阶以上基本一致。即不同附加质量和弹簧刚度对悬臂梁的低频段影响较大,对高频段的影响趋于一致。由此分析结果可知,减载结构设计时,只要控制等效弹簧在中等硬度(弹簧刚度大于悬臂梁等效刚度的 10 倍)以上,就能获得 5 倍以上的减载效果。即减载结构质量的影响低于弹簧刚度的影响,因此在进行相关设计时可

以放宽对质量的要求。

从图 3(b)可以看出,带不同质量和弹簧悬臂梁的静态和一阶端部动态位移的变化特征与其各自的根部弯矩相似,根部弯矩和端部位移只受附加弹簧刚度的影响。在二阶以上频率时,端部位移与根部弯矩的变化特征有明显差别:带不同附加质量和弹簧悬臂梁各阶次的位移谐振峰均低于无约束悬臂梁,并且其三、四阶谐振峰衰减更大;随着阶次增大,带不同附加质量和弹簧约束悬臂梁的谐振峰一直降低;在二阶以上高频衰减中,附加质量的影响占主导,附加弹簧刚度的影响可以忽略不计。由此特征可知,减载荷与减位移响应设计的异同之处在于:低频衰减都是采用附加弹簧约束的方法,并且 2 种动态响应参数的衰减率相近;但对于二阶以上的频段,随着附加质量的增大,动态位移谐振峰显著降低,而根部弯矩的谐振峰基本不变。即附加质量只能降低高频位移,不能降低高频弯矩载荷。

上述结果为等直梁的响应和载荷的变化规律。为指导在役火箭发射前载荷抑制设计,在对某火箭风洞缩比模型进行地面风载荷分析和减载设计时,按结构频率与无量纲特征值的关系式 $\omega_n = \lambda_n^2 \sqrt{k/m}$,将该火箭根部弯矩的频响特性曲线折算后与等直梁的根部弯矩放大系数进行比对。从图 4 所示的对比可以看出,2 种模型对主要的静态和一阶弯矩的减载效果相同,对次要的二、三阶弯矩的减载效果均不明显。这验证了本文方法和结果的正确性。

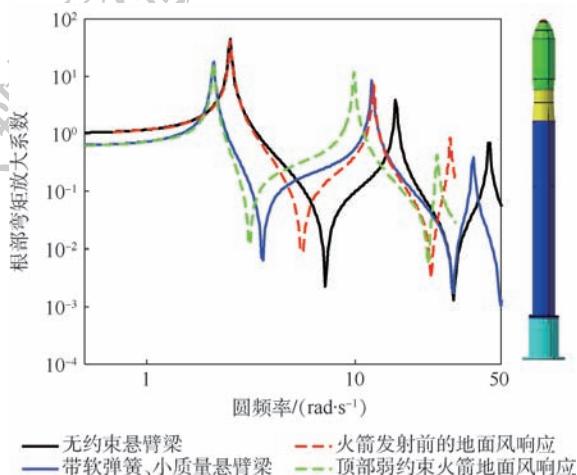


图 4 不同约束时火箭模型和等直梁的根部弯矩放大系数

Fig. 4 Root bending moment amplification factors of rocket model and constant section beam with different constraints

5 悬臂梁各响应参数的放大系数

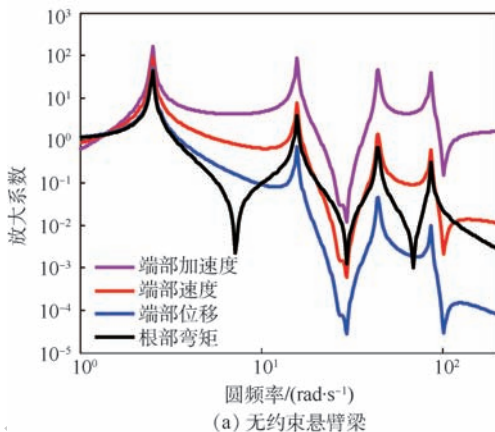
根据第4节中带不同约束悬臂梁根部弯矩和端部位移的特征差异,可以进一步分析其端部速度和加速度响应的规律。相对于无约束悬臂梁的等效圆频率 $\sqrt{k/m} = a/L^2 = 1/1.4 \text{ rad/s}$ 和端部静态位移 $Q/(8k)$,有阻尼结构的速度放大系数 β_v 和加速度放大系数 β_a 可分别定义为

$$\beta_v = \frac{8k}{Q\sqrt{k/m}} \cdot \frac{dw(L,t)}{dt} = \frac{\omega L^2}{a} \beta_w \quad (30)$$

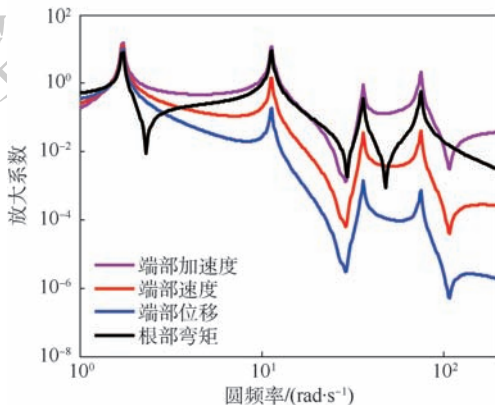
$$\beta_a = \frac{8k}{Qk/m} \cdot \frac{d^2w(L,t)}{dt^2} = \left(\frac{\omega L^2}{a}\right)^2 \beta_w \quad (31)$$

与端部位移放大系数 β_w 相比,端部速度放大系数 β_v 多一项无量纲因子 $\omega L^2/a$,加速度放大系数多一项无量纲因子 $(\omega L^2/a)^2$,因此端部位移、速度和加速度的高频分量依次增大。与端部位移放大系数相比,根部弯矩放大系数在各阶模态上多一项无量纲因子 $0.25\lambda_n^2/\phi_n(\lambda_n)$ (式(24)除以式(25))。该因子随模态阶次的增加有增大的趋势,根部弯矩的高频分量高于位移。

图5(a)、(b)分别给出了无约束悬臂梁、带中等弹簧和质量约束悬臂梁的端部加速度放大系数 β_a 、端部速度放大系数 β_v 、端部位移放大系数 β_w 和根部弯矩放大系数 β_ξ 的计算结果。可以看出, β_a 、 β_v 和 β_w 曲线的变化规律有不同之处:端部加速度放大系数 β_a 的谐振峰变化相对平缓,端部位移放大系数 β_w 的谐振峰下降较快,端部速度放大系数 β_v 谐振峰的变化介于两者之间。这3条曲线从一阶频率之前的交点后的间距逐渐增大。根部弯矩放大系数 β_ξ 的变化规律比较复杂,其曲线形状与 β_v 、 β_a 和 β_w 3种曲线形状的差别较大,一、三阶反共振谷的差别最大; β_ξ 的曲线在一阶频率范围内与 β_v 的曲线接近;在二阶频率以后,对于悬臂梁状态, β_ξ 的谐振峰低于且接近于 β_v ,对于带中等质量和弹簧约束的悬臂梁, β_ξ 的谐振峰低于且接近于 β_a 。因此,根部弯矩高频分量的衰减程度介于加速度和速度之间,低于位移的衰减程度。结合工程经验可知,高频位移响应远小于低频位移响应,高频加速度与低频加速度在同一量级。在载荷分析中,只考虑一阶载荷通常是不够的,不能忽略高频载荷,并且需要通过分析与比较来确定所关注高频载荷的阶次。载荷响应分析阶次应介于速度和加速度的分析阶次之间,高于位移的分析阶次。但对于减载结构设计,由于一阶广义力远大于高阶广义力,因此主要关注静态和一阶根部弯矩。



(a) 无约束悬臂梁



(b) 带中等弹簧和质量约束悬臂梁

图5 悬臂梁的4种振动响应放大系数

Fig. 5 Four amplification factors of vibration response for cantilever beam

6 结论与讨论

1) 获取梁结构振动响应解析解的关键——特征变换方法

① 对于端部带弹簧和质量约束悬臂梁的振动响应而言,不论边界条件和特征方程复杂与否,其各阶特征值的解总可以采用数值方法获得。

② 振动响应解析解获得的基础是广义力和广义质量的解析积分结果。其中,分布力的广义力仅是双曲函数和三角函数一次项的积分,其解析积分计算并不困难;广义质量的解析积分是双曲函数和三角函数二次项的积分,计算比较繁杂。

③ 本文提出的特征变换方法,简化了推导过程,得到了广义质量的解析结果,为火箭减载结构的振动响应与减载设计分析问题奠定了理论基础。

2) 弹簧约束是影响火箭减载效果的主要因素

① 从带约束悬臂梁的振动响应分析结果来看,减载效果主要在一阶,二、四阶载荷响应有放大现象。

② 附加弹簧的刚度对静态和一阶载荷响应有明显影响,超过悬臂梁刚度 10 倍后减载效果超过 5 倍。

③ 附加质量的减载效果较小,减载设计时可以放宽对附加质量的限制。

④ 从不同振动响应参数的频率特性来看,位移、速度和加速度的高频衰减效应依次降低,根部弯矩的高频衰减特性介于速度和加速度之间,因此载荷响应分析阶次也应介于速度和加速度的分析阶次之间。

3) 等直梁在其他边界条件和载荷形式下的振动响应解析解

① 采用本文获得的均布力作用下带不同约束悬臂梁振动响应解析解方法,还可得到集中力、线性分布力作用时的振动响应解析解,但得不到二次幂以上函数分布力作用时的振动响应解析解。

② 对于端部有转动惯量和角弹簧等角位移约束的悬臂梁,以及除悬臂梁之外的其他边界条件等直梁,其振型和振型曲率函数表达式的形式均相同,仅在各项函数的系数上有区别,并且每种边界约束类型下特征方程的数值解均可以获得。

③ 当端部约束为附加转动惯量和角弹簧时,广义质量和广义刚度的定义需要调整,将端部振型改为振型斜率。即使端部约束为线、角位移四项约束的组合,导致特征方程进一步复杂化,但也均可以利用本文的特征变换方法获得广义质量和振动响应的解析解。

参考文献 (References)

- [1] 铁摩辛柯 S, 杨 D H, 小韦孚 W. 工程中的振动问题[M]. 胡人礼, 译. 北京: 人民铁道出版社, 1978.
TIMOSHENKO S, YOUNG D H, JR WEAVER W. Vibration problems in engineering[M]. HU R L, translated. Beijing: People Railway Publishing House, 1978 (in Chinese).
- [2] 铁摩辛柯 S, 沃诺斯基 S. 板壳理论[M]. 《板壳理论》翻译组, 译. 北京: 科学出版社, 1977.
TIMOSHENKO S, WOINOWSKY-KRIEGER S. Theory of plates and shells[M]. Translation Team of Theory of Plates and Shells, translated. Beijing: Science Press, 1977 (in Chinese).
- [3] 王俊奎, 张志民. 钣壳的弯曲与稳定[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
WANG J K, ZHANG Z M. Bending and vibration of plates and shells[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980 (in Chinese).
- [4] 屈维德, 唐恒龄. 机械振动手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2000.
QU W D, TANG H L. Mechanical vibration manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2000 (in Chinese).
- [5] 尹传家, 黄怀德. 机械振动学[M]. 北京: 科学出版社, 1979.
YIN C J, HUANG H D. Mechanical vibration[M]. Beijing: Science Press, 1979 (in Chinese).
- [6] 刘树林, 王金东, 李凤明, 等. 冲击与振动手册[M]. 5 版. 北京: 中国石化出版社, 2007.
LIU S L, WANG J D, LI F M, et al. Shock and vibration manual[M]. 5th ed. Beijing: China Petrochemical Press, 2007 (in Chinese).
- [7] WANG H J, MENG Q F, FENG W W. Discussion of the improved methods for analyzing a cantilever beam carrying a tip-mass under base excitation[J]. Shock and Vibration, 2014, 2014: 981053.
- [8] 陆海桃, 全艳文. 集中质量对悬臂梁振动模式影响的分析研究[J]. 装备制造技术, 2014(10): 122-124.
LU H T, TONG Y W. Analysis of the effect of concentrated mass on the cantilever beam socle modal[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2014(10): 122-124 (in Chinese).
- [9] 陈娟娟, 刘杰. 悬臂梁质量摆杆结构一阶模态减振控制分析[J]. 三峡大学学报(自然科学版), 2014, 36(6): 67-72.
CHEN J J, LIU J. First order model's vibration reduction control analysis of cantilever beam with a mass swinging rod structure[J]. Journal of China Three Gorges University (Natural Sciences), 2014, 36(6): 67-72 (in Chinese).
- [10] 杨一柳, 余东生, 魏泽飞. 一种双桥臂微悬臂梁谐振频率的影响因素研究[J]. 渤海大学学报(自然科学版), 2015, 36(2): 183-187.
YANG Y L, SHE D S, WEI Z F. Study on the influencing of resonance frequency for microcantilever with double beams[J]. Journal of Bohai University (Natural Science Edition), 2015, 36(2): 183-187 (in Chinese).
- [11] 赵存生, 李海峰, 朱石坚. 悬臂梁动力吸振器的理论分析与试验[J]. 噪声与振动控制, 2015, 35(4): 175-178.
ZHAO C S, LI H F, ZHU S J. Theoretical analysis and experimental study of cantilever beam type dynamic vibration absorbers[J]. Noise and Vibration Control, 2015, 35(4): 175-178 (in Chinese).
- [12] SWAMINADHAM M, MICHAEL A. A note on frequencies of a beam with a heavy tip mass[J]. Journal of Sound and Vibration, 1979, 66(1): 144-147.
- [13] 王栋. 附带有考虑集中质量的转动惯性的梁固有振动分析[J]. 振动与冲击, 2010, 29(11): 221-225.
WANG D. Vibration analysis of a beam carrying lumped masses with both translational and rotary inertias[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(11): 221-225 (in Chinese).
- [14] LAJIMI S A M, HEPPLER G R. Comments on natural frequencies of a uniform cantilever with a tip mass slender in the axial direction[J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, 331(12): 2964-2968.
- [15] 杨帅, 王太勇. 竖直方向弹性约束悬臂梁的固有频率分析[J]. 天津大学学报, 2011, 44(1): 18-22.
YANG S, WANG T Y. Nature frequency analysis of a cantilever beam with elastic restraint in vertical direction[J]. Journal of Tianjin University, 2011, 44(1): 18-22 (in Chinese).
- [16] 蔡国平, 洪嘉振. 考虑附加质量的中心刚体-柔性悬臂梁系统的动力特性研究[J]. 机械工程学报, 2005, 41(2): 33-40.
CAI G P, HONG J Z. Dynamics study of hub-beam system with

tip mass[J]. Chinses Journal of Mechanical Engineering,2005, 41(2):33-40(in Chinese).

[17] 闫安志,滕军,鲁志雄,等. 动质量对悬臂梁振动抑制的数值分析和实验研究[J]. 机械科学与技术,2007,26(1):122-126.

YAN A Z,TENG J,LU Z X,et al. Experiment study and numerical analysis of a moving mass's vibration suppression of a cantilever beam [J]. Mechanical Science and Technology, 2007,26(1):122-126(in Chinese).

[18] 夏季,朱目成,马德毅. 带集中质量和弹性支承梁的横向固有振动分析[J]. 力学与实践,2000,22(5):27-30.

XIA J,ZHU M C,MA D Y. Analysis of lateral natural vibration of beams with lumped masses and elastic supports[J]. Mechanics in Engineering,2000,22(5):27-30(in Chinese).

[19] 闫安志,陶天增,张振华. 端部质量对有无损伤悬臂梁的模态影响分析[J]. 郑州大学学报(工学版),2016,37(5):39-42.

YAN A Z,TAO T Z,ZHANG Z H. The mode analysis of the cantilever beam with concentrated mass on its free end in the case of damage and no damage[J]. Journal of Zhengzhou University (Engineering Science),2016,37(5):39-42(in Chinese).

[20] 郭金泉,陈垂福,杨晓翔,等. 辅助质量块-单裂纹悬臂梁耦合系统固有频率的理论研究及其应用[J]. 固体力学学报,2016,37(3):264-272.

GUO J Q,CHEN C F,YANG X X,et al. Theoretical and applied research on natural frequencies of cracked cantilever beams with an auxiliary mass[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics,2016,37(3):264-272(in Chinese).

[21] YOUNG D,FELGAR R P. Tables of characteristic functions representing normal modes of vibration of a beam:4913[R]. Austin:The University of Texas at Austin,1949.

[22] 周民强,孙山译,王跃东,等. 数学手册[M]. 北京:工人出版社,1987.

ZHOU M Q,SUN S Y,WANG Y D,et al. Mathematical manual [M]. Beijing:China Worker Publishing House,1987(in Chinese).

[23] 叶其孝,沈永欢. 实用数学手册[M]. 2 版. 北京:科学出版社,2008.

YE Q X,SHEN Y H. Practical mathematical manual[M]. 2nd ed. Beijing:Science Press,2008(in Chinese).

作者简介:

马斌捷 男,硕士,研究员,硕士生导师。主要研究方向:结构动力学。

周书涛 男,博士,高级工程师。主要研究方向:计算固体力学。

Vibration response analytical solutions of cantilever beam with tip mass and spring constraints

MA Binjie*, ZHOU Shutao, JIA Liang, HOU Chuantao, RONG Kelin
(Beijing Institute of Structure & Environment Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: According to the eigenvalue condition of cantilever beam with tip mass and spring, this paper proposes a characteristic transformation method, and obtains the analytical solutions of generalized mass and vibration response of cantilever beam with constraints. By analyzing the variational regularities of amplification factors of root bending moment, tip displacement, tip velocity, and tip acceleration for this cantilever beam, the results indicate that the stiffness of tip spring has notable effect on static and first-order load responses, the restriction of tip mass can be relaxed in the load reduction design, and the analysis order of load response is between the analysis orders of velocity and acceleration. The proposed characteristic transformation method can be used to obtain the vibration response analytical solutions of cantilever beam with other loading distribution, boundary conditions and tip constraints.

Keywords: cantilever beam; tip mass; tip spring; characteristic transformation method; vibration response

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0519

CCD 器件用机械泵驱动两相流体回路仿真与试验



赵振明, 孟庆亮*, 张焕冬, 赵慧

(北京空间机电研究所 先进光学遥感技术北京市重点实验室, 北京 100094)

摘

要: 电荷耦合元件 (CCD) 作为航天光学遥感器的核心部件之一, 其工作性能受

温度影响很大, 传统的热控产品难以满足大功率 CCD 的精密控温需求。通过仿真与试验系统研究了机械泵驱动两相流体回路 (MPTL) 用于 CCD 控温时的启动特性、运行状态、内部工质的流动及传热特性。结果表明: MPTL 可以通过干度的调节来吸收冷凝器外热流和 CCD 工作模式的影响; MPTL 的控温精度可以达到 $\pm 1^\circ\text{C}$, 蒸发器并联支路、蒸发器负载和冷凝器温度在一定范围内变化等均不会对系统运行稳定性产生影响, 其仍可将 CCD 器件控制在所需温度; 通过仿真与试验对比, 发现仿真模型的误差在 $\pm 1^\circ\text{C}$ 以内, 验证了模型的有效性和准确度。MPTL 可以很好地满足航天光学遥感器 CCD 的控温要求, 能够保证 CCD 始终具有较好的温度稳定性和均匀性, 且系统具有良好的运行特性和鲁棒性, 其在 CCD 精密控温方面具有很好的应用前景。

关键词: 电荷耦合元件 (CCD); 遥感器热控; 精密控温; 机械泵驱动两相流体回路 (MPTL); 两相流动与传热

中图分类号: V416; TK124

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0893-09

电荷耦合元件 (Charge-Coupled Device, CCD) 具有自扫描、感受波谱范围宽、畸变小、体积小、质量轻、系统噪声低、功耗小、寿命长、可靠性高等一系列优点^[1], 是目前航天光学遥感器应用最为普遍的探测器器件之一。CCD 的性能受温度影响很大, 其热电子噪声随温度呈指数递增, 如果温度波动较大, 热噪声变化不定, 会给电路设计和信号处理带来较大的负面影响, 为此需要对 CCD 及焦面组件进行合理的热设计^[2]; 而随着遥感技术的不断进步, 光学遥感器对于 CCD 工作时的温度要求也越来越高, 从最初的能够将 CCD 的热量及时排散, 控制其温升, 发展到需要将 CCD 的温度控制在一个非常精密的区间, 这给 CCD 热设计技术带来了非常大的挑战。早期国内主要采用导热铜条、铜导热索或槽道热管等将 CCD 工作时产生的热量传递到卫星舱外进行排散, 而当 CCD 不工作

时通过电加热器进行补偿, 以确保其温度不会过低^[3-4]。该方法结构简单、可靠性高, 一直被广泛应用, 但由于热量传递能力有限, 沿程热阻较大, 且辐射散热加主动控温的方式控温精度较低, 逐渐难以适应新型光学遥感器 CCD 精密控温的需求。2010 年, 北京空间机电研究所的赵振明和雷文平^[2]首次提出了将环路热管用于 CCD 散热的热设计方法, 并开展了试验验证, 结果表明, 环路热管能够很好地将 CCD 工作时的热量传递至卫星舱外排散, 且将 CCD 的温度控制在 $\pm 2^\circ\text{C}$ 以内, 大大提升了 CCD 的控温精度。此后, 北京空间机电研究所将环路热管用于 GF-9 卫星 CCD 的精密控温, 取得了在轨的飞行验证, 结果表明, 环路热管能够很好地满足 CCD 在轨散热及控温的需求, 并实现了 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 的控温精度^[5]。

机械泵驱动两相流体回路 (Mechanically

收稿日期: 2018-09-04; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-28 09:07

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.1718.003.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51806010)

* 通信作者. E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

引用格式: 赵振明, 孟庆亮, 张焕冬, 等. CCD 器件用机械泵驱动两相流体回路仿真与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 893-901. ZHAO Z M, MENG Q L, ZHANG H D, et al. Simulation and experimental study of mechanically pumped two-phase loop for CCD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 893-901 (in Chinese).

Pumped Two-phase Loop, MPTL) 是以机械泵作为驱动元件,以精密控温型储液器作为控温元件,通过在蒸发段吸收发热元件的热量,在冷凝段将热量释放的闭合回路控温技术。该技术只需很小的输入功耗即可让整个回路具备很大的传热能力,且能够对热源进行精密控温,可以解决小空间、高热载、高精度、多热源或复杂分布热源的冷却问题。目前在宇航领域 MPTL 的应用案例并不多见,公开报道的只有国际空间站上阿尔法磁谱仪(AMS-II)采用了 MPTL 作为硅微条轨迹探测器的散热系统(TTCS)^[6-8]。基于该应用,荷兰国家航空航天局、中山大学等单位开展了基于 CO₂ 工质的 MPTL 试验和仿真分析研究,获得了多项研究成果^[9-13]。

本文提出将 MPTL 应用于航天光学遥感器 CCD 的热设计,并通过仿真与试验验证了 MPTL 的运行特性及控温效果,证明了其在 CCD 精密控温方面应用的可行性。

1 CCD 用机械泵驱动两相流体回路

1.1 系统组成

如图 1 所示,本文所述 CCD 用 MPTL 由机械泵、储液器、预热器、蒸发器、冷凝器及管路组成,各组成部分主要功能如下:

- 1) 机械泵是系统的动力核心,用于提供回路内工质运行所需的动力,机械泵的流量应满足系统散热要求,扬程应大于系统总压降,各零部件应与所用工质相容。
- 2) 储液器是系统的控温单元,通过精确控制储液器的温度可实现蒸发器单元的控温,此外在系统运行工况变化时,内部工质的相变会使得体积发生大幅变化,此时储液器应能够提供系统所需的工质或容纳系统多余的工质。
- 3) 预热器用于将进入蒸发器单元的工质加热至饱和态(气液两相态),从而确保蒸发器单元中各 CCD 的精确控温。
- 4) 蒸发器采用微通道冷板的形式与 CCD 耦

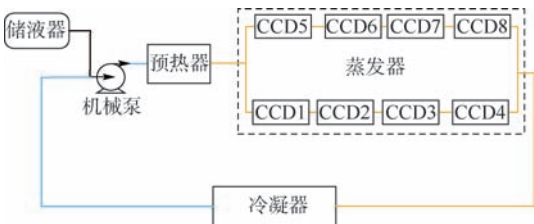


图 1 CCD 用机械泵驱动两相流体回路系统组成示意图

Fig. 1 Schematic of MPTL system composition for CCD

合换热,用于收集 CCD 工作时的热耗及对 CCD 精确控温。

5) 冷凝器用于将系统的废热排散至热沉。

1.2 系统工作原理

如图 1 所示, MPTL 系统通过机械泵产生动力,机械泵出口的液相工质经预热器加热至饱和态,而后进入并联的蒸发器与 CCD 换热,流经各片 CCD 的工质始终处于气液两相状态,其温度始终为对应压力下的饱和温度,吸收热量后的工质进入冷凝器将热量排放至热沉并重新回到液相状态进入机械泵完成一个循环。

储液器是 MPTL 系统最为重要的组件之一,其承担着工质存储、供给、气液分离及精确控温的作用。对于间歇工作的光学遥感器,当 CCD 开机工作或冷凝器温度升高时,回路内会有更多的液相工质转变为气相,气相体积将大幅增加,此时回路内部多余的液相工质则会流入储液器进行存储;反之,当 CCD 关机或冷凝器温度降低时,回路内会有更多的气相工质转变为液相,气相体积将大幅减小,此时回路内不足的工质则会由储液器进行补充。在微重力下,储液器还要实现气液分离的作用,以确保流出储液器的工质为液相状态。MPTL 的精确控温主要依靠对储液器的高精度温度控制,即通过控制储液器的温度实现对储液器内饱和态工质压力的精确控制,进而实现对蒸发器的精确控温。蒸发器与储液器温差和系统压力的关系可表示为^[14]

$$T_E - T_A = \frac{\Delta P_{EA}}{(dP/dT)_{sat}} \quad (1)$$

式中: T_E 和 T_A 分别为蒸发器和储液器内工质的温度; ΔP_{EA} 为储液器和蒸发器内工质的饱和压差; $(dP/dT)_{sat}$ 为饱和温度 T_A 点的压力-温度斜率。

2 机械泵驱动两相流体回路仿真

2.1 仿真模型

MPTL 系统的流动可以由瞬态的 Navier-Stokes 方程描述^[15]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x} + \rho g_x \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u E)}{\partial x} = Q - \frac{\partial(pu)}{\partial x} + \frac{\partial(u \bar{\tau})}{\partial x} + \rho u g_x \quad (4)$$

式中: ρ 、 u 、 p 、 $\bar{\tau}$ 、 E 和 Q 分别为密度、速度、压力、黏性应力张量、重力加速度、总能量和热量; x 和 t 分别为距离和时间。气液密度通过热物性状态表

得到,两相管路内的流动采用均匀平衡模型,即认为蒸汽和流体具有相同的速度,并且温度和压力假设相同。通过网格离散,管路、预热器、蒸发器和冷凝器可以划分为一些小的体积节点,每个体积节点包含一个中心位置的节点和两个节点之间共享的界面。由此,式(2)~式(4)可以改写为

$$\left[V \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_n = \dot{m}_j - \dot{m}_{j+1} \quad (5)$$

$$p_{n+1} - p_n = \left[\frac{l}{A} \ddot{m} + \frac{f}{2\rho} \left(\frac{\dot{m}}{A} \right)^2 - \rho g \Delta z \right]_{j+1} \quad (6)$$

$$\left[V \left(\frac{du}{dt} \rho + u \frac{d\rho}{dt} \right) \right]_n = \dot{m}_j h_j - \dot{m}_{j+1} h_{j+1} + \dot{Q}_n \quad (7)$$

式中: V 、 l 、 A 、 $\ddot{m}$ 、 f 、 $\dot{m}$ 、 Δz 和 h 分别为体积、距离、面积、流量与时间的偏导数、摩擦系数、流量、 z 向距离差值和比焓;下标 j 和 n 分别表示网格界面和网格编号。

对于单相管路,摩擦系数 f 为

$$f = \begin{cases} 64/Re & Re \leq 2000 \\ 0.0791 Re^{-0.25} & 2000 < Re < 10^5 \end{cases} \quad (8)$$

式中: Re 为雷诺数。

对于两相管路,压降根据 Friedel 模型^[16]计算得到

$$\Delta p_t = f_{1,0}^2 \Delta p_0 \quad (9)$$

$$f_{1,0}^2 = (1-q)^2 + q^2 \frac{\rho_l \lambda_l}{\rho_g \lambda_g} + \frac{3.24 q^{0.78} (1-q)^{0.24} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{0.91} \left(\frac{\mu_g}{\mu_l} \right)^{0.19} \left(1 - \frac{\mu_g}{\mu_l} \right)^{0.7}}{\left(\frac{\dot{m}^2}{g d \rho_M^2} \right)^{0.045} \left(\frac{\dot{m}^2 d}{\rho_M \sigma} \right)^{0.035}} \quad (10)$$

式中: Δp_t 、 $f_{1,0}^2$ 和 Δp_0 分别为两相流阻、两相流阻系数和液相流阻; q 、 λ 、 μ 和 d 分别为干度、热传导率、黏度和直径;下标 l 、 g 分别表示液相、气相; ρ_M 为气液平均密度; σ 为表面张力系数。

本文基于 Sinda/Fluint 软件,建立了 MPTL 系统瞬态数值模型,如图 2 所示,所建模型已经被应用于控温型环路热管的仿真分析,模型经过了在轨飞行数据验证^[17]。

模型中采用液氨作为工质。通过对储液器外壁面进行控温,可研究工质参数在不同组件内的变化。所有与热物性相关的参数,如氨工质的液相和气相密度、黏度、饱和压力、液体表面张力、汽化潜热和热导率等,均通过在每一时间步、每一计算网格上调用 REFPROP 数据库得到。

图 3(a)为仿真分析所选取的轨道外热流随时间的变化曲线,图 3(b)为 CCD 的工作模式,其中低温工况为 CCD 长期不开机,无热耗;高温工况为 CCD 每一轨道周期工作 8 min,其工作时的

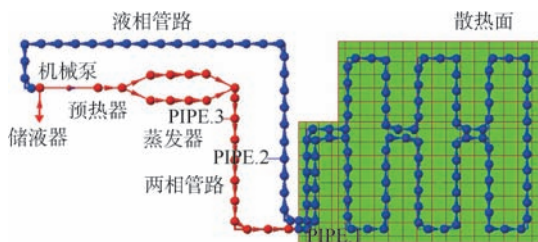
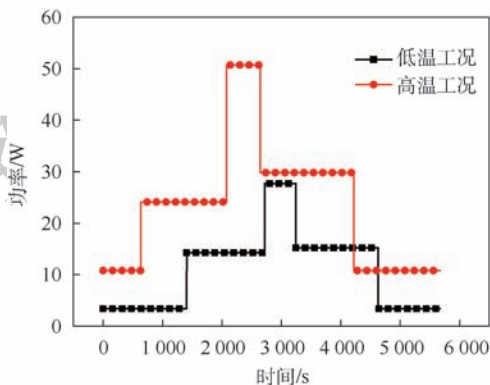
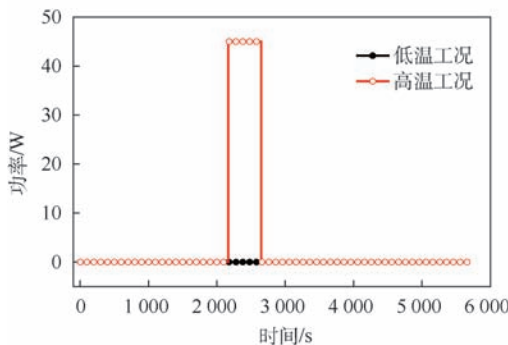


图 2 MPTL 系统瞬态数值模型

Fig. 2 Transient numerical model for MPTL system



(a) 轨道外热流随时间变化曲线



(b) CCD 工作模式

图 3 轨道外热流变化和 CCD 工作模式

Fig. 3 Variation of external heat flux in orbit and working mode of CCD

功率为 45 W。

2.2 仿真结果分析

图 4 给出了低温和高温工况下,辐射冷凝器上的温度分布云图和管路内气液两相的分布图,图中紫色表示气液两相段,蓝色表示液相段。低温工况时,冷凝器上的总外热流最小,且 CCD 关机,此时冷凝器的温度较低,气液两相段长度较短,进入到冷凝器上管路内的液体,经过较短的距离即被冷却为过冷液体;高温工况时,冷凝器上的总外热流最大,且 CCD 开机,此时冷凝器的温度较高,气液两相段长度较长,进入到冷凝器上管路内的液体,经过较长的距离才被冷却为过冷液体。通过低温和高温工况的仿真结果可以发现,本文所设计的辐射冷凝器能够满足不同工况下的辐射散热需求,进入到冷凝器上管路内的两相流体均

被冷却为过冷液体,能够有效保证回路正常运行。

图 5 给出了低温工况下,蒸发器内流体的温度和干度随时间的变化曲线。低温工况下,CCD 不工作,受外热流影响,蒸发器内饱和流体温度为 20.2 ~ 20.4℃,干度为 0.03 ~ 0.11。因此,低温工况时,饱和态的两相工质可以通过干度变化消除轨道外热流的影响,以接近恒定的温度流经蒸发器,从而确保了 CCD 温度的恒定。

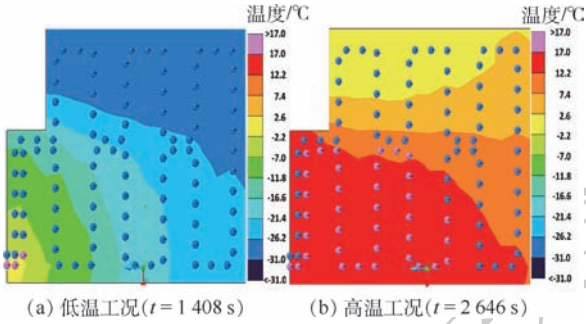


图 4 辐射冷凝器上的温度分布云图与管路内气液两相分布图
Fig. 4 Temperature distribution contour on radiation condenser and gas-liquid two-phase distribution in pipeline

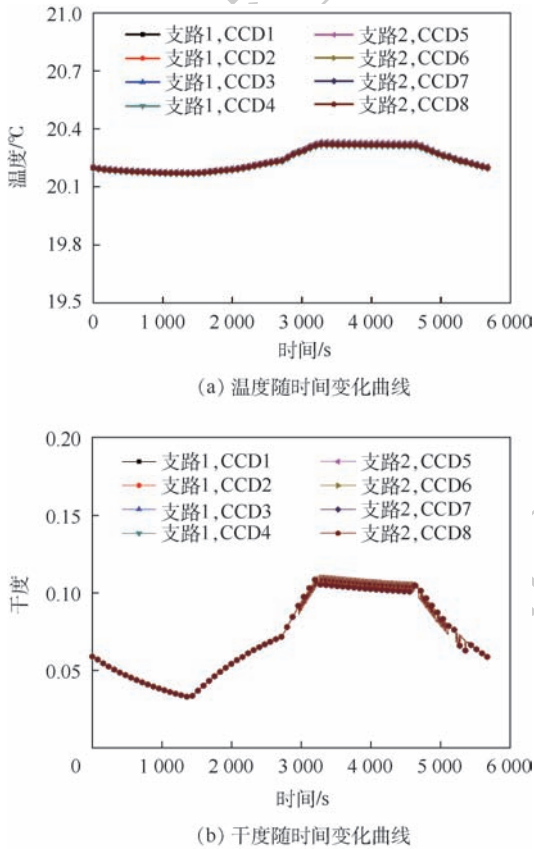


图 5 低温工况下蒸发器内流体温度和干度随时间的变化曲线
Fig. 5 Temporal evolution of temperature and quality of working fluid in evaporators for cold case

图 6 给出了高温工况下,蒸发器内流体的温度和干度随时间的变化曲线。高温工况下,CCD 工作,蒸发器内饱和流体的最大温升为 0.9℃,干

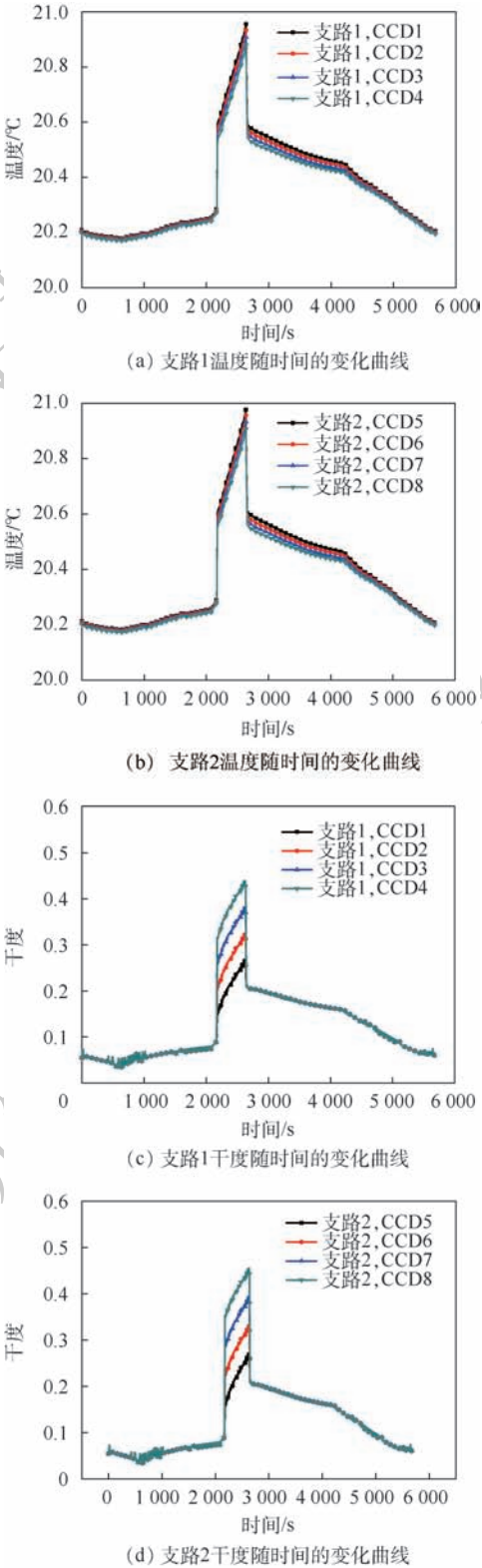


图 6 高温工况下蒸发器内流体温度和干度随时间的变化曲线
Fig. 6 Temporal evolution of temperature and quality of working fluid in evaporators for hot case

度的最大变化值为 0.5。在高温工况下,CCD 产生的热量将蒸发器内两相工质中的部分液体蒸发,引起干度增加,进而导致 MPTL 系统内的气液两相段长度变长,以及系统流阻的增加。由式(1)可知,流阻的增加将引起蒸发器内流体温度的升高,但对于氨工质而言,该温升值较小,这一特性确保了 CCD 的温度稳定。相比温度的变化,干度的变化趋势更明显,干度从入口处的 0.03 上升到了出口处的 0.50,这表明蒸发器内的工质吸收热量发生了相变,且未全部变为气相状态,说明所设置的系统流量满足 CCD 散热的需求。

3 机械泵驱动两相流体回路试验

3.1 试验系统组成

图 7 和图 8 分别为 MPTL 系统的模装图和实物图。试验采用小流量齿轮泵提供工质流动所需的驱动力,工质流量在 0~8 L/min 可调。储液器为 $\phi 50\text{ mm}\times 130\text{ mm}$ 的圆柱型腔体,内部设有用于产生工质流动动力及气液分离的毛细结构,可同时适用于重力环境和微重力环境;储液器外表面通过粘贴电加热器和连接液冷回路进行加热和冷却,实现对储液器的精确控温,加热功率为 10 W,液冷回路的温度为 5℃。预热器采用平

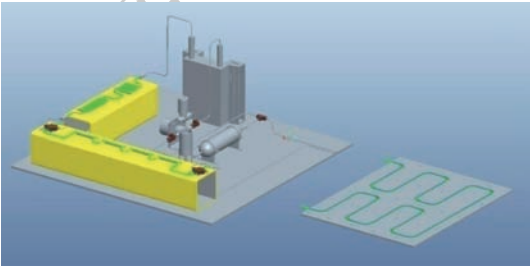


图 7 MPTL 系统模装图

Fig.7 Mold assembly graph of MPTL system

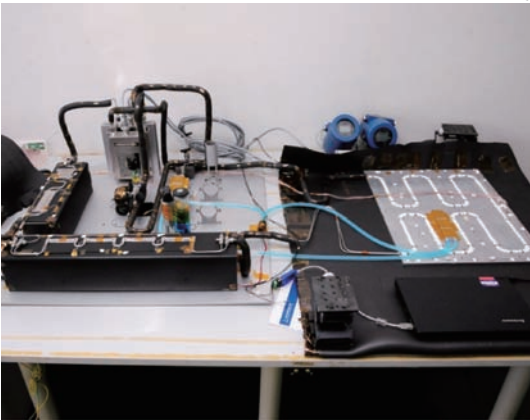


图 8 MPTL 系统实物图

Fig.8 Picture of MPTL system

板型微通道换热器,工质在预热器内部流道内单向流过,通过在预热器表面粘贴电加热器对内部工质加热,使其由入口处的纯液态变为出口处的饱和态。蒸发器为 8 片冷板组成,同样为平板型微通道换热器,其中每 4 片冷板串联为一个支路,两个支路并联接入流体回路系统。冷凝器为镶嵌有管路的铝合金平板,并以液冷回路作为热沉进行散热。流体回路沿程全部管路为外径 $\phi 3\text{ mm}$ 的不锈钢管。

此外,为配合试验测量,在流体回路内串联一台科氏质量流量计用于流量测量,在机械泵进出口设置一支相对压力传感器,在储液器出口设置一支绝对压力传感器用于压力测量,回路各关键部组件设置有若干支热电偶用于温度测量。流体回路全部组件及管路外部包覆隔热材料降低空气对流对测试的影响。

3.2 试验结果分析

试验共进行了 3 个工况,工况内容如表 1 所示。

1) 工况 1

工况 1 模拟了流体回路入轨首次启动过程。图 9 为首次启动的试验结果。试验前流体回路各组件(储液器除外)长时间置于试验室环境,各处温度均在 26~27℃ 之间(阶段 1)。试验开始后,将储液器温度升至约 33℃(阶段 1)。打开机械泵,在机械泵的作用下,由于冷凝器中的过冷液体开始循环,使得机械泵、预热器、蒸发器等处温度迅速降低,与此同时将储液器温度降至 20℃;待储液器温度稳定后,打开预热器,此时蒸发器的温度随着预热器的温度一起升高,并在约 4 600 s 时完成过热(阶段 2)。完成过热后,预热器和蒸发器温度迅速降低,并稳定在饱和温度(阶段 3)。至此启动过程结束。

图 10 为 MPTL 系统管路内存在气相工质时的启动情况。试验开始时,首先给蒸发器模拟负载加热,蒸发器温度迅速升至约 70℃,远远高于工质饱和温度,蒸发器内工质呈气相,随后打开机械泵,在机械泵的作用下,冷凝器中的过冷工质流过蒸发器并迅速将蒸发器冷却,系统正常启动。

表 1 验证试验工况

Table 1 Verification test condition

工况	试验项目	试验内容
1	启动特性	验证流体回路启动性能,验证流体回路内存在气相时系统启动性能
2	控温特性	验证蒸发器温度随储液器温度变化的响应能力
3	运行特性	验证蒸发器并联支路对系统运行特性的影响,验证冷凝器温度波动对系统运行特性的影响

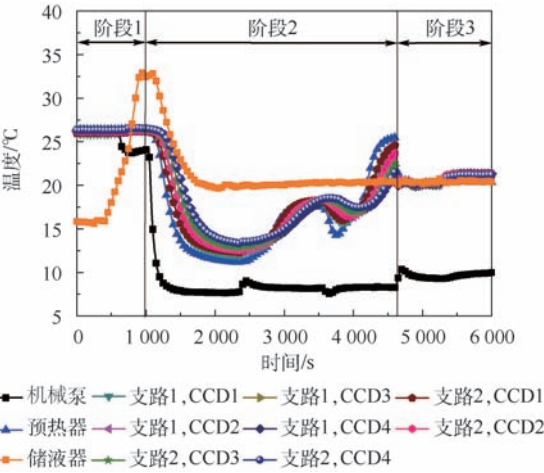


图 9 MPTL 系统启动过程

Fig. 9 Start-up process of MPTL system

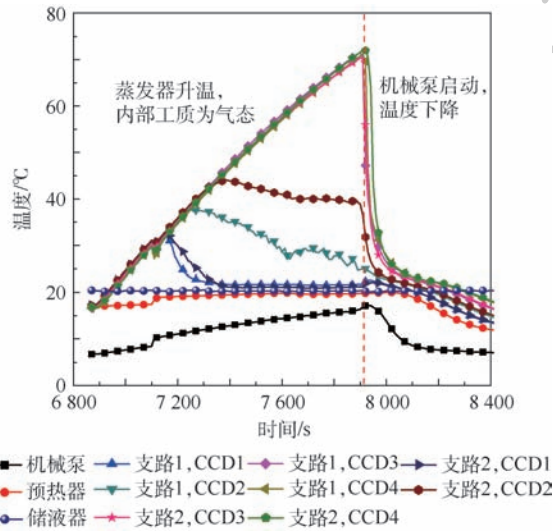


图 10 MPTL 系统管路内存在气相工质时的启动过程

Fig. 10 Start-up process of MPTL system pipeline in gas phase

可见,在流体回路管路内存在气相工质时,只需确保机械泵处工质温度低于饱和温度,在打开机械泵后,系统即可正常启动。

2) 工况 2

如图 11 所示,试验开始前将储液器温度由工况 1 的 20℃ 提高至 25℃,试验开始后打开预热器和蒸发器模拟负载,预热器和蒸发器的温度随之上升,约 770 s 后预热器和蒸发器均达到两相,并稳定在 28℃。由此可见,蒸发器对储液器的响应很好,可以通过调节储液器的温度实现对 CCD 器件温度的控制。

3) 工况 3

图 12(a) 为两并联支路低负载功耗运行试验。支路 1 每个蒸发器加载 8 W 功耗,支路 2 每个蒸发器加载 4 W 功耗。从图 12(b) 的试验结

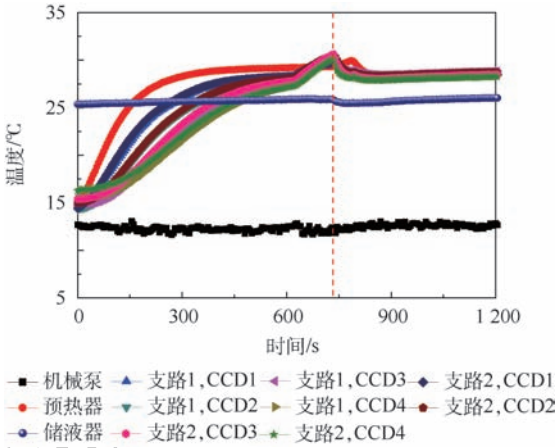
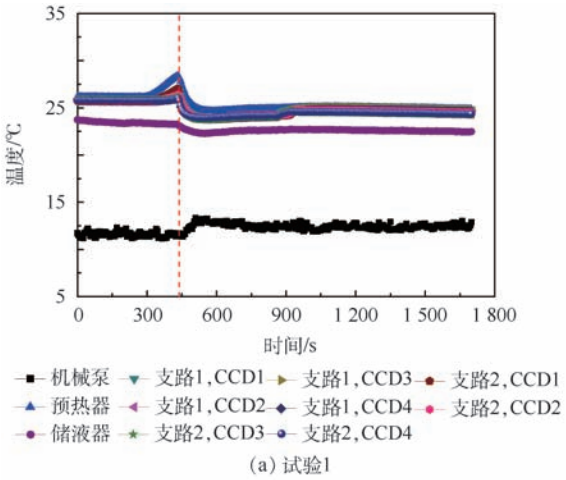
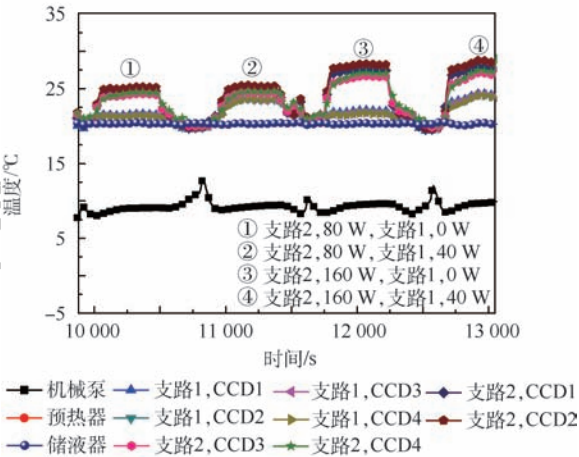


图 11 储液器控温特性试验结果

Fig. 11 Test results of temperature control characteristics of liquid accumulator



(a) 试验 1



(b) 试验 2

图 12 蒸发器并联支路对系统运行特性影响试验结果

Fig. 12 Test results of influence of parallel branch of evaporator on operation characteristics of system

果可以看出,系统运行稳定,各蒸发器温差在 1℃ 以内。在此之后通过加大两支路负载功耗的差距,进一步验证流体回路系统的运行稳定性。由

图 12(b)中的试验结果可见,在不同的负载下,两支路各片蒸发器的温度均能够保持稳定,且单个支路 4 片蒸发器之间的温差较小。但是由于蒸发器壳体与内部工质之间热阻的影响,在不同的负载下,蒸发器壳体的温度也不相同,负载越大,蒸发器壳体温度越高。

图 13 为冷凝器温度波动对系统运行特性的影响曲线。可见,随着冷凝器温度的变化,进入到机械泵的工质温度也在发生着变化,使得机械泵温度随着冷凝器的温度波动而波动。但是由于预热器和蒸发器处的工质始终处于饱和状态,其温度并不受到冷凝器温度波动的影响,系统运行稳定性很好,CCD 仍然能够控制在一个稳定的温度范围内。

图 14 给出了蒸发器并联使用时,两支路平均温度 T_a 的仿真与试验结果的对比。通过对比可以发现,仿真与试验结果在整体上的变化趋势

基本一致,仿真结果在预测 CCD 加载功率时,误差在 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 以内,且曲线在该阶段的变化趋势比较一致;在预测 CCD 未加载功率时,误差相对较大,在 $\pm 1^\circ\text{C}$ 以内,并且仿真结果的变化趋势相对试验更快达到一个平缓的趋势,且仿真的温度比试验结果相对较低,这主要与试验测试时隔热材料的包覆的程度有关。通过仿真与试验的对比,验证了模型的有效性和准确度。该模型可以用于预测 MPTL 系统的瞬态工作特性,并可用于理解和分析 MPTL 系统的工作特性。

4 结 论

本文首次提出将 MPTL 应用于航天光学遥感器 CCD 的热设计,并开展了仿真与试验验证,验证了 MPTL 的运行特性及控温效果,证明了其用于 CCD 器件精密控温的可行性。仿真及试验的主要结论如下:

1) 通过仿真,验证了蒸发器内工质的温度具有较好的稳定性和均匀性,通过干度的调节来吸收冷凝器外热流和 CCD 工作模式的影响,可以为系统提供良好的恒温边界。

2) 通过试验,验证了 MPTL 的启动特性、控温特性和运行特性,从试验结果可知,MPTL 具有很好的控温特性,应用于 CCD 器件的控温时,可以提供优于 $\pm 1^\circ\text{C}$ 的控温精度;MPTL 具有很好的鲁棒性,蒸发器并联支路、蒸发器负载和冷凝器温度在一定范围内变化等均不会对系统运行稳定性产生影响,流体回路仍可将 CCD 器件控制在所需温度。

3) 通过仿真与试验对比,发现仿真模型的误差在 $\pm 1^\circ\text{C}$ 以内,验证了仿真模型的有效性和准确度。该模型可以用于预测 MPTL 系统的瞬态工作特性,并可用于理解和分析 MPTL 系统的工作特性。

参考文献 (References)

- [1] 赵英时. 遥感应用分析原理与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
ZHAO Y S. Principles and methods of remote sensing application analysis[M]. Beijing: Science Press, 2002 (in Chinese).
- [2] 赵振明, 雷文平. 环路热管在 CCD 热设计中的应用[C] // 第十二届全国热管会议, 2010: 301-306.
ZHAO Z M, LEI W P. Loop heat pipe application in CCD thermal design[C] // 12th Chinese Heat Pipe Conference, 2010: 301-306 (in Chinese).
- [3] 童叶龙, 李国强, 余雷, 等. CCD 组件的热分析和热试验[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(5): 46-53.

图 13 冷凝器温度波动对系统运行特性影响试验结果
Fig. 13 Test results of influence of temperature fluctuation of condenser on operation characteristics of system

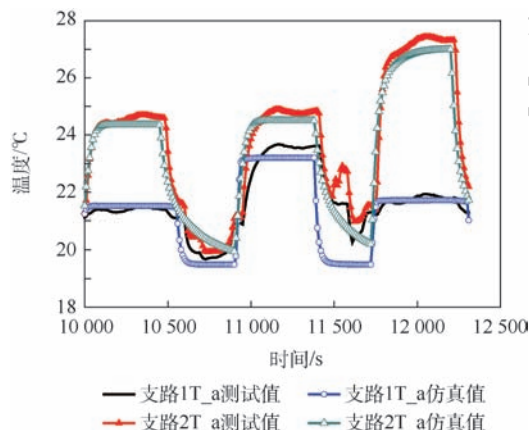


图 14 仿真与试验结果对比

Fig. 14 Comparison between simulation and test results

- TONG Y L, LI G Q, YU L, et al. Heat dissipation and precise temperature control for high-power CCD assembly [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35 (5): 46-53 (in Chinese).
- [4] 陈恩涛, 卢镔. 空间遥感器 CCD 组件热设计 [J]. 光学精密工程, 2000, 8(6): 522-525.
- CHEN E T, LU E. Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2000, 8(6): 522-525 (in Chinese).
- [5] GAO T, YANG T, ZHAO S L. The design and application of temperature control loop heat pipe for space CCD camera [C] // International Symposium of Spaces Optical Instrument and Application, 2017: 15-20.
- [6] DELIL A A M, PAUW A, WOERING A A. AMS-2 tracker thermal control system-design and thermal modeling of the mechanically pumped two-phase CO₂ loop: AIAA-2003-345 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [7] LIU J, PEI N Q, GUO K H, et al. Experimental investigation on a mechanically pumped two-phase cooling loop with dual-evaporator [J]. International Journal of Refrigeration, 2008, 31(7): 1176-1182.
- [8] ZHANG Z, SUN X H, TONG G N, et al. Stable and self-adaptive performance of mechanically pumped CO₂ two-phase loops for AMS-02 tracker thermal control in vacuum [J]. Applied Thermal Engineering, 2011, 31: 3783-3791.
- [9] HUANG Z C, HE Z H, MO D C, et al. Coupling between an accumulator and a loop in a mechanically pumped carbon dioxide two-phase loop [J]. Microgravity Science and Technology, 2009, 21(1): 23-29.
- [10] 刘杰. 航天机械泵驱动两相流冷却环路循环特性的研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2008: 115-117.
- LIU J. Investigations on running characteristics of the mechanically pumped two-phase cooling loop for space applications [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008: 115-117 (in Chinese).
- [11] VAN ES J, PAUW A, VAN DONK G. AMS02 tracker thermal control cooling system test results of the AMS02 thermal vacuum test in the LSS at ESA ESTEC: AIAA-2012-3577 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [12] MO D C, XIAO W J, HUANG Z C, et al. Comparison of pressure drop between calculation and experiment for a two-phase carbon dioxide loop [J]. Microgravity Science and Technology, 2008, 20(3-4): 183-186.
- [13] SUN X H, HE Z H, HUANG Z C, et al. Analysis of temperature oscillations in parallel evaporators of a carbon dioxide two-phase loop [J]. Microgravity Science and Technology, 2009, 21 (Supl 1): 299-304.
- [14] KU J T. Operating characteristics of loop heat pipes [C] // 29th International Conference on Environmental Systems, 1999: 1991-01-2007.
- [15] 庄礼贤, 尹协远, 马晖扬. 流体力学 [M]. 2 版. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009: 65-89.
- ZHUANG L X, YIN X Y, MA H Y. Fluid mechanics [M]. 2nd ed. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2009: 65-89 (in Chinese).
- [16] FRIEDEL L. Improved friction pressure drop correlation for horizontal and vertical two-phase pipe flow [C] // European Two-Phase Flow Group Meeting, 1979: 1158-1162.
- [17] MENG Q L, YANG T, LI C L, et al. Numerical simulations and analyses of temperature control loop heat pipe for space CCD camera [J]. Journal of Thermal Science, 2016, 25(5): 402-409.

作者简介:

赵振明 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 遥感器热设计、两相流换热。

孟庆亮 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 微重力下两相流动与传热。

Simulation and experimental study of mechanically pumped two-phase loop for CCD

ZHAO Zhenming, MENG Qingliang^{*}, ZHANG Huandong, ZHAO Hui

(Beijing Key Laboratory of Advanced Optical Remote Sensing Technology, Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: As one of the core components of spaceflight optical remote sensor, the temperature of the charge-coupled device (CCD) will affect the working performance. Therefore, traditional thermal control products have gradually been difficult to meet the needs of high-power CCD precise temperature control. In this paper, the start-up characteristics, operation status, flow and heat transfer characteristics of internal working fluid of mechanically pumped two-phase loop (MPTL) used in temperature control of CCD are studied by simulation and test. The results show that MPTL can absorb the influence of external heat flow of condenser and working mode of CCD by adjusting quality, and the temperature control accuracy of MPTL can reach $\pm 1^\circ\text{C}$. The parallel branch of the evaporator, the load of the evaporator and the temperature change of the condenser in a certain range will not affect the stability of the system, and the CCD can still be controlled at the required temperature. By comparing the simulation with the experiment, it is found that the error of the simulation model is within $\pm 1^\circ\text{C}$, which verifies the validity and accuracy of the model. MPTL can satisfy the requirement of temperature control of space optical remote sensor CCD very well. It can ensure that the CCD always has good temperature stability and uniformity, and the system has good operational characteristics and robustness. It has a good application prospect in the precision temperature control of CCD.

Keywords: charge-coupled device (CCD); remote sensor thermal control; precise temperature control; mechanically pumped two-phase loop (MPTL); two-phase flow and heat transfer

Received: 2018-09-04; **Accepted:** 2018-11-30; **Published online:** 2018-12-28 09:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.1718.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806010)

*** Corresponding author.** E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0533

基于矩阵分解的空间系绳系统不完全反馈控制

王长青^{1,2,*}, 付立春^{1,2}, 扎波罗特诺夫·尤里³, 李爱军^{1,2}

北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2. 西北工业大学 中俄国际空间系绳系统研究中心, 西安 710072;

3. 俄罗斯萨马拉国家研究型大学, 萨马拉 443086)

摘 要: 针对利用空间系绳系统 (STS) 进行面内捕获过程中系绳展开后状态保持阶段及捕获完成后系统面内运动抑制等问题, 在面内角和面内角速率信号丢失情况下, 基于矩阵分解采用不完全状态反馈控制方法, 设计出能够抑制系绳展开完成后所出现的非标称行为、捕获后面内摆动的张力控制律, 进而使系统回稳。将所设计的控制律与线性二次调节器 (LQR) + 降维观测器方法对比, 在参数不确定的条件下检验该控制律的控制效果。仿真结果表明, 所设计的控制律在超调量和调节时间上优于 LQR + 降维观测器方法, 能够有效控制系绳的展开误差及捕获过程所带来的面内扰动。所设计的控制律结构简单, 控制效果良好, 且设计过程无需参数调整。

关 键 词: 空间系绳系统 (STS); 捕获; 矩阵分解; 不完全反馈; 稳定

中图分类号: V448.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965 (2019) 05-0902-10

随着人类航天事业的不断发展, 越来越多的航天器被不断发射到太空, 因此近地空间已逐渐变成十分拥挤的场所。与此同时, 由于复杂的太空扰动导致航天器轨道高度发生不同程度的变化, 进而引起不同航天器之间的碰撞, 产生大量空间碎片。因此, 安全、高效地捕获空间碎片对于航天任务的安全完成具有重要意义。利用空间系绳系统 (STS) 进行捕获是一种新型捕获方式, 具有安全性、位置容错性、经济性等优点。

利用空间系绳系统执行碎片在轨捕获任务时一般可以分为捕获前系绳的展开、交会捕获以及捕获后系统回稳、回收、拖拽等不同阶段。捕获前系绳展开到平衡位置、交会捕获以及捕获后系统回稳是后续回收、拖拽任务的前提。然而, 由于太空环境复杂, 展开结束后可能存在一定的长度及摆角误差; 而捕获完成后由于目标物与捕获机构构成统一整体, 质量突变、捕获位置不理想等问

题, 系统不可避免地会出现摆动。因此, 需要对上述情况进行控制使其回到稳定状态即平衡位置。

目前, 国内外学者对系绳平衡位置附近的稳定性问题进行了大量研究。Pasca^[1] 研究了系绳卫星系统在状态保持阶段的运动, 并提出了利用子星推力来控制系绳的面内振荡。Williams 等^[2] 提出了通过电动力和偏置控制来控制系绳的振荡。Mankala 和 Agrawal^[3] 设计了一套边界控制器将系统控制到了径向相对平衡的位置。Larsen 和 Blanke^[4] 设计了一套非线性控制器, 并利用电动力系绳注入阻尼的方法将系绳卫星系统控制到一个渐进稳定的平衡位置。余本嵩等^[5] 通过雅可比矩阵对处于平衡位置的绳系卫星的稳定性进行了研究, 提出了通过在子星一端安装喷气力控制装置的含约束条件的 PID 控制律^[6]。庞兆君^[7] 针对位于圆轨道上和椭圆轨道上的系绳卫星的混沌运动进行了分析, 并通过 Melnikov 方法

收稿日期: 2018-09-07; 录用日期: 2018-11-23; 网络出版时间: 2018-12-12 10:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181211.0916.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (3102017JC06002); 陕西省重点研发计划 (2017KW-ZD-04)

* 通信作者: E-mail: wangcq@nwpu.edu.cn

引用格式: 王长青, 付立春, 扎波罗特诺夫·尤里, 等. 基于矩阵分解的空间系绳系统不完全反馈控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45 (5): 902-911. WANG C Q, FU L C, ZABOLOTNOV Yuriy, et al. Matrix decomposition based control for space tether system with incomplete state feedback [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45 (5): 902-911 (in Chinese).

给出圆轨道下含阻尼系统的混沌域,采用延迟反馈控制,将欠驱动系绳卫星系统的混沌运动稳定到周期运动。

而对于系绳系统,捕获后系统稳定控制问题则更为复杂。孙亮等^[8-9]针对空间系绳系统面内转移过程中的系统的摆振特性及稳定性进行了研究,指出面内轨道转移过程中面内角会以固定的频率绕平衡位置往返摆动,并且这种摆动受轨道高度、系绳长度、推力加速度等影响,提出了连续常值推力系绳系统的轨道转移策略和基于系绳张力系统的摆振抑制策略。张帆和黄攀峰^[10]针对非合作目标抓捕后保持阶段的振动特性参数辨识方法,提出了非合作目标被系绳系统抓捕后处于保持阶段的姿态运动振动特性参数辨识方法。赵国伟等^[11]在考虑捕获平台与目标物的姿态运动基础上,提出了留位和阻尼控制相结合的张力复合控制方法。张宇靖和钟睿^[12]以模型预测控制方法为基础设计了稳定系绳摆动的非线性模型预测控制算法。

上述文献在设计控制器时,多采用施加外力矩的方式(如电力、喷管推力等),或通过输入外部能量来控制系统的面内运动。施加外力矩的方式能够快速抑制面内运动,且精度较高,这对于要求定绳长的高精度任务场合尤其重要^[13]。然而,电力系绳在地磁场中由于洛伦兹力的作用会使得系统轨道能量减少,轨道高度降低,对于状态保持阶段并不适用;喷管能够有效产生交会捕获时目标逼近、跟踪所需要的摆动,但要不断消耗燃料,然而系统在轨时间较长,若从始至终一直通过喷管来控制子星的运动需要消耗大量燃料,十分不经济。

对于本文所研究的展开后状态保持以及捕获结束后回稳的过程,由于轨道周期较长,对任务的时间要求并不强烈,则通过张力控制使系统缓慢回到稳态也是可行的。例如,王班等^[14]针对捕获完成后提出了一种在最大摆角处收紧系绳、平衡位置处释放系绳的面内摆动抑制控制方法,但仅在面内角速率大于零的条件下有效。李超等^[15]针对圆轨道下系绳系统的状态保持阶段提出了基于标准系绳法的稳定控制方法。但上述方法对系绳张力机构提出了系绳面内、面外角姿态可测、绳长可测和系绳张力可控可测等要求。

系绳系统测量姿态角的主要方式是GPS干涉法^[16],对姿态测量系统提出了较高要求。通过张力对系统进行控制时,一旦角度和角速率反馈失效,将会对系统造成严重影响。例如1988年发射的ECHO-7、2003年发射的DTU sat-1、2006年发

射的CUTE-1.7以及2007年发射的YES-2卫星都出现了传感器及控制器故障,对任务造成了不同程度的影响^[17-18]。因此,设计在角度和角速率反馈失效时仍能够使用的控制器,对于系绳展开后的面内保持以及捕获后系统的回稳具有重要意义。此外,面内运动反馈被证明对系统稳定性没有本质影响^[19],因此在仅反馈长度和速率信号的情况下设计控制律同样可行。

针对状态反馈不完全问题,目前较为常用的方法为线性二次调节器(LQR)+降维观测器方法,除此之外,矩阵分解也为控制律的设计提供了一种良好的选择,其思想为:针对线性系统,通过配置反馈矩阵使其闭环特征方程配置到指定位置,从而使特征方程与具有较好性能的指定标准特征多项式具有相同的系数。本文在设计控制律时,结合标准系数法将系统特征多项式设计为确定形式,在矩阵分解基础上利用相容性原理解决由不完全状态反馈所带来的相容性问题,从而将控制器参数计算出来,此时由于系统特征多项式确定,故其闭环特性也将比较理想,控制效果可预期。

基于上述考虑,本文针对系绳展开后状态保持阶段以及捕获后系统的回稳任务,设计仅反馈长度和速率信号的张力控制律,从而对系统的绳长、面内角误差以及面内摆动进行有效控制。在设计不完全状态反馈的控制律时,本文基于矩阵分解方法,结合标准系数法通过简单的代数运算计算出控制器参数,控制律结构简单,无需复杂的参数调整。

1 动力学模型

考虑系绳系统为有质量弹性杆模型。有以下4点假设:①捕获平台(母星)和捕获前/后的捕获机构(子星)通过弹性系绳连接,系统质心在未受扰动的开普勒圆轨道上运行。②将母星和子星视为质点,且母星质量远大于子星,即系统质心位于母星上。系绳未释放前卷轴位于母星内。③系绳视为质量分布均匀的弹性杆,只考虑沿其自身的纵向振动,不计入系绳的扭转刚性及各向异性等。④所有影响系统的外部作用力中,只考虑重力的影响,忽略太阳光压、大气阻力、日月引力等扰动的影响。

定义地心轨道坐标系和绳系坐标系如图1所示。其中,地心轨道坐标系OXYZ为惯性坐标系,OXY平面与轨道平面一致,OX轴指向轨道近地点(对于圆轨道,沿地心指向轨道升交点方向),OZ轴与轨道平面正交并沿航天器的动量矩方

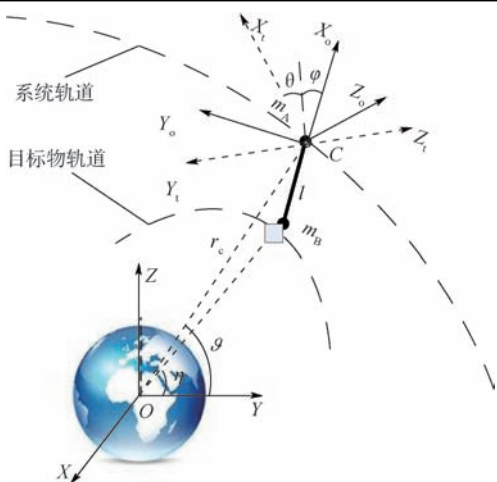


图1 系绳系统捕获过程示意图

Fig.1 Schematic of capture process with tether system

向, OY 轴按右手坐标系原则确定。轨道运动坐标系 $CX_0Y_0Z_0$ 与系统质心 C 固联, CX_0 轴沿航天器矢径方向, CZ_0 轴和 OZ 轴平行。坐标系 $CX_0Y_0Z_0$ 相对于坐标系 $OXYZ$ 以轨道角速率 Ω 旋转。绳系坐标系坐标原点 C 位于航天器质心处, CX_1 轴沿着卫星拉紧绳系的反方向, CY_1 轴和 CZ_1 轴的位置由相对于坐标系 $CX_0Y_0Z_0$ 的面内角 θ 和面外角 φ 确定。空间系绳系统所在轨道与目标物所在轨道在同一平面内, 惯性系下目标物的真近点角为 η 。

空间系绳系统的状态可以用5个广义坐标描述: 系绳系统质心距地心距离 r_c 、系统质心的真近点角 ϑ 、面内角 θ 、面外角 φ 和系绳弹性应变 ε 。根据拉格朗日方程, 推导出有质量系绳的空间系绳系统的微分方程为

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{\theta} &= -2(\dot{\theta} + \dot{\vartheta}) \left(-\dot{\varphi} \tan \varphi + \phi_2 \frac{\dot{l}_0}{l_0} + \frac{\dot{\varepsilon}}{1 + \varepsilon} \right) + \\ &2 \frac{\ddot{\vartheta} r_c}{r_c} - \frac{3\mu \sin(2\theta)}{2r_c^3} \left(1 + \phi_1 \frac{l_0^2 \cos^2 \varphi}{r_c^2} \right) \\ \ddot{\varphi} &= -[(\dot{\theta} + \dot{\vartheta})^2 + \frac{3\mu}{r_c^3} \cos^2 \theta] \sin \varphi \cos \varphi - \\ &2\dot{\varphi} \left(\phi_2 \frac{\dot{l}_0}{l_0} + \frac{\dot{\varepsilon}}{1 + \varepsilon} \right) \\ \ddot{\varepsilon} &= -2\dot{l}_0 \frac{\dot{\varepsilon}}{l_0} - (1 + \varepsilon) \frac{\ddot{l}_0}{l_0} - 2\phi_3 \frac{\dot{l}_0}{l_0} \left[\dot{\varepsilon} + (1 + \varepsilon) \frac{\dot{l}_0}{l_0} \right] + \\ &\frac{m_*}{m_A(m_B + m_t)/m} (1 + \varepsilon) \left[(\dot{\theta} + \dot{\vartheta})^2 \cos^2 \varphi + \dot{\varphi}^2 + \frac{\mu}{r_c^3} (3\cos^2 \theta \cos^2 \varphi - 1) \right] - \\ &\frac{T}{m_A(m_B + m_t)/m} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: “ $\cdot$ ”表示对时间 t 求导; m_A 和 m_B 分别为母星和子星的质量, $m_A \gg m_B$; $m_t = \rho l_0$ 为系绳质量, ρ 为系绳线密度, l_0 为系绳原长, 系绳当前长度为 $l = l_0(1 + \varepsilon)$; T 为系绳张力; μ 为地球引力常量; ϕ_1 、 ϕ_2 、 ϕ_3 、 ϕ_4 为质量项。

$$\phi_1 = m_*/m$$

$$\phi_2 = m_A(m_B + m_t/2)/(mm_*)$$

$$\phi_3 = (2m_A - m)m_t/[2m_A(m_B + m_t)]$$

$$\phi_4 = (m_B + m_t/2)/(m_B + m_t)$$

$$m = m_A + m_B + m_t$$

$$m_* = (m_A + m_t/2)(m_B + m_t/2)/m - m_t/6$$

2 线性化处理及开环稳定性分析

由于系绳密度较小(约为 10^{-4} kg/m), 且假设展开后所出现的非标称行为及捕获后所出现的摆动等扰动情况下, 系绳均在平衡位置附近摆动, 故系绳长度基本不变, 出于控制律设计方便, 此时忽略系绳质量、弹性伸长量变化带来的影响。即式(1)中的质量系数 $\phi_2 \approx \phi_4 \approx 1$, $\varepsilon = \dot{\varepsilon} = 0$, $l_0 = l$, $\dot{l}_0 = \dot{l} = 0$ 。此外, 系统质心沿圆轨道运动, 其轨道角速率为 $\dot{\vartheta} = \Omega = \sqrt{\mu/r_c^3}$ 。基于上述假设, 对系统模型在平衡位置附近做线性化处理。

引入无量纲时间 $\tau = \Omega t$, 则 $l'' = \ddot{l}/\Omega^2$, $l' = \dot{l}/\Omega$, $\theta'' = \ddot{\theta}/\Omega^2$, $\theta' = \dot{\theta}/\Omega$ 。将式(1)无量纲化得

$$\left\{ \begin{aligned} l'' &= -\phi_3 l'^2/l + \phi_4 l[(\theta' + 1)^2 + (3\cos^2 \theta - 1)] - mT/[m_A \Omega^2(m_B + m_t)] \\ \theta'' &= 2(\theta' + 1)(-\phi_2 l'/l) - 3\cos \theta \sin \theta(1 + \phi_1 l^2/r_c^2) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: “ $'$ ”表示对无量纲时间 $\tau = \Omega t$ 求导。

对于系绳系统, 稳定的平衡位置沿轨道的径向方向, 即 $\theta_{1,2} = 0, \pi$ 。将方程式(2)在平衡点附近线性化, 并引入无量纲长度, 忽略高阶小量可得

$$\left\{ \begin{aligned} \varepsilon_0'' &= 3\phi_4 \varepsilon_0 + 2\phi_4 \theta' - \frac{mT}{[m_A \Omega^2(m_B + m_t)] l_c} \\ \theta'' &= -2\phi_2 \frac{\varepsilon_0'}{\varepsilon_0} - 3\theta \end{aligned} \right. \quad (3)$$

式中: $\varepsilon_0 = l/l_c$ 为系绳无量纲长度, l_c 为系绳展开的最终长度即标称长度。

因此, 平衡点附近系统的状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (4)$$

式中:

$$\mathbf{X} = [\varepsilon_0 \quad \varepsilon'_0 \quad \theta \quad \theta']^T$$

$$\mathbf{B} = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 0]^T$$

$$U = -\frac{mT}{m_A(m_B + m_1)\Omega^2 l_c}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 3\phi_4 & 0 & 0 & 2\phi_4 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -2\phi_2 & -3 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

经计算可知,线性化系统式(4)可观可控。

由式(3)可得系统面内角运动的特征方程为

$$s^2 + 2s\phi_2 l' / l + 3 = 0 \quad (5)$$

该特征方程的解为

$$s_{1,2} = -\phi_2 \frac{l'}{l} \pm \sqrt{\left(\phi_2 \frac{l'}{l}\right)^2 - 3} \quad (6)$$

显然,当处于平衡位置($l' = 0, l = \text{const}$)时,特征根位于虚轴上,即系统临界稳定。此外,由式(2)可以看出,如果调节系绳长度 l 和速率 $\dot{l}$,通过 $\ddot{\theta}$ 的微分方程中的 $2\dot{l}(\dot{\theta} + \Omega)/l$ 一项将可以控制面内角 θ 和面内角速率 $\dot{\theta}$ 两个状态量,即当仅存在长度或角度信号时也可以控制角度或长度状态量。因此,通过调节系绳长度和速率可以实现空间系绳系统的稳态控制,而绳长和速率调节可以通过释放/回卷机构或者张力控制来实现^[14-15]。故本文采用的张力控制方法能够实现面内摆动的抑制,从而使系统回稳。

3 捕获后面内扰动情况分析

系统展开完成后被控处于平衡位置,而当捕获机构与目标物即将交会对接时,将通过喷管使系绳摆动从而实现捕获机构对目标物的跟踪。文献[20]指出,理想捕获位置(近地点或远地点)交会时,空间碎片与捕获机构的速度大小和方向完全一致。

然而,出于捕获安全性考虑,通常设计理想捕获时刻附近数十秒的捕获窗口,此时空间碎片和捕获机构仍在理想捕获位置附近运动。捕获机构速度矢量已不再沿 OY 轴互相平行,故此时执行捕获任务会对系统的相对运动产生扰动,因此被称为非理想捕获。本文欲针对捕获后系绳的面内摆动进行控制,故首先需对非理想捕获所带来的扰动情况进行计算分析。

由于本文假设捕获前后捕获平台的轨道运动不受空间碎片和系绳质量的影响,即其质心变化

忽略不计。此外,忽略空间碎片对系绳纵向振荡所产生的扰动,仅考虑系绳的面内摆动。且为了简化捕获过程,将其视为恒定速率运动^[13],利用刚体动量守恒原理对非理想位置进行扰动分析,并计算捕获后捕获机构与空间碎片构成的统一整体绕地垂线运动的角速率。

捕获平台在惯性坐标系下的矢径和速度分别为

$$\begin{cases} \mathbf{r}_A = [(R + H) \cos \vartheta \quad (R + H) \sin \vartheta] \\ \mathbf{v}_A = [-v_A \sin \vartheta \quad v_A \cos \vartheta] \end{cases} \quad (7)$$

目标物的轨道运动可表示为

$$\begin{cases} \mathbf{r}_p = \left[\frac{a(1+e^2)}{1+e \cos \eta} \cos \eta \quad \frac{a(1+e^2)}{1+e \cos \eta} \sin \eta \right] \\ \mathbf{v}_p = [-v_p \sin \eta \quad v_p (e + \cos \eta)] \end{cases} \quad (8)$$

式中: $v_A = \Omega(R + H)$, R 和 H 分别为地球半径和

捕获平台轨道高度; $v_p = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}}$, e 和 a 分别

为目标物轨道偏心率和半长轴; η 为当前时刻目标物的真近点角。

惯性坐标系下目标物相对捕获平台的矢径和运动速度为

$$\begin{cases} \mathbf{r}_r = \mathbf{r}_p - \mathbf{r}_A \\ \mathbf{v}_r = \mathbf{v}_p - \mathbf{v}_A \end{cases} \quad (9)$$

则绳系坐标系下目标物相对捕获平台的相对矢径和相对速度为

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{r}}_r = \mathbf{r}_r \mathbf{\Pi}_1(\vartheta) \mathbf{\Pi}_2(\theta) \\ \bar{\mathbf{v}}_r = \mathbf{v}_r \mathbf{\Pi}_1(\vartheta) \mathbf{\Pi}_2(\theta) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{\Pi}_1(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \end{bmatrix}$; $\mathbf{\Pi}_2(\theta) =$

$$\begin{bmatrix} \sin \theta & \cos \theta \\ \cos \theta & -\sin \theta \end{bmatrix}。$$

系统动量守恒过程如下:

$$\begin{cases} \mathbf{I}_{\text{before}} + \mathbf{I}_p = \mathbf{I}_{\text{after}} \\ \mathbf{I}_{\text{before}} = J_{\text{before}} \boldsymbol{\omega}_{\text{before}} + J_l \boldsymbol{\omega}_{\text{before}} \\ \mathbf{I}_p = \mathbf{r}_r \times m_p \mathbf{v}_r \\ \mathbf{I}_{\text{after}} = (J_{\text{after}} + J_l) \boldsymbol{\omega}_{\text{after}} \end{cases} \quad (11)$$

式中: m_p 和 $\mathbf{I}_p$ 分别为目标物的质量和角动量; $\mathbf{I}_{\text{before}}$ 、 $\mathbf{I}_{\text{after}}$ 分别为捕获前、后系统的角动量; $J_{\text{before}} = m_B l_c^2$ 、 $J_{\text{after}} = (m_B + m_p) l_c^2$ 分别为捕获前、后捕获机构转动惯量; $\boldsymbol{\omega}_{\text{before}}$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{\text{after}}$ 分别为捕获前、后系绳摆动角速度; $J_l = m_l l_c^2 / 3$ 为系绳的转动惯量。

定义捕获机构能够允许的距离误差 R_{cap} 为

$$|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_B| \leq R_{\text{cap}} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{r}_B$ 为捕获机构(子星)矢径。

此外,由式(1)可得,系绳完全展开后其面内摆动方程为

$$\ddot{\theta} = -3\Omega^2 \sin \theta \cos \theta \quad (13)$$

积分可得面内自由摆动最大摆角应为

$$\theta_{\max} = 0.5 \arccos(1 - 2\dot{\theta}^2 / (3\Omega^2)) \quad (14)$$

可通过式(7)~式(14)计算并分析捕获过程刚体碰撞所带来的系绳面内运动情况,进而确定控制器所要克服的扰动大小。

4 控制律设计

对于线性系统式(4),其开环传递函数可表示为

$$W(s) = C(sI - A)^{-1}B = \frac{M(s)}{F(s)} \quad (15)$$

式中: $F(s) = \det(sI - A)$, I 为 n 阶单位矩阵; $M(s) = [m_{11} + \dots + m_{1n}s^{n-1}, \dots, m_{r1} + \dots + m_{rn} \cdot s^{n-1}]^T$, n 为矩阵 A 的维数。

系统闭环传递函数为

$$\Phi(s) = \frac{W(s)}{1 + PW(s)} \quad (16)$$

式中: P 为不完全不状态反馈下反馈矩阵, $P \in \mathbf{R}^{1 \times r}$, r 为反馈状态量的个数。

系统闭环特征方程为

$$H(s) = \det(sI - A + BPC) = s^n + a_n s^{n-1} + \dots + a_1 \quad (17)$$

因此,通过配置反馈矩阵,理论上可将系统闭环特征方程的根配置在任意位置上,全状态反馈下一般配置方法参见文献[15]。

由闭环特征多项式可得

$$PM(s) = H(s) - F(s) \quad (18)$$

比较方程两端相同阶次 s 的系数,可得

$$M^T P^T = f - j \quad (19)$$

式中: f 和 j 分别为多项式 $H(s)$ 和 $F(s)$ 的系数,且 $f, j \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 。此外,

$$M = \begin{bmatrix} m_{11} & \dots & m_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ m_{r1} & \dots & m_{rn} \end{bmatrix}$$

对于式(19),可列出具有 r 个未知数的 n 个方程。对完全反馈的系统($r = n$),式(19)有唯一解;对不完全反馈的系统($r < n$),除满足期望特征方程外,还需要满足相容性条件,即由 r 个线性无关的方程组所构成的子系统的解必须同时符合剩余 $n - r$ 个方程。

将式(18)中 $M(s)$ 分解为

$$M(s) = Cg(s) \quad (20)$$

式中: $g(s) = [1, s, \dots, s^{n-1}]^T$ 。

将式(19)代入式(18),可得

$$L^T C^T P^T = f - j \quad (21)$$

式中: $L = \begin{bmatrix} l_{11} & \dots & l_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ l_{r1} & \dots & l_{rn} \end{bmatrix}$, 与矩阵 A 和 B 有关。

从矩阵 C^T 中取 r 个线性无关的行组成 r 阶矩阵 C_B^T , 并从单位矩阵 I 中选取相应行组成 $r \times n$ 阶矩阵 I_B, C_H^T, I_H 则由各自矩阵的剩余部分组成。则式(21)可分解为

$$C_B^T P^T = I_B (L^T)^{-1} (f - j) \quad (22)$$

$$C_H^T P^T = I_H (L^T)^{-1} (f - j) \quad (23)$$

解方程式(22)并将结果代入式(23)中,得到相容性条件为

$$\alpha f = \beta \quad (24)$$

式中: $\alpha = S(L^T)^{-1}, \beta = \alpha j, S \in \mathbf{R}^{(n-r) \times n}$, 仅与矩阵 C 有关, $\beta \in \mathbf{R}^{(n-r) \times 1}$ 。对于单输入对象来说,矩阵 C_B 可逆,即矩阵 C 中元素不全为 0。

达到相容性条件后,计算矩阵 P 使特征根达到事先选定的值,得到期望配置的特征根系数。以期望的特征方程(包含未知量 ω 的系数矩阵)代入相容性方程,解出 ω , 从而确定系数矩阵。以空间系绳系统为例选取四阶标准型:

$$f = [k_1 \omega^4 \quad k_2 \omega^3 \quad k_3 \omega^2 \quad k_4 \omega]^T \quad (25)$$

此处 ω 的值可以根据相容性条件 $\alpha f = \alpha j$ 得出,这样既确定了 ω 的范围,又满足了相容性条件的要求。通过相容性条件解出 ω 的值以后,一般得到不同的值,当 ω 的取值范围为 0.5 ~ 2.5 时,系统的性能最理想。

如果式(24)中向量 f 的约束能够满足,那么反馈矩阵 P 为

$$P^T = K(L^T)^{-1}(f - j) \quad (26)$$

式中: $K = (C_B^T)^{-1} I_B$ 。

计算系统的反馈矩阵 P 时,本文的期望特征方程以 ITAE 标准型为参考,当状态方程为四阶时,可得期望的特征根系数表示为^[15]: $f = [\omega^4 \quad 2.7\omega^3 \quad 3.4\omega^2 \quad 2.1\omega]^T$ 。

代入相容性条件可得 ω 为 $\pm 1.527, \pm 3.19i$ 和 0。选择 ω 在 0.5 ~ 2.5 附近的值($\omega = 1.527$)代入到 ITAE 的标准传递系数中,得到期望的系数值。

由式(26)计算可得反馈矩阵为: $P = [4.812 \quad 3.207 \quad 0 \quad 0]^T$, 将其代入式(17)得

$$H(s) = \det(sI - A + BPC) = s^4 + 3.207s^3 + 8.81s^2 + 9.62s + 5.436 \quad (27)$$

值得注意的是,二次项与标准型系数有一定出入。当设计的系统各阶次系数与标准型完全一致时,控制效果最好,但高阶情况下很难全部成立,因此应使各系数尽可能相近。在设计计算时,当 $(Z'/Z) \geq 0.8$ 同时成立时就可满足要求, Z' 和 Z 分别为设计系统和标准型的各阶系数。因此,设计的反馈矩阵 P 满足相容性要求,且满足 ITAE

标准型设计要求,反馈系数矩阵设计成功。

5 仿真分析

由于空间碎片所处的高度越高,在地球轨道中存在的时间越长。高度大于 800 km 的空间碎片需要几百年的时间方可回到地球空间销毁,且大部分空间碎片凝聚在 800 ~ 850 km 的高度上,尤其是倾角在 $71^{\circ} \sim 74^{\circ}$ 和 $81^{\circ} \sim 83^{\circ}$ 的低轨道和太阳同步轨道上。

本文假设质量 $m_A = 1\,600\text{ kg}$ 的母星(捕获平台)处于高度 $H = 900\text{ km}$ 的太阳同步圆轨道上,利用 $l_c = 30\text{ km}$ 的系绳和质量 $m_2 = 50\text{ kg}$ 的捕获机构对处于偏心率为 $e = 0.01$ 的椭圆轨道上质量 $m_p = 100\text{ kg}$ 的目标物进行捕获。地球半径 $R = 6\,371\text{ km}$,地球引力常量 $\mu = 398\,600\text{ km}^3/\text{s}^3$ 。系绳选用迪尼玛材料,线密度 $\rho = 0.198\text{ kg/km}$ 。捕获前需将系绳展开至标称长度,理想状态下,系绳向地垂线方向展开完成后,系统处于平衡位置,无量纲坐标下对应的状态量为 $\varepsilon_0 = 1, \varepsilon'_0 = 0, \theta = 0, \theta' = 0$ 。

此外,为检验本文设计控制律是否具有预期的控制效果,首先在线性化模型中进行验证,同时设计了 LQR + 降维观测器作为对比。其中, LQR 控制器的 Q 矩阵选取为 $[2, 2, 1, 1]$,降维观测器的特征根为 $[-0.5, -3.3]$ 。仿真均采用无量纲形式。

5.1 系绳展开后非标称行为抑制

由于太空环境复杂,在大气阻力、太阳光压等扰动作用下,系绳的最终展开状态可能并不理想。如 YES-2 任务由于控制机构出现了非致命故障,使得其第一阶段的展开出现了 12 m 的长度误差(约为标称长度的 0.4%)和 10° 的面内角误差^[21]。因此本文在考虑系统存在系绳长度、面内角存在初始偏差值的情况下,检验稳态保持控制系统的有效性。假设展开后存在面内角约为 10° (0.1745 rad)、绳长为 100 m 的初始误差,此时不加控制系统会始终处于幅值为 10° 的周期摆动运动。无量纲下仿真初始条件为: $\varepsilon_0 = 0.9967, \varepsilon'_0 = 0, \theta = 0.1746, \theta' = 0$ 。

在利用矩阵分解方法设计控制参数时,所使用的系统状态方程是在空间系绳系统有质量弹性杆模型归一化处理、平衡点附近线性化处理的基础上得到的。因此,所得到的控制参数是在线性化模型条件下忽略了系统各部分质量变化。为进一步验证矩阵分解方法所设计的控制器的有效性,采用实际的非线性模型式(1)来验证线性化

条件下得出的控制参数的控制效果。

利用传统的 LQR + 降维观测器对线性化系统进行控制,同时分别在线性化模型式(4)和非线性模型式(1)下对比,检验所设计的控制律的有效性,仿真结果如图 2 所示,相应的控制力(系绳张力)变化曲线如图 3 所示。

如图 2 所示,利用矩阵分解方法设计的控制器对线性化模型和非线性模型进行控制,其仿真

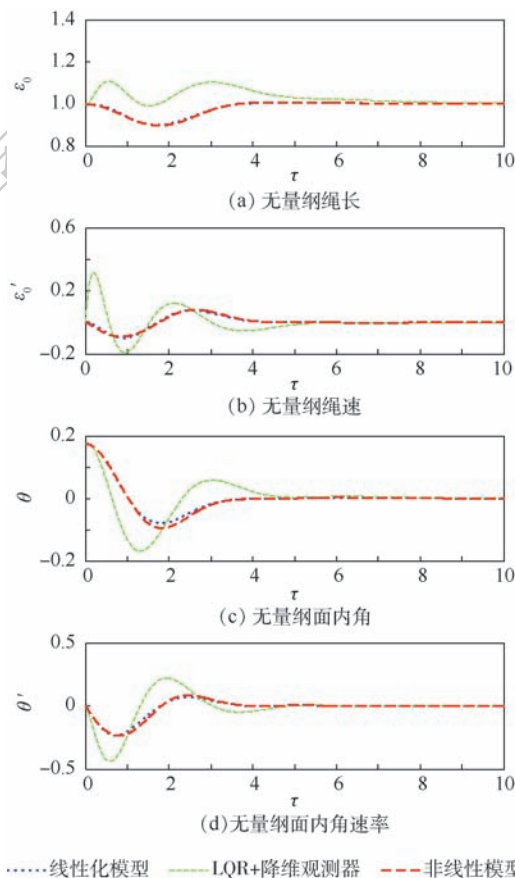


图 2 系绳展开后各状态量受控变化曲线

Fig. 2 Changing curves of state variables under control after tether deployment

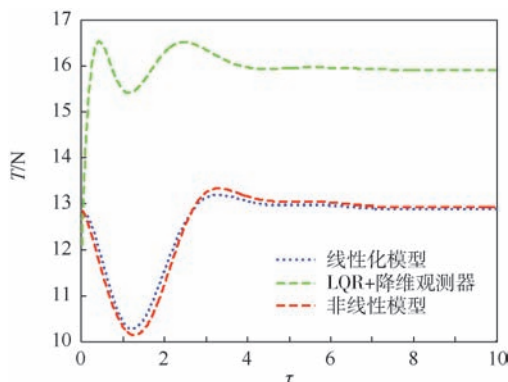


图 3 系绳展开后系绳张力变化曲线

Fig. 3 Variation curves of tether tension after tether deployment

曲线基本重合。非线性模型下,4 个状态量的超调量略高于线性化模型,这是由于线性化过程中忽略了系绳长度、质量以及面内摆动运动等因素的影响,因此,后续针对捕获后面内摆动问题采用非线性模型式(1)进行仿真验证。此外,由图 3 可以看出,3 种情况下系绳张力变化均相对平稳,张力保持在十几牛的大小附近(远小于极限张力 $T_* = \sigma_* S = 54 \times 10^9 \times 2 \times 10^{-7} = 10\,800\text{ N}$)。

线性化模型下,根据矩阵分解方法设计的控制器与 LQR + 降维观测器对比可知,2 种方法都能够有效控制系统的长度和角度误差,且调节时间相差不大,系统的 4 个状态量在 5 个无量纲时间(约 0.8 个轨道周期)时间前后全部回到了稳态值。然而,利用 LQR + 降维观测器方法时,绳长、速率、面内角及面内角速率的超调量均远高于基于矩阵分解方法设计的控制器,即基于矩阵分解方法的模态控制器不仅能有效抑制系统展开后所出现的非标称行为,使系统回到平衡位置,同时,与常用的 LQR + 降维观测器相比,其平稳性和静差消除都更为理想,能够满足空间系绳系统稳态保持控制的要求。

5.2 捕获后系绳面内摆动抑制

以轨道高度 $H = 900\text{ km}$ 、捕获窗口 30 s 为例,捕获后瞬间系统以 $5.7865 \times 10^{-4}\text{ rad/s}$ 的角速率摆动,则由式(14)计算可知,系绳不受控下最大摆角 $\theta_{\max}$ 可达到 0.33 rad (约 18.9°),故利用本文设计的控制律针对捕获任务完成后系统出现的面内摆动,对其进行控制使其回到稳定状态即平衡位置。根据式(11)计算非理想情况下捕获后面内角速率,根据计算结果结合式(14)计算捕获后面内最大摆角,并将其转换为无量纲形式,可得仿真初始条件为: $\varepsilon = 1, \varepsilon' = 0, \theta = 8.68 \times 10^{-3}, \theta' = 5.7865 \times 10^{-4}/\Omega$ 。与各模型、控制律相对应的控制力变化曲线如图 4 所示,仿真结果如图 5 所示。

由图 5 可以看出,线性化系统初始时刻存在面内摆动时,基于矩阵分解的模态控制和 LQR + 降维观测器作用下速率、面内角和面内角速率的变化趋势大致相近,LQR + 降维观测器对面内角和面内角速率的控制略优于基于矩阵分解设计的控制器,但绳长和速率的变化差异较大。基于矩阵分解模态控制器下绳长、速率最终全部回到稳态值 1 和 0(无静差),系统回复到了平衡位置,快速性和平稳性较好;而 LQR + 降维观测器对绳长和速率控制的平稳性较差,控制效果并不理想。绳长超调量达到了 21.59%,是基于矩阵分解控制方法的 2 倍;峰值速率为 0.44(13.442 m/s),对

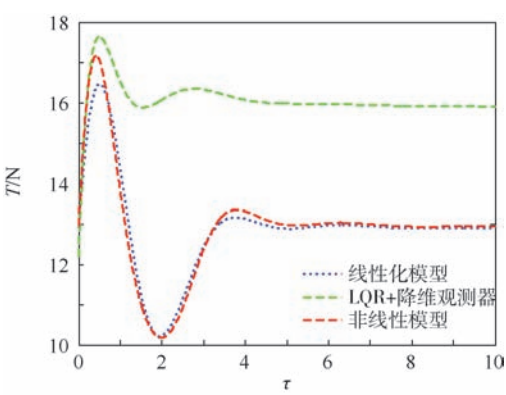


图 4 捕获后系绳张力变化曲线

Fig.4 Variation curves of tether tension after capture

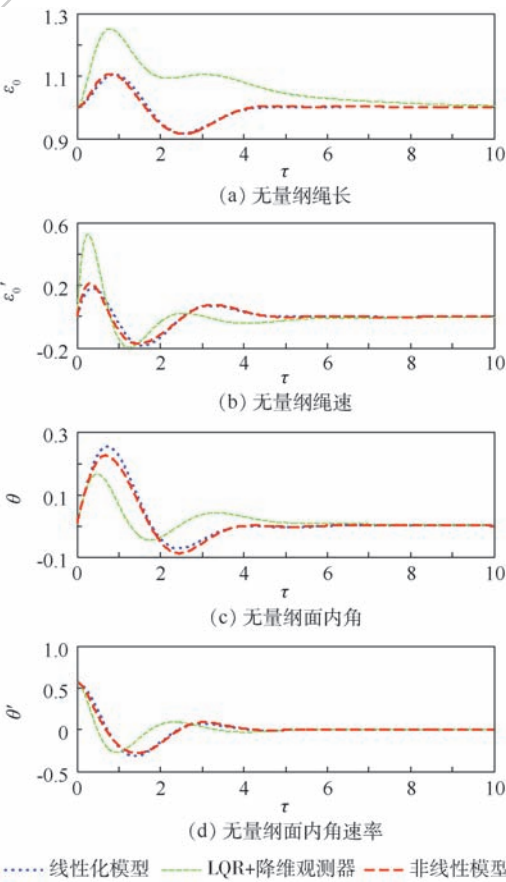


图 5 捕获后各状态量受控变化曲线

Fig.5 Changing curves of state variables under control after capture

系绳机构的要求更为严苛。

基于矩阵分解方法设计的控制器对线性化模型和非线性模型的控制曲线基本重合。故基于线性化模型设计的模态控制律在实际非线性模型下也具有标称的控制效果,其对非线性模型的控制效果与对线性化模型控制的效果基本相同,绳长、速率、面内角及面内角速率最终都在有限时间内回到平衡位置附近,过渡过程相对平稳,没有对控制机构提出额外的要求,从而表明利用矩阵分解

方法设计的控制律对于捕获后系统的面内摆动抑制是有效的。

由式(11)可知,捕获完成后系绳的面内摆动角速率的大小直接或间接受到目标物的质量以及捕获瞬间二者的距离(即绳长)的影响;与此同时,系统各部分质量变化会直接改变非线性模型中参数 ϕ_1 、 ϕ_2 、 ϕ_3 、 ϕ_4 。因此,需计算目标物、系绳质量不同时捕获后系统的角速率,并在新的初始条件下进行仿真对比,进一步检验本文设计的控制器对系统的控制效果。

质量 $m_A = 1\,600\text{ kg}$ 捕获平台利用 $l_c = 30\text{ km}$ 的系绳对不同质量的目标物进行捕获时,利用式(11)计算捕获前后角速率以及捕获窗口结束时系绳的面内角的大小,并将捕获后角速率化为无量纲形式作为仿真初始条件进行仿真,系统各状态量变化曲线如图6所示。尽管仿真初始条件根据目标物质量变化而有所改变,但系统的过渡过程平稳,4个状态量出现波峰和波谷的时间相差无几,且长度、速率、面内角的超调量均随目标物质量的增加而微弱增加。

质量 $m_A = 1\,600\text{ kg}$ 捕获平台利用不同的长

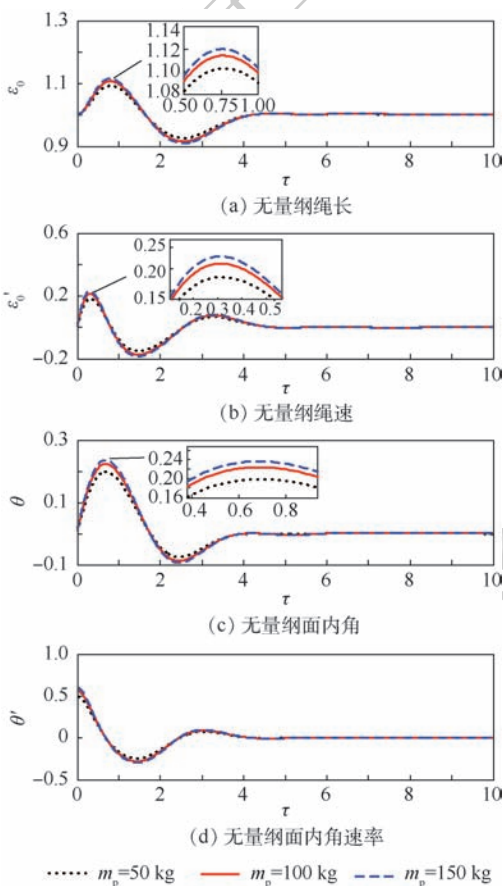


图6 捕获不同目标物后各状态量受控变化曲线

Fig.6 Changing curves of state variables under control with different captured debris

度系绳对质量 $m_p = 100\text{ kg}$ 的目标物进行捕获时,系统各状态量变化曲线如图7所示。与捕获平台和目标物的质量变化相比,绳长变化对仿真初始条件的影响更为明显,而对系统控制效果的影响也更为剧烈。系统状态量的波峰/波谷都会随系绳长度增加而更高/低,即在一定程度上系绳长度越长,系统平稳性越好。

综合上述分析可以看出,相比LQR控制器繁琐的调参工作,以及降维观测器设计中观测器矩阵特征值复杂的选定工作,矩阵分解方法根据较为理想的参考传递函数,直接设计出了控制效果较为理想的控制器,省去了相应的调参工作。本文设计的控制律能够有效解决捕获后系绳面内摆动的抑制任务,过渡过程平稳,其状态量出现波峰波谷的时间相近,大小变化不大,控制效果良好,任务适应性强。因此,基于矩阵分解方法设计的控制器能够有效地将空间系绳系统控制在期望的稳定状态,同时设计简便,没有繁琐的调参环节。

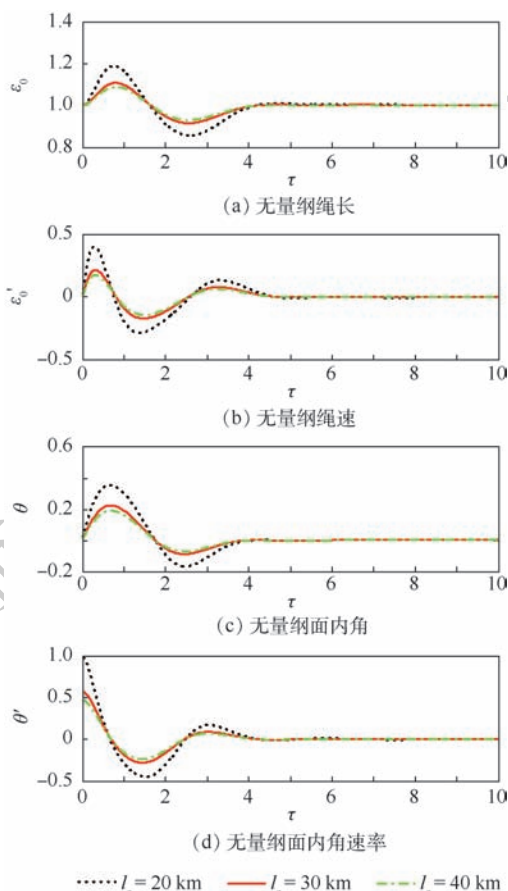


图7 不同长度系绳完成捕获后各状态量受控变化曲线
Fig.7 Changing curves of state variables under control with different length of tether after capture

6 结 论

1) 基于矩阵分解设计的控制律能够有效控

制系绳展开非标称行为及捕获后面内扰动,超调量较小,过渡过程平稳且调节时间相对较短;此外,该控制律在模型质量参数存在大范围不确定性的情况下同样具有较好的控制效果和抗干扰能力。

2) 本文设计的控制律相比于常见的 LQR + 降维观测器方法,具有更好的控制效果,且将闭环特征方程设计为标准系数法中指定形式,其控制效果可预期。此外,设计过程简单,避免了繁琐的调参工作。

3) 仿真表明,本文设计的控制律对于目标物以及系绳质量(长度)大范围变化的系统同样适用,故可以适用于一大类大质量捕获平台捕获小质量目标物的系绳系统状态保持和摆动抑制的问题,为利用空间系绳系统进行捕获的回稳控制提供了有用参考。

参考文献 (References)

- [1] PASCA M. Nonlinear control of tethered satellite system oscillations[J]. *Nonlinear Analysis*, 1997, 30(6): 3867-3878.
- [2] WILLIAMS P, WATANABE T, BLANKSBY C, et al. Libration control of flexible tethers using electromagnetic forces and movable attachment[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(5): 882-897.
- [3] MANKALA K K, AGRAWAL S K. A boundary controller based on linear infinite dimensional system for station keeping of a tethered satellite system[C]// *American Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 9036818.
- [4] LARSEN M B, BLANKE M. Control by damping injection of electrodynamic tether system in an inclined orbit[C]// *American Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 4824-4829.
- [5] YU B S, JIN D, WEN H. Nonlinear dynamics of flexible tethered satellite system subject to space environment[J]. *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2016, 37(4): 485-500.
- [6] 余本嵩. 复杂太空环境下柔性绳系卫星动力学与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 91-94.
YU B S. Dynamics and control of flexible tethered satellite in complex space environment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 91-94 (in Chinese).
- [7] 庞兆君. 绳系卫星状态保持阶段运动分析与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 39-42.
PANG Z J. Motions and their controls of tethered satellite systems during station-keeping[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 39-42 (in Chinese).
- [8] SUN L, ZHAO G W, HUANG H. Stability and control of tethered satellite with chemical propulsion in orbital plane[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 74(4): 1113-1131.
- [9] 孙亮, 赵国伟, 黄海, 等. 面内轨道转移过程中的绳系系统摆振特性研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(7): 1245-1254.
- [10] 张帆, 黄攀峰. 空间绳系机器人抓捕非合作目标的质量特性参数辨识[J]. *宇航学报*, 2015, 36(6): 630-639.
- [11] ZHANG F, HUANG P F. Inertia parameter estimation for an noncooperative target captured by a space tethered system[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(6): 630-639 (in Chinese).
- [12] 赵国伟, 张兴民, 唐斌, 等. 空间绳系拖拽系统摆动特性与平稳控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(4): 694-702.
- [13] ZHAO G W, ZHANG X M, TANG B, et al. Properties of pendulum motion of tether tugging system and its stable control[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(4): 694-702 (in Chinese).
- [14] 张宇靖, 钟睿. 基于非线性模型预测的绳系系统绳摆振控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(10): 2200-2207.
- [15] ZHANG Y J, ZHONG R. Tether swing control of tether system based on nonlinear model prediction[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(10): 2200-2207 (in Chinese).
- [16] LORENZINI E C. Error-tolerant technique for catching a spacecraft with a spinning tether[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2004, 10(10): 1473-1491.
- [17] 王班, 易琳, 郭吉丰, 等. 一种基于摆长反复小幅改变的面内摆动抑制方法[J]. *四川大学学报(工程科学版)*, 2014, 46(6): 191-197.
- [18] WANG B, YI L, GUO J F, et al. An in-plane swing damping method based on pendulum length changed repeatedly[J]. *Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition)*, 2014, 46(6): 191-197 (in Chinese).
- [19] 李超, 王长青, 李爱军, 等. 基于标准系数法的空间系绳系统状态保持稳定控制[J]. *航天控制*, 2014, 32(2): 73-77.
- [20] LI C, WANG C Q, LI A J, et al. Stability control for station-keeping phase of space tether system based on standard coefficient method[J]. *Aerospace Control*, 2014, 32(2): 73-77 (in Chinese).
- [21] BANGHAM M E, LORENZINI E C, VESTAL L. Tether transportation system study: NASA/TP-1998-206959[R]. Washington, D. C.: NASA, 1998.
- [22] CHEN Y, HUANG R, REN X, et al. History of the tether concept and tether missions: A review[J]. *ISRN Astronomy and Astrophysics*, 2013, 2013: 502973.
- [23] ASHIDA H, FUJIIHASHI K, INAGAWA S, et al. Design of Tokyo tech nano-satellite CUTE-1.7 + APD II and its operation[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(9): 1412-1424.
- [24] WEN H, ZHU Z H, JIN D, et al. Space tether deployment control with explicit tension constraint and saturation function[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(4): 916-921.
- [25] WILLIAMS P, BLANKSBY C, TRIVAILO P, et al. In-plane payload capture using tethers[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(10): 772-787.
- [26] KRUIJFF M, VAN DER HEIDE E, OCKELS W, et al. First mission results of the YES2 tethered SpaceMail experiment

[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 7385.

作者简介:

王长青 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:飞行器控制与仿真、空间系绳系统动力学与控制等。

付立春 女,硕士研究生。主要研究方向:空间系绳系统动力

学与控制。

扎波罗特诺夫·尤里 男,俄罗斯正博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂飞行系统空间飞行动力学与控制、空间系绳系统动力学与控制。

李爱军 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器控制与仿真、空间系绳系统动力学与控制等。

Matrix decomposition based control for space tether system with incomplete state feedback

WANG Changqing^{1,2,*}, FU Lichun^{1,2}, ZABOLOTNOV Yuriy³, LI Aijun^{1,2}

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China-Russia International Research Center of Space Tether System, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Samara National Research University, Samara 443086, Russia)

Abstract: A solution to the stage of state-keeping after tether deployment or stage of tether in-plane motion stabilization after payload capture with space tether system (STS) in the case of incomplete state feedback is proposed, which is based on matrix decomposition. Feedbacks of in-plane angle and its angular velocity are assumed to be absent. Tension controller is designed to surpass tether non-normal behavior after deployment and in-plane swing in-plane after payload to make the system return to stable state. Conventional combination method of linear quadratic regulator (LQR) + reduced dimension observer is also introduced for comparison with the proposed controller. Effectiveness of the proposed controller is validated with perturbed parameters. The simulation results indicate that the proposed control law demonstrates better performance in overshoot and settling time than LQR + reduced dimension observer method. Deployment error of tether and in-plane perturbation are effectively controlled by the proposed control law. The proposed control law has the advantages of structural simplicity, good control effectiveness, and no parameter adjustment in design process.

Keywords: space tether system (STS); capture; matrix decomposition; incomplete state feedback; stabilization

Received: 2018-09-07; Accepted: 2018-11-23; Published online: 2018-12-12 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181211.0916.001.html

Foundation items: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3102017JC06002); Shaanxi Provincial Key R & D Program (2017KW-ZD-04)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0545

基于状态量扩维的旋转式捷联惯导系统精对准方法

叶文^{1,2,*}, 翟风光², 蔡晨光¹, 李建利²

(1. 中国计量科学研究院 力学与声学计量科学研究所, 北京 100013;

2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)



摘 要: 初始对准是旋转式捷联惯导系统(SINS)的关键技术之一。传统旋转式捷联惯导精对准方法多采用10维模型,该模型的精对准精度不能满足导航精度要求。针对此问题,提出了一种基于状态量扩维的旋转式捷联惯导系统精对准方法。首先,将陀螺和加速度计标度因数误差、安装误差扩展为状态变量,建立了28维的精对准模型;然后,对旋转过程中各状态量的可观测度进行分析,根据分析结果将模型优化为13维;最后,采用卡尔曼滤波实现了旋转式捷联惯导系统的精对准。仿真结果表明,与传统初始对准方法相比,该方法能有效提高姿态对准精度,并估计出更多陀螺误差项。

关 键 词: 旋转式捷联惯导系统(SINS); 初始对准; 可观测性; 卡尔曼滤波; 精对准

中图分类号: V243.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0912-07

旋转式捷联惯导系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)在不使用外部信息的前提下,利用转位机构带动惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)以一定的旋转方案转动,将陀螺和加速度计的常值误差调制成周期性变化的形式,从而实现惯性器件误差的自动补偿,提高系统长时间导航性能^[1-4]。但是,旋转调制无法抑制初始对准误差对导航精度的影响。而初始对准是惯性导航的关键技术之一,其精度直接决定了系统导航精度^[5]。因此,对旋转式捷联惯导系统初始对准的研究显得尤为重要。

现有旋转式捷联惯导系统静基座精对准多采用传统捷联惯导系统的对准方法,文献[6-8]在旋转过程中利用卡尔曼滤波进一步估计系统初始姿态,但未分析旋转过程中系统各状态量可观测度变化;文献[9-12]建立滤波模型后,分析了转动过程中各状态量可观测度变化,但是状态模型仍采用静基座精对准模型,未分析旋转过程陀螺和加

速度计标度因数误差、安装误差是否可观测。

旋转式捷联惯导系统通过周期性旋转改变了系统状态变量的可观测性^[13-14],而现有旋转式捷联惯导系统对准模型多采用静态10维对准模型,未对旋转过程中陀螺和加速度计的标度因数误差、安装误差的可观测性进行分析,便将其从状态变量中剔除,导致滤波模型不精确,进而影响了姿态对准精度。针对此问题,本文提出了一种基于状态量扩维的旋转式捷联惯导系统精对准方法。首先,建立28维精对准模型;然后,通过可观测度分析优化精对准模型;最后,通过仿真试验验证了该方法的有效性。

1 扩维的精对准模型

静基座下载体的位置是已知的,不考虑载体位置变化,建立静基座初始对准的状态方程为

$$\dot{X} = AX + BW \quad (1)$$

收稿日期: 2018-09-14; 录用日期: 2018-12-21; 网络出版时间: 2019-01-09 13:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190108.0909.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFF0205003); 国家自然科学基金(61421063, 61722103, 61571030, 51605461)

* 通信作者: E-mail: wenye@buaa.edu.cn

引用格式: 叶文, 翟风光, 蔡晨光, 等. 基于状态量扩维的旋转式捷联惯导系统精对准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 912-918. YE W, ZHAI F G, CAI C G, et al. Fine alignment method for rotary strapdown inertial navigation system based on augmented state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 912-918 (in Chinese).

式中: $\mathbf{X}$ 为状态向量; $\mathbf{A}$ 为状态转移矩阵; $\mathbf{B}$ 为系统噪声扰动矩阵; $\mathbf{W}$ 为零均值高斯白噪声。

传统旋转调制精对准模型中,状态变量 $\mathbf{X}$ 为10维,包括水平速度误差、失准角误差、水平加速度计常值零偏、三轴陀螺常值漂移,如下:

$$\mathbf{X} = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T \quad (2)$$

式中: δV_E 、 δV_N 为水平速度误差; φ_E 、 φ_N 、 φ_U 为失准

角; ε_x 、 ε_y 、 ε_z 为陀螺常值漂移; ∇_x 、 ∇_y 为水平加速度计常值零偏。

状态转移矩阵和系统噪声扰动矩阵为

$$\begin{cases} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & \mathbf{A}_2 \\ \mathbf{0}_{5 \times 5} & \mathbf{0}_{5 \times 5} \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_2 \\ \mathbf{0}_{5 \times 5} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

式中:

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_{ie} \sin L & 0 & -g & 0 \\ -2\omega_{ie} \sin L & 0 & g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L \\ 0 & 0 & -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中: ω_{ie} 为地球自转角速率; L 为当地纬度; g 为重力加速度; $C_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为姿态矩阵 $\mathbf{C}_b^n$ 中元素。

选取2个水平速度误差 δV_E 、 δV_N 作为观测量,静基座下载体位置未发生变化,外观测量为零。量测方程为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{H} = [\mathbf{I}_{2 \times 2} \quad \mathbf{0}_{2 \times 8}]$; $\mathbf{Z}$ 为系统量测向量; $\mathbf{V}$ 为量测噪声向量。

陀螺和加速度计的测量误差是影响系统精度的主要因素,因此必须对其进行精确建模。但传统的旋转式捷联惯导系统静基座对准模型为10维,陀螺和加速度计的标度因数误差以及安装误差可通过标定获得,但是标定补偿后仍然会存留残余误差,因此10阶系统误差模型不能满足导航系统的需求。基于上述思想,在传统10维的对准模型基础上,将陀螺和加速度计的标度因数误差和安装误差扩展为状态变量,建立旋转式捷联惯导系统的28维精对准模型。

陀螺的误差模型为

$$\begin{cases} \delta \omega_{gx} = \delta K_{gx} \omega_x + E_{gxy} \omega_y + E_{gxz} \omega_z + \varepsilon_x \\ \delta \omega_{gy} = \delta K_{gy} \omega_y + E_{gyx} \omega_x + E_{gyz} \omega_z + \varepsilon_y \\ \delta \omega_{gz} = \delta K_{gz} \omega_z + E_{gzx} \omega_x + E_{gzy} \omega_y + \varepsilon_z \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\delta \omega_{gx}$ 、 $\delta \omega_{gy}$ 、 $\delta \omega_{gz}$ 为陀螺输出误差; ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为陀螺输入; δK_{gx} 、 δK_{gy} 、 δK_{gz} 为陀螺标度因数误差; E_{gxy} 、 E_{gxz} 、 E_{gyx} 、 E_{gyz} 、 E_{gzx} 、 E_{gzy} 为陀螺安装误差。

将式(7)表示成矩阵形式为

$$\delta \boldsymbol{\omega}_g = [\delta \mathbf{K}_g + \mathbf{E}_g] \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (8)$$

式中:

$$\delta \mathbf{K}_g = \text{diag}[\delta K_{gx} \quad \delta K_{gy} \quad \delta K_{gz}]$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

$$\mathbf{E}_g = \begin{bmatrix} 0 & E_{gxy} & E_{gxz} \\ E_{gyx} & 0 & E_{gyz} \\ E_{gzx} & E_{gzy} & 0 \end{bmatrix}$$

加速度计的误差模型为

$$\begin{cases} \delta f_{ax} = \delta K_{ax} f_x + E_{axy} f_y + E_{axz} f_z + \nabla_x \\ \delta f_{ay} = \delta K_{ay} f_y + E_{ayx} f_x + E_{ayz} f_z + \nabla_y \\ \delta f_{az} = \delta K_{az} f_z + E_{azx} f_x + E_{azy} f_y + \nabla_z \end{cases} \quad (9)$$

式中: δf_{ax} 、 δf_{ay} 、 δf_{az} 为加速度计输出误差; f_x 、 f_y 、 f_z 为加速度计输入; δK_{ax} 、 δK_{ay} 、 δK_{az} 为加速度计标度因数误差; E_{axy} 、 E_{axz} 、 E_{ayx} 、 E_{ayz} 、 E_{azx} 、 E_{azy} 为加速度计安装误差。

将式(9)表示成矩阵形式为

$$\delta \mathbf{f} = [\delta \mathbf{K}_a + \mathbf{E}_a] \mathbf{f} + \boldsymbol{\nabla} \quad (10)$$

式中:

$$\delta \mathbf{K}_a = \text{diag}[\delta K_{ax} \quad \delta K_{ay} \quad \delta K_{az}]$$

$$\boldsymbol{\nabla} = [\nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T$$

$$\mathbf{E}_a = \begin{bmatrix} 0 & E_{axy} & E_{axz} \\ E_{ayx} & 0 & E_{ayz} \\ E_{azx} & E_{azy} & 0 \end{bmatrix}$$

扩充后的系统状态变量为

$$\mathbf{X}' = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \delta K_{gx} \quad \delta K_{gy} \quad \delta K_{gz} \quad E_{gxy} \quad E_{gxz} \quad E_{gyx} \quad E_{gyz} \quad E_{gzx} \quad E_{gzy} \quad \delta K_{ax} \quad \delta K_{ay} \quad \delta K_{az} \quad E_{axy} \quad E_{axz} \quad E_{ayx} \quad E_{ayz} \quad E_{azx} \quad E_{azy}]^T \quad (11)$$

$\mathbf{A}$ 阵发生变化,如下:

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & \mathbf{A}_2 & \mathbf{A}_3 & \mathbf{A}_4 \\ \mathbf{0}_{23 \times 5} & \mathbf{0}_{23 \times 5} & \mathbf{0}_{23 \times 9} & \mathbf{0}_{23 \times 9} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11}\omega_x & C_{12}\omega_y & C_{13}\omega_z & C_{11}\omega_y & C_{11}\omega_z & C_{12}\omega_x & C_{12}\omega_z & C_{13}\omega_x & C_{13}\omega_y \\ C_{21}\omega_x & C_{22}\omega_y & C_{23}\omega_z & C_{21}\omega_y & C_{21}\omega_z & C_{22}\omega_x & C_{22}\omega_z & C_{23}\omega_x & C_{23}\omega_y \\ C_{31}\omega_x & C_{32}\omega_y & C_{33}\omega_z & C_{31}\omega_y & C_{31}\omega_z & C_{32}\omega_x & C_{32}\omega_z & C_{33}\omega_x & C_{33}\omega_y \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{A}_4 = \begin{bmatrix} C_{11}f_x & C_{12}f_y & C_{13}f_z & C_{11}f_y & C_{11}f_z & C_{12}f_x & C_{12}f_z & C_{13}f_x & C_{13}f_y \\ C_{21}f_x & C_{22}f_y & C_{23}f_z & C_{21}f_y & C_{21}f_z & C_{22}f_x & C_{22}f_z & C_{23}f_x & C_{23}f_y \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

系统量测量不变,量测矩阵 $\mathbf{H}$ 变为

$$\mathbf{H}' = [\mathbf{I}_{2 \times 2} \quad \mathbf{0}_{2 \times 26}] \quad (15)$$

在旋转式捷联惯导系统 28 维的精对准模型中,各状态变量在转动的过程并不是完全可观测的,因此利用系统可观测度分析理论对各状态变量可观测度进行分析。

2 系统可观测度分析

旋转式捷联惯导系统的航向角由于旋转不断发生变化,此时系统是时变的,因而可用分段线性定常系统(Piece-Wise Constant System, PWCS)来分析旋转过程中的可观测性,判断各状态变量是否可观测。

由于系统的可观测性与激励无关,为简化分析,只研究齐次系统的可观测性。系统状态方程和量测方程离散化后对应的齐次方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}_j \mathbf{X}(k) \\ \mathbf{Z}(k) = \mathbf{H}_j \mathbf{X}(k) \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{F}_j = \mathbf{I} + T\mathbf{F}_{j-1} + \frac{T^2}{2!}\mathbf{F}_{j-1}^2 + \frac{T^3}{3!}\mathbf{F}_{j-1}^3 + \dots$, T 为滤波周期; $\mathbf{H}_j$ 不变,值与 $\mathbf{H}$ 等; j 表示第 j 个时间段。

系统总体可观测性矩阵(Total Observability Matrix, TOM)为

$$\mathbf{Q}(r) = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_1 \\ \mathbf{Q}_2 \mathbf{F}_1^{n-1} \\ \vdots \\ \mathbf{Q}_r \mathbf{F}_{r-1}^{n-1} \mathbf{F}_{r-2}^{n-2} \dots \mathbf{F}_1^{n-1} \end{bmatrix}^T \quad (17)$$

式中: $\mathbf{Q}_j^T = [(\mathbf{H}_j)^T \quad (\mathbf{H}_j \mathbf{F}_j)^T \quad \dots \quad (\mathbf{H}_j \mathbf{F}_j^{n-1})^T]$ 为第 j 个时间段内的可观测矩阵。系统的提取可观测性矩阵(Stripped Observability Matrix, SOM)为

$$\mathbf{Q}_s(r) = [\mathbf{Q}_1 \quad \mathbf{Q}_2 \quad \dots \quad \mathbf{Q}_r]^T \quad (18)$$

由文献[15]可知,可用 $\mathbf{Q}_s(r)$ 代替 $\mathbf{Q}(r)$ 进行

系统可观测性分析。

PWCS 只能定性分析状态变量能否被观测,无法确定某一状态变量在不同时间段内的可观测程度。因此 PWCS 在可观测性分析基础上,进行基于奇异值的系统可观测度分析,求出奇异值大小,从而确定各状态变量的可观测度。下面利用奇异值分解对系统的可观测度进行分析。

将矩阵 $\mathbf{Q}_s(r)$ 进行奇异值分解,可得

$$\mathbf{Q}_s(r) = \mathbf{U} \begin{bmatrix} \mathbf{S} \\ \mathbf{0}_{(m-r) \times r} \end{bmatrix} \mathbf{V}^T \quad (19)$$

式中: $\mathbf{U} = [\mathbf{u}_1 \quad \mathbf{u}_2 \quad \dots \quad \mathbf{u}_m]$; $\mathbf{V} = [\mathbf{v}_1 \quad \mathbf{v}_2 \quad \dots \quad \mathbf{v}_m]$; $\mathbf{S} = \text{diag}(\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \dots \quad \sigma_r)$, $\sigma_i (\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_r > 0)$ 为 $\mathbf{Q}_s$ 的奇异值。

由 $\mathbf{Z} = \mathbf{Q}_s(r) \mathbf{X}_0$ 可得

$$\mathbf{Z} = \sum_{i=1}^r \sigma_i (\mathbf{v}_i^T \mathbf{X}_0) \mathbf{u}_i \quad (20)$$

$$\mathbf{X}_0 = \sum_{i=1}^r \frac{\mathbf{u}_i^T \mathbf{Z} \mathbf{v}_i}{\sigma_i} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{Z}$ 为量测量; $\mathbf{X}_0$ 为系统初始状态。

如果观测量具有常值范数,那么初始状态值可以形成一个椭球,其方程为

$$|\mathbf{Z}|^2 = \sum_{i=1}^r (\sigma_i (\mathbf{v}_i^T \mathbf{X}_0) \mathbf{u}_i)^2 \quad (22)$$

取 $\alpha_i = 1/\sigma_i$, 则式(22)可表示为

$$|\mathbf{Z}|^2 = \sum_{i=1}^r \left(\frac{(\mathbf{v}_i^T \mathbf{X}_0) \mathbf{u}_i}{\alpha_i} \right)^2 \quad (23)$$

式中: α_i 为椭球的主轴长度。可知奇异值越大, α_i 越小, 椭球体积越小, 对初始状态的估计程度越高。第 i 个状态变量对应的可观测度 η_i 可表示为

$$\eta_i = \frac{\sigma_i}{\sigma_0} \quad (24)$$

式中: σ_i 为 $\mathbf{u}_i^T \mathbf{Z} \mathbf{v}_i / \sigma_i$ 取最大值时对应的奇异值; σ_0 为外观测量对应的奇异值。

本文采用单轴方位连续旋转调制系统,其转

速为 $6(^{\circ})/\text{s}$, 航向角变化步长为 60° , 分析其静止时间段 ($0 \sim 10 \text{ s}$) 和转动过程 (第一时间段: $10 \sim 20 \text{ s}$; 第二时间段: $20 \sim 30 \text{ s}$) 中各状态变量可观测性变化, 其中的各状态变量对应奇异值变化如表 1 所示。

由表 1 可知, 静止状态下陀螺和加速度计的标度因数误差、安装误差奇异值较小, 可观测度低, 故传统 10 维模型中不考虑陀螺和加速度计的标度因数误差、安装误差。在旋转过程中, 陀螺和加速度计标度因数误差、安装误差奇异值增大, 可观测度变大, 尤其是陀螺的标度因数误差 δK_{gx} 和安装误差 E_{gxz} 、 E_{gyz} 3 个状态变量对应的奇异值大小有了明显改善, 其中 δK_{gx} 对应的奇异值从静止时间段的 7.51×10^{-39} 提高到 2.15×10^{-3} , E_{gxz} 、 E_{gyz} 对应的奇异值从静止时间段的 6.45×10^{-34} 、 1.44×10^{-31} 提高到第二时间段的 2.70 。可知, 旋转过程中 δK_{gx} 、 E_{gxz} 、 E_{gyz} 可估计程度得到了显著提高。

表 1 各状态量对应的奇异值变化

状态量	奇异值		
	静止时间段	第一时间段	第二时间段
δV_E	1	1.41	3.16
δV_N	1	1.41	3.16
φ_E	13.89	17.82	38.96
φ_N	13.89	17.82	38.96
φ_U	1.70×10^{-25}	8.19×10^{-4}	1.95×10^{-3}
∇_x	3.86×10^{-45}	8.31	20.35
∇_y	3.22×10^{-27}	8.31	20.35
ε_x	9.80	14.07	31.12
ε_y	9.80	14.07	31.12
ε_z	5.47×10^{-4}	9.20×10^{-4}	2.15×10^{-3}
δK_{gx}	7.51×10^{-39}	5.10×10^{-4}	2.15×10^{-3}
δK_{gy}	3.85×10^{-28}	1.78×10^{-15}	8.30×10^{-4}
δK_{gz}	2.81×10^{-41}	1.78×10^{-15}	3.26×10^{-5}
E_{gxy}	1.81×10^{-84}	1.78×10^{-15}	1.10×10^{-4}
E_{gxz}	6.45×10^{-34}	1.78×10^{-15}	2.70
E_{gyx}	9.93×10^{-41}	1.78×10^{-15}	1.01×10^{-8}
E_{gyz}	1.44×10^{-31}	1.78×10^{-15}	2.70
E_{gzx}	7.16×10^{-53}	3.71×10^{-8}	5.19×10^{-8}
E_{gzy}	1.90×10^{-38}	1.78×10^{-15}	6.50×10^{-8}
δK_{ax}	3.35×10^{-48}	1.78×10^{-15}	3.26×10^{-5}
δK_{ay}	7.52×10^{-45}	1.78×10^{-15}	7.90×10^{-4}
δK_{az}	1.10×10^{-48}	1.78×10^{-15}	5.19×10^{-8}
E_{axy}	3.09×10^{-52}	1.78×10^{-15}	3.81×10^{-15}
E_{axz}	1.31×10^{-24}	1.78×10^{-15}	3.81×10^{-15}
E_{ayx}	8.62×10^{-46}	1.78×10^{-15}	3.81×10^{-15}
E_{ayz}	1.81×10^{-45}	1.78×10^{-15}	8.96×10^{-16}
E_{azx}	6.09×10^{-57}	1.78×10^{-15}	3.69×10^{-8}
E_{azy}	2.97×10^{-58}	1.25×10^{-15}	6.29×10^{-10}

3 改进的 13 维精对准模型

由于不可观测的状态变量对系统精度影响较小, 因此根据系统各状态变量可观测度分析结果, 去掉 28 位精对准模型中不可观测的状态变量, 包括加速度计安装误差、标度因数误差以及陀螺的标度因数误差中的 δK_{gy} 、 δK_{gz} 和安装误差中的 E_{gxy} 、 E_{gyx} 、 E_{gxz} 、 E_{gzy} , 保留陀螺的误差项 δK_{gx} 、 E_{gxz} 、 E_{gyz} 。此时系统状态变量变为 13 维, 如下:

$$\mathbf{X}'' = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \delta K_{gx} \quad E_{gxz} \quad E_{gyz}]^T$$

(25)

此时矩阵 $\mathbf{A}$ 阵变为如下形式:

$$\mathbf{A}'' = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & \mathbf{A}_2 & \mathbf{A}_5 \\ \mathbf{0}_{8 \times 5} & \mathbf{0}_{8 \times 5} & \mathbf{0}_{8 \times 3} \end{bmatrix}$$

(26)

$$\mathbf{A}_5 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ C_{11}\omega_x & C_{11}\omega_z & C_{12}\omega_z \\ C_{21}\omega_x & C_{21}\omega_z & C_{22}\omega_z \\ C_{31}\omega_x & C_{31}\omega_z & C_{32}\omega_z \end{bmatrix}$$

(27)

系统量测量保持不变, 量测矩阵 $\mathbf{H}$ 发生变化, 如下:

$$\mathbf{H}'' = [\mathbf{I}_{2 \times 2} \quad \mathbf{0}_{2 \times 11}]$$

(28)

4 仿真试验

仿真条件设置如下: 状态变量 $\mathbf{X}$ 的初始值均为零, 陀螺常值漂移为 $0.2(^{\circ})/\text{h}$, 随机漂移为 $0.04(^{\circ})/\text{h}$; 加速度计常值零偏为 $100 \mu\text{g}$, 随机零偏为 $25 \mu\text{g}$; 陀螺的标度因数误差为 100 ppm (ppm 为百万分之一, 是惯导标度因数的通用表示方法), 安装误差均为 $1 \times 10^{-5} (^{\circ})$; 速度测量误差为 0.01 m/s ; 初始姿态为零; 初始失准角 φ_E 、 φ_N 、 φ_U 分别为 0.1° 、 0.1° 、 0.5° ; 地理纬度为 40° , 经度为 116° 。协方差阵初始值 $\mathbf{P}(0)$ 、系统噪声阵 $\mathbf{q}$ 、量测噪声阵 $\mathbf{R}$ 初始值如下: $\mathbf{P}(0) = \text{diag}\{(0.01 \text{ m/s})^2, (0.01 \text{ m/s})^2, (0.1^{\circ})^2, (0.1^{\circ})^2, (0.5^{\circ})^2, (100 \mu\text{g})^2, (100 \mu\text{g})^2, (0.2(^{\circ})/\text{h})^2, (0.2(^{\circ})/\text{h})^2, (0.2(^{\circ})/\text{h})^2, (1 \times 10^{-4})^2, (1 \times 10^{-5})^2, (1 \times 10^{-5})^2\}$, $\mathbf{q} = \text{diag}\{(25 \mu\text{g})^2, (25 \mu\text{g})^2, (0.04(^{\circ})/\text{h})^2, (0.04(^{\circ})/\text{h})^2, (0.04(^{\circ})/\text{h})^2\}$, $\mathbf{R} = \text{diag}\{(0.01 \text{ m/s})^2, (0.01 \text{ m/s})^2\}$ 。

仿真试验结果如图 1 所示。可以看出, 本文方法提高了航向角的收敛速度。统计 500 s 以后载体姿态的均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE), 如表 2 所示。

从表 2 可以看出,本文方法得到的航向角误差为 0.0224° ,而传统方法得到航向角误差为 0.0314° ,精度提高了约 29%。且俯仰角和横滚角估计精度也有小幅提升。

从图 2 可以看出,本文方法估计出的水平陀螺常值漂移分别为 $0.19(^{\circ})/\text{h}$ 、 $0.20(^{\circ})/\text{h}$,而同样

条件下传统方法得到的水平陀螺常值漂移分别为 $0.17(^{\circ})/\text{h}$ 、 $0.18(^{\circ})/\text{h}$,水平陀螺常值漂移的估计精度得到提高,同时可以看出水平陀螺和天向陀螺收敛速度加快。

从图 3 可以看出,本文方法的水平加速度计常值零偏估计分别为 $81\text{ }\mu\text{g}$ 、 $87\text{ }\mu\text{g}$,而传统方法精对准下分别为 $71\text{ }\mu\text{g}$ 、 $73\text{ }\mu\text{g}$,水平加速度计常值零偏的估计精度有明显提高。

从图 4 可以看出,本文方法可估计出陀螺的标度因数误差 δK_{gx} 和安装误差 E_{gxz} 、 E_{gyz} 。仿真条件设置的 δK_{gx} 为 100 ppm,估计出的 δK_{gx} 为 178 ppm;设置的 E_{gxz} 、 E_{gyz} 为 $1\times 10^{-5} (^{\circ})$,估计出的 E_{gxz} 、 E_{gyz} 分别为 $8.08\times 10^{-6} (^{\circ})$ 、 $4.11\times 10^{-6} (^{\circ})$ 。

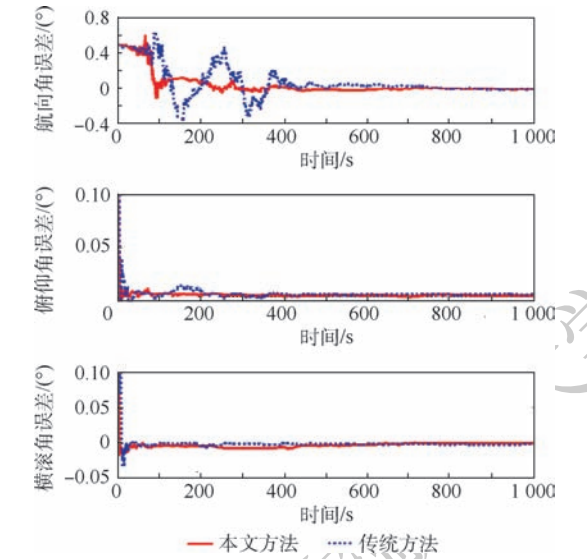


图 1 姿态角误差估计

Fig. 1 Estimation of attitude angle errors

表 2 初始对准的姿态角误差

Table 2 Attitude errors of initial alignment ($^{\circ}$)

方法	航向角误差	俯仰角误差	横滚角误差
传统方法	0.0314	0.0017	0.0019
本文方法	0.0224	0.0011	0.0012

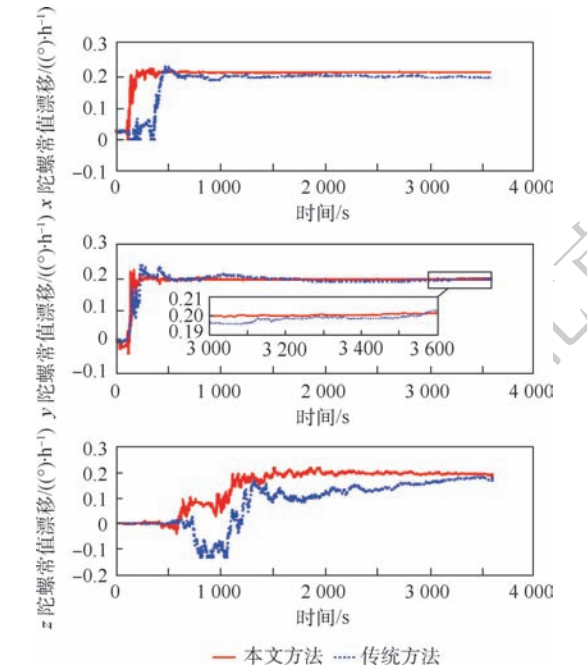


图 2 水平陀螺常值漂移估计

Fig. 2 Estimation of horizontal gyroscope constant drift

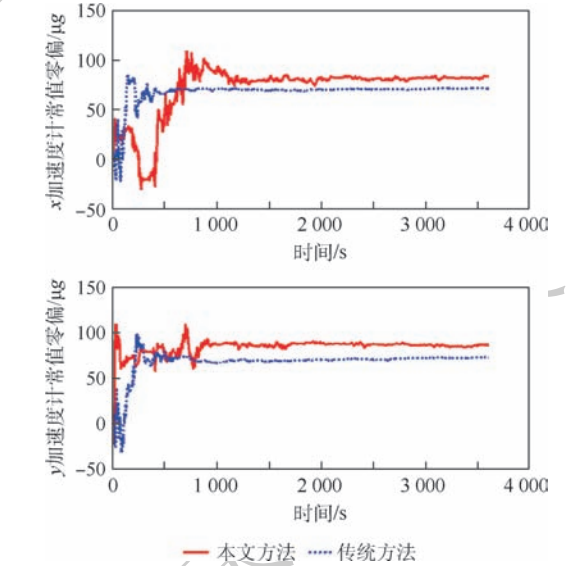


图 3 水平加速度计常值零偏估计

Fig. 3 Estimation of horizontal accelerometer constant null bias

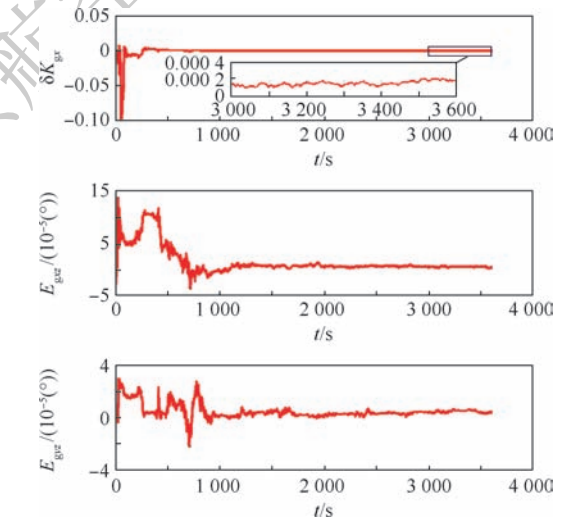


图 4 陀螺的 δK_{gx} 及 E_{gxz} 、 E_{gyz} 估计

Fig. 4 Estimation of δK_{gx} , E_{gxz} and E_{gyz} of gyroscope

5 结 论

1) 考虑了陀螺和加速度计的标度因数误差、安装误差,扩展为28维的精对准模型。

2) 对旋转过程各状态变量的可观测度变化进行分析,将精对准模型优化为13维。

3) 仿真结果表明,与传统方法相比,本文方法航向角对准精度提高了约29%,且提高了水平陀螺常值漂移、加速度计常值零偏估计,同时还可估计出 δK_{gx} 及 E_{gxz} 、 E_{gyz} 。

4) 如何在系统绕双轴或者三轴旋转时进行对准并进一步提高陀螺和加速度计的误差参数估计精度将是今后的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] LV P, LIU J Y, LAI J Z, et al. Decrease in accuracy of a rotational SINS caused by its rotary table's errors[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2014, 11(1): 1-10.
- [2] LIU Z J, WANG L, WANG W, et al. An improved rotation scheme for tri-axis rotational inertial navigation system[J]. Microsystem Technologies, 2017, 23(12): 5423-5433.
- [3] SUN W, WANG D X, XU L W, et al. MEMS-based rotary strap-down inertial navigation system[J]. Measurement, 2013, 46(8): 2585-2596.
- [4] PEI F J, ZHU L, ZHAO J. Initial self-alignment for marine rotary SINS using novel adaptive Kalman filter[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015, 29: 1-2.
- [5] SONG T X, LI K, WANG L, et al. A rapid and high-precision initial alignment scheme for dual-axis rotational inertial navigation system[J]. Microsystem Technologies, 2017, 23(12): 5515-5525.
- [6] 翁海娜, 姚琪, 胡小毛. 舰船单轴旋转激光捷联惯导系统动态初始对准[J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(1): 34-38.
- WENG H N, YAO Q, HU X M. Dynamic initial alignment for single-axis rotation laser gyro SINS on board ship[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(1): 34-38 (in Chinese).
- [7] GAO W, ZHANG Y, WANG J G. Research on initial alignment and self-calibration of rotary strap-down inertial navigation systems[J]. Sensors, 2015, 15(2): 3154-3171.
- [8] SUN F, SUN Q, BEN Y Y, et al. A new method of initial alignment and self-calibration based on dual-axis rotating strap-down inertial navigation system[C] // Position Location and Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 808-813.

- [9] 赵晓伟, 李江, 党宁, 等. 基于单轴连续旋转调制的方位对准技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2016, 2(1): 26-30.
- ZHAO X W, LI J, DANG N, et al. Research on azimuth alignment technology based on the single axis continuous rotation modulation[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016, 2(1): 26-30 (in Chinese).
- [10] 徐爱功, 王大雪, 孙伟, 等. 无外观测信息的旋转捷联系统组合对准方法[J]. 测绘科学, 2015, 40(2): 29-34.
- XU A G, WANG D X, SUN W, et al. Integrated alignment of rotary SINS with the observation uncertainty[J]. Science of Surveying and Mapping, 2015, 40(2): 29-34 (in Chinese).
- [11] 杨国梁, 王玮. 基于双轴旋转的惯导系统误差自补偿技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 519-524.
- YANG G L, WANG W. Error auto-compensation technology of inertial navigation system based on double-axis rotation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 519-524 (in Chinese).
- [12] 龙兴武, 于旭东, 张鹏飞, 等. 激光陀螺单轴旋转惯性导航系统[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(2): 149-153.
- LONG X W, YU X D, ZHANG P F, et al. Single rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(2): 149-153 (in Chinese).
- [13] 汪徐胜, 杨建业, 宋仔标, 等. 车载旋转调制捷联惯导系统最优对准技术[J]. 兵工自动化, 2017, 36(4): 10-17.
- WANG X S, YANG J Y, SONG Z B, et al. Optimum alignment technology for vehicle mounted rotation-modulating SINS[J]. Ordnance Industry Automation, 2017, 36(4): 10-17 (in Chinese).
- [14] DU S, SUN W, GAO Y. Improving observability of an inertial system by rotary motions of an IMU[J]. Sensors, 2017, 17(4): 1-20.
- [15] SILVA F O, HEMERLY E M, FILHO W C L. On the error state selection for stationary SINS alignment and calibration Kalman filters-Part II: Observability/estimability analysis[J]. Sensors, 2017, 17(3): 1-34.

作者简介:

叶文 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 惯性技术与惯性计量。

翟风光 男, 硕士研究生。主要研究方向: 旋转调制惯导。

蔡晨光 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 振动计量。

李建利 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 惯性技术。

Fine alignment method for rotary strapdown inertial navigation system based on augmented state

YE Wen^{1,2,*}, ZHAI Fengguang², CAI Chenguang¹, LI Jianli²

(1. Division of Mechanics and Acoustics, National Institute of Metrology, Beijing 100013, China;

2. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Initial alignment is a key technology of rotary strapdown inertial navigation system (SINS). The existing 10D model of traditional rotary SINS is mostly used for the fine alignment, which cannot meet the requirements of navigation accuracy. To solve this problem, a fine alignment method for rotary SINS based on augmented state is proposed. First, scale factor errors and installation errors are extended to state variables, and a 28D fine alignment model is established. Second, the observability of 28D model during rotation is analyzed. Third, a 13D alignment model is designed according to analysis results. Finally, Kalman filter is used to achieve the fine alignment of rotary SINS. The simulation results show that the proposed method can effectively improve the attitude alignment accuracy and estimate more gyroscope error terms compared with the traditional initial alignment method.

Keywords: rotary strapdown inertial navigation system (SINS); initial alignment; observability; Kalman filter; fine alignment

Received: 2018-09-14; **Accepted:** 2018-12-21; **Published online:** 2019-01-09 13:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190108.0909.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFF0205003); National Natural Science Foundation of China (61421063, 61722103, 61571030, 51605461)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0531

基于无关变量分离的 EFSM 测试数据进化生成



潘雄*, 郝帅, 苑政国, 宋凝芳

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

要: 扩展有限状态机(EFSM)相比于有限状态机(FSM)能够更加精确地刻画系统的动态行为,因而广泛作为各种控制流与数据流系统的测试模型。在EFSM模型的测试中,使用搜索的方法获得触发目标测试路径的测试数据是近年来的一个研究热点。为进一步提高搜索效率,在遗传算法(GA)的基础上提出一种自动分离测试路径中无关输入变量的方法,该方法通过分析模型中变量与迁移间的关系,判定不影响子路径中谓词条件的无关输入变量,进而从个体中将其分离以实现搜索空间的自动缩减,提升测试数据生成效率。对几种具有不同复杂度的基准EFSM模型进行实验后的结果表明,该方法生成有效测试数据的成功率均达到98.2%以上,且与未分离输入变量的遗传算法相比,所需平均迭代次数减少44.7%~85.9%,平均运行时间减少24.1%~85.5%。

关键词: 软件测试; 扩展有限状态机(EFSM); 测试数据生成; 遗传算法(GA); 空间缩减; 无关变量分离

中图分类号: TP311

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0919-11

软件测试对于保证软件质量具有关键作用。模型是软件系统的一种抽象描述,基于模型的测试(Model-Based Testing, MBT)是采用形式化的方法判定软件错误所在,从而确保待测软件的正确性与可靠性^[1]。由于MBT并不针对某一程序代码本身,因而广泛用于软件生命周期早期阶段的产品测试,尤其适合于航空航天软件等安全攸关系统的前期评估,是软件测试领域重要的研究方向之一。

在MBT中,扩展有限状态机(Extended Finite State Machine, EFSM)与有限状态机(Finite State Machine, FSM)是2种最为通用的测试模型,其中EFSM一直被作为SDL、UML、Simulink等建模语言的底层行为模型使用,它是在FSM的基础上引入了变量、操作以及状态迁移的谓词条件,因而相比于FSM更加适合于描述诸如嵌入式及通信协

议软件等复杂应用系统^[2]。目前基于EFSM模型的测试主要存在以下两方面的挑战:一是如何生成可执行的测试路径;二是路径对应的测试数据的生成。本文主要对第二方面的问题进行了研究。

近年来,随着基于搜索的软件测试技术不断发展,启发式算法在自动生成测试数据中的应用获得了很大进展,这些方法中以对遗传算法(GA)的研究最为广泛。如文献[3-4]通过基本遗传算法来选取EFSM模型的测试数据。文献[5]为提高测试数据生成效率,在基本遗传算法中增加了局部搜索方法用以加快算法收敛速度。文献[6]在计算个体适应度过程中,充分考虑了分支距离和个体未覆盖条件的比率,提高了搜索的成功率。除遗传算法外,一些其他方法也被用于测试数据的自动生成^[7-9]。在组合优化问

收稿日期: 2018-09-07; 录用日期: 2018-12-07; 网络出版时间: 2018-12-27 17:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.2208.004.html

* 通信作者. E-mail: 08768@buaa.edu.cn

引用格式: 潘雄, 郝帅, 苑政国, 等. 基于无关变量分离的EFSM测试数据进化生成[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 919-929. PAN X, HAO S, YUAN Z G, et al. Evolutionary generation of test data for EFSM based on irrelevant variable separation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 919-929 (in Chinese).

题中,搜索空间的大小往往决定了问题的复杂程度,搜索空间越大,找到目标解的时间开销就越大,上述算法都是在输入变量的全空间内寻找测试数据,因而搜索效率有待进一步提高。

对此,文献[10]提出一种变量的动态域削减方法,该方法通过分支谓词动态减小变量取值范围,缩减了搜索区间。文献[11]则通过削减区间和分段梯度下降方法来获取 EFSM 模型的测试数据,在无法得到确定解时,这种方法也可为人选测试数据提供一个较小的输入变量取值范围。与上述减小变量取值区间的方法不同,文献[12]提出,若待测程序对应控制流图中某一输入变量的变化将不影响未来路径的方向,则可以固定该变量的取值,从而通过减少变量的个数减小搜索空间。文献[13]则从理论与实验两方面验证了不相关变量的减少可以有效提高爬山算法及遗传算法的搜索效率。文献[14]在这些研究的基础上指出,可以通过分离与部分输入变量相关的子路径,并固定被穿越子路径的变量取值以达到减小搜索空间的目的,但并未实现可分路径的自动判定及分离方法。文献[15]通过分析变量与待测程序节点及测试路径的关系给出了可分路径的判断与分离算法,但该方法在判定变量间的依赖关系时,未区分程序节点的前后顺序,只要变量间存在赋值关系便判定为具有依赖关系,且只给出了将可分路径分为两部分的算法,通用性有待提高。

总结以上研究可以发现,现有的搜索空间缩减方法自动化程度较低,且大多针对程序语言,而对 EFSM 模型的研究较少。实际上在 EFSM 测试数据搜索过程中,只要输入变量对测试路径未来迁移的谓词条件无影响时,便可以固定该变量的取值,并将其从变量集合中分离出去。因此,减小 EFSM 测试数据的搜索空间需要解决的主要问题有:

1) 如何判定输入变量与谓词条件是否有依赖关系。

2) 存在无关输入变量时,怎样分离该变量。

本文从变量的角度出发,通过分析 EFSM 中变量与状态迁移的依赖关系,研究测试数据生成中无关输入变量的判定与分离方法,从而减小遗传算法搜索空间,提高 EFSM 测试数据生成效率。

1 EFSM 模型及问题建模

1.1 EFSM 模型

扩展有限状态机 M 由一个六元组构成,表示

为 $M = (S, S_0, I, O, T, V)$, 其中 S 为该 EFSM 的状态集合, S 不能为空, S_0 为初始状态, I 为输入消息集合, O 为非空的输出消息集合, T 为状态迁移集合, V 为变量的集合。集合 T 中的每一个元素 t 由五元组 $(S_{\text{start}}, i, g, \varphi, S_{\text{end}})$ 组成, 其中 S_{start} 为迁移 t 的出发状态, $i \in I$ 为 t 的输入消息, g 为迁移 t 执行的谓词条件, φ 则由变量的赋值语句或输出语句组合而成, S_{end} 为状态迁移 t 的到达状态。EFSM 中的变量 V 由三元组 (I_v, C_v, O_v) 构成, 其中 I_v 为输入变量集合, O_v 为输出变量集合, C_v 为环境变量集合, 输入变量的取值可以人为进行控制, 而输出变量和环境变量则不受测试人员控制, 它们的取值由迁移中的相应操作来决定。EFSM 模型中的测试路径 (Test Path, TP) 定义为一个迁移序列, 即 $L_{\text{TP}} = [t_1, t_2, \dots, t_n]$, 其中 $\{t_1, t_2, \dots, t_n\} \subseteq T$, L_{TP} 对应的谓词条件序列 $L_{\text{GP}} = [g_1, g_2, \dots, g_n]$, 若 t_k 为路径 L_{TP} 中的状态迁移, g_k 为 t_k 中的谓词条件则分别表示为 $t_k \rightarrow L_{\text{TP}}, g_k \rightarrow L_{\text{GP}}$ 。

图 1 为一种自动取款机 (Automatic Teller Machine, ATM) 的 EFSM 模型^[4], 该模型的输入变量集合 $I_v = \{z, y, w, h, \beta_1, \beta_2, \beta_3\}$, 其中 z 代表输入密码, y, w 及 h 分别为存款、取款及转账金额, β_1, β_2 及 β_3 表示用户选择了某一操作。模型中 ATM 主要提供 3 种服务: 存款、取款及转账。当需要使用这 3 种服务之一时, 用户需要输入相应的银行卡密码 z , 并记录密码错误的次数 N , 若错误次数已达 3 次则返回初始界面, 否则选择菜单要使用的语言, 继续相应操作, 模型中其他变量的含义为: B_s 与 B_c 表示 2 种不同类型账户的余额, Z_p 为正确的银行卡密码。假设选择 $L_{\text{TP}} = [t_1, t_4, t_5, t_{23}]$ 作为目标测试路径, 当 EFSM 处于迁移 t_4 的出发状态 S_1 时, 接收到特定的输入 $\text{Pin}(z), z \in I_v$, 只有在谓词条件 $(z == Z_p)$ 为真时, 迁移 t_4 才会执行, 并且状态由 S_1 转换到 S_2 。基于 EFSM 模型的测试数据自动生成即讨论如何自动选取这些触发谓词条件的输入变量的值。

1.2 问题建模

EFSM 中测试数据的生成问题可描述为:

- 1) 选取一个待测软件的 EFSM 模型 M 。
- 2) 选取 M 中的一条测试路径 L_{TP} 作为目标测试路径。
- 3) 设待测模型 M 中输入变量的取值空间为 D , 求取测试数据 $X \in D$, 使得以 X 作为输入, 在动态执行 EFSM 模型时, 所能经过的路径为 L_{TP} 。

使用遗传算法自动获取 EFSM 的测试数据, 需要将其建模为一种最优化问题。

为方便描述定义 1 中的直接依赖关系,可以为模型 M 的每一迁移建立变量间的直接依赖矩阵,而间接依赖关系在针对不同的目标测试路径时其依赖矩阵有所不同,且关系复杂,后文将给出通过图的连通性判断变量间是否存在间接依赖关

系的方法。

定义3 对于模型 M , 设迁移 $t_d \in T$, 则 t_d 中变量间的直接依赖矩阵可以由 n 维方阵 $P_d = (p_{ij})_{n \times n}$ 表示, 其中 n 为集合 V 中变量的个数, 矩阵 P_d 中的元素 p_{ij} 定义如下:

$$p_{ij} = \begin{cases} 1 & x_i \text{ 直接依赖于 } x_j \\ 0 & x_i \text{ 不直接依赖于 } x_j \end{cases} \quad (2)$$

2.1.2 谓词条件与变量的关系

状态迁移中的谓词条件是影响有效测试数据生成的关键所在, 它是由一系列条件表达式及其合取或析取的形式组成。设待测 EFSM 的变量集合 $V = \{x_0, x_1, \dots, x_{n-1}\}$, 迁移集合 $T = \{t_0, t_1, \dots, t_{e-1}\}$, 目标测试路径 $L_{TP} = [t_0, t_1, \dots, t_{m-1}]$, L_{TP} 对应的谓词条件序列 $L_{GP} = [g_1, g_2, \dots, g_{m-1}]$, 对于谓词条件与变量的依赖关系也可分为直接与间接2种, 分别见定义4与定义5。

定义4 设迁移 $t_d \in T$, 若 $\exists x_i \in V$ 使得 t_d 的谓词条件 $g_d (g_d \rightarrow L_{GP})$ 中包含变量 x_i , 则认为变量 x_i 的取值将对谓词条件能否满足造成影响, 即 g_d 对 x_i 存在直接依赖关系。

定义5 在目标测试路径 L_{TP} 中, 设迁移 $t_d \rightarrow L_{TP}$, 若对于迁移 t_d 的谓词条件 $g_d (g_d \rightarrow L_{GP})$, $\exists x_i \in V, x_j \in V$ 使得 g_d 直接依赖于变量 x_j , 而不直接依赖于变量 x_i , 但在 t_d 之前迁移 $t_b (t_b \rightarrow L_{TP}, b < d)$ 中变量 x_j 依赖于 x_i , 即 $x_j = f(x_i)_b$, 则认为变量 x_i 的取值将间接的对谓词条件 g_d 能否满足造成影响, 即谓词条件 g_d 对变量 x_i 存在间接依赖关系。

对于目标测试路径 L_{TP} 中谓词条件与变量的直接或间接依赖关系在本文中统称为二者具有依赖关系, 这种关系也可建立相应的依赖矩阵进行描述。

定义6 在目标测试路径 L_{TP} 中, 设迁移 $t_d \rightarrow L_{TP}$, t_d 的谓词条件 $g_d (g_d \rightarrow L_{GP})$ 与变量 $x_i \in V$ 的依赖关系可以由 $n \times m$ 维矩阵 $Q = (q_{ij})_{n \times m}$ 表示, 其中 n 为集合 V 中变量的个数, m 为 L_{TP} 包含迁移的个数, 矩阵 Q 中的元素 q_{ij} 定义如下:

$$q_{ij} = \begin{cases} 1 & g_j \text{ 依赖于 } x_i \\ 0 & g_j \text{ 不依赖于 } x_i \end{cases} \quad (3)$$

通过定义4~定义6可知, 谓词条件与变量间的依赖矩阵描述了变量在该测试路径中的生存周期, 因此存在以下性质:

性质1 设待测 EFSM 中输入变量集合为 $I_v \subseteq V$, 若 $\exists i \in [0, n-1]$, 使得矩阵 Q 中的第 i 行元素均为0, 则对于测试路径 $L_{TP}, x_i \in V$ 为无关变量; 若 $\exists i \in [0, n-1]$, 对于 $\forall j \in [u, m-1]$ 矩阵

Q 中元素 $q_{ij} = 0$, 而对 $j = u-1$ 时元素 $q_{ij} \neq 0$, 其中 $u \in [1, m-1]$, 则在 L_{TP} 的子路径 $L'_{TP} = [t_u, t_{u+1}, \dots, t_{m-1}]$ 中 $x_i \in V$ 为无关变量, 若同时 $x_i \in I_v$ 则在 L_{TP} 或 L'_{TP} 中可以固定输入变量 x_i 的取值并从 I_v 中将其分离, 并将 t_{u-1} 定义为变量 x_i 的起始分离迁移。

证明 Q 中的第 i 行元素描述了测试路径 L_{TP} 中每一迁移的谓词条件与变量 x_i 的依赖关系, 这种依赖包括直接与间接依赖, 若 $\exists i \in [0, n-1]$, 对 $\forall j \in [u, m-1]$ 元素 $q_{ij} = 0$, 其中 $u \in [0, m-1]$, 则由定义6可知 x_i 与迁移序列 $L'_{TP} = [t_u, t_{u+1}, \dots, t_{m-1}]$ 中任意迁移的谓词条件不存在依赖关系, 即变量 x_i 的取值与 L'_{TP} 中的谓词条件能否满足无关, 所以 x_i 为无关变量, 若同时 $x_i \in I_v$, 则在 L'_{TP} 中可以固定 x_i 的取值为常数并将其分离。 证毕

2.2 自动判定无关变量的实现方法

2.1 节中给出了变量与状态迁移间的关系, 由性质1可知对于一条测试路径中是否存在无关变量, 取决于谓词条件与变量间的依赖矩阵 Q , 对于谓词条件与变量的直接依赖关系, 可以通过扫描谓词条件中是否包含该变量得到, 而间接依赖关系需要依靠2.1.1节中变量与变量的关系进行判断, 下面给出依赖矩阵 P_d 与矩阵 Q 的计算方法。

算法1 变量间直接依赖矩阵 P_d 计算方法

输入: EFSM 的变量集合 $V = \{x_0, x_1, \dots, x_{n-1}\}$, 迁移集合 $T = \{t_0, t_1, \dots, t_{e-1}\}$ 。

输出: 直接依赖矩阵 $P_0, P_1, \dots, P_{e-1}$ 。

步骤1 选择某一未建立依赖矩阵的迁移 $t_d \in T$, 建立 n 维方阵 P_d 并初始化元素为0。

步骤2 扫描迁移 t_d 中的每一赋值语句, 若 $\exists x_i \in V, x_j \in V$ 使得 x_i 等于一个含有变量 x_j 的表达式, 即 x_i 的取值会受到 x_j 的影响, 则令 $p_{ij} = 1$ 。

步骤3 扫描迁移 t_d 的谓词条件, 若 $\exists x_i \in V, x_j \in V$ 使得条件中即包含 x_i 又包含 x_j , 表明迁移 t_d 中变量 x_i 与 x_j 相互直接依赖, 则令 $p_{ij} = p_{ji} = 1$ 。

步骤4 输出矩阵 P_d , 判断 EFSM 中是否有未建立直接依赖矩阵的迁移, 若有转到步骤1。

步骤5 算法结束。

通过算法1即可得到待测 EFSM 所有状态迁移中变量间的直接依赖矩阵, 而矩阵 Q 的计算需要先建立测试路径的每一迁移之前所有迁移中变量间的关系图 G , 变量间的关系图实质上为一种有向图, 因而可以采用图论中的邻接矩阵进行表示, 其建立方法如下:

算法2 关系图 G 的建立方法

输入: EFSM 变量集合 $V = \{x_0, x_1, \dots, x_{n-1}\}$, 变量间直接依赖矩阵 $P_0, P_1, \dots, P_{e-1}$, 目标测试路径 $L_{TP} = [t_0, t_1, \dots, t_{m-1}]$ 。

输出: 关系图的邻接矩阵序列 $R = [R_0, R_1, \dots, R_{m-1}]$ 。

步骤1 选择某一未建立关系图的迁移 $t_d \rightarrow L_{TP}$, 以变量 $x_0, x_1, \dots, x_{n-1}$ 作为有向图的 n 个顶点, 建立 t_d 的关系图 G_d 。

步骤2 扫描 L_{TP} 中 t_d 及其之前迁移对应的变量间直接依赖矩阵 $P_0, P_1, \dots, P_d$, 若某一矩阵中存在元素 $p_{ij} = 1$, 表明变量 $x_i \in V$ 直接依赖于变量 $x_j \in V$, 则从顶点 x_j 向顶点 x_i 建立一条有向边。

步骤3 将 G_d 转化为邻接矩阵 R_d 并输出, 判断 L_{TP} 中是否还有未建立关系图的迁移, 若有转到步骤1。

步骤4 算法结束。

建立关系图后, 依据该有向图可以得到以下性质:

性质2 利用算法2生成的关系图 G_d 中, 若变量 x_j 到 x_i 存在一条通路, 则 x_j 与 x_i 在迁移 t_d 或 t_d 之前迁移中存在依赖关系, 且变量 x_i 依赖于 x_j 。

证明 在测试路径 L_{TP} 中, 若在迁移 t_d 或 t_d 之前, 变量 x_i 直接依赖于变量 x_j , 即 $x_i = f(x_j)$, 依据算法2可知, 从顶点 x_j 到 x_i 之间存在一条有向边, 则 x_j 到 x_i 显然是连通的; 若在迁移 t_d 或 t_d 之前, 变量 x_i 间接依赖于 x_j , 即 $x_i = f(x_1), x_1 = f(x_2), \dots, x_q = f(x_j)$, 由算法2可知, 在 x_j 到 x_q, x_q 到 $x_{q-1}, \dots, x_1$ 到 x_i 之间分别存在一条有向边, 因此 x_j 到 x_i 存在通路 $x_j, x_q, x_{q-1}, \dots, x_1, x_i$, 即 x_j 到 x_i 连通。证毕

根据性质2, 即可求出依赖矩阵 Q 。

算法3 矩阵 Q 的计算方法

输入: EFSM 变量集合 $V = \{x_0, x_1, \dots, x_{n-1}\}$, 目标测试路径 $L_{TP} = [t_0, t_1, \dots, t_{m-1}]$, L_{TP} 对应的谓词条件序列 $L_{GP} = [g_0, g_1, \dots, g_{m-1}]$, 邻接矩阵序列 $R = [R_0, R_1, \dots, R_{m-1}]$ 。

输出: 依赖矩阵 Q 。

步骤1 选择 L_{GP} 中某一未扫描的谓词条件 g_j , 扫描 g_j 是否包含变量 $x_i \in V$, 若包含表明 g_j 直接依赖于 x_i , 则依据定义6, 令 $q_{ij} = 1$ 。

步骤2 若 $q_{ij} = 1$, 则使用深度优先搜索算法判断邻接矩阵 R_{j-1} 中变量 $x_k (x_k \in V, k \neq i)$ 是否有到 x_i 的通路, 若存在通路表明 g_j 间接依赖于 x_k ,

依据定义6, 令 $q_{kj} = 1$ 。

步骤3 判断 L_{GP} 中是否还存在未扫描的谓词条件, 若有转到步骤1。

步骤4 输出矩阵 Q , 算法结束。

算法3中的步骤1检测了谓词条件与变量是否存在直接依赖关系, 而步骤2依据定义5可知是检测了二者是否存在间接依赖关系, 因而通过算法3得到的矩阵 Q 为谓词条件与变量间的依赖矩阵。在得到矩阵 Q 后, 根据性质1便可以获取无关输入变量及其对应的起始分离迁移。

图2为EFSM模型中的一条测试路径。以该路径为例考察本文提出的无关变量判定算法, 该测试路径 $L_{TP} = [t_1, t_2, t_3, t_4]$, 对应的谓词条件分别为 $g_1 = \{a < 5 \ \&\& \ b > 2\}$, $g_2 = \{a > 2\}$, $g_3 = \{c == 3\}$, $g_4 = \{d \geq 1\}$, 赋值语句 $\varphi_1 = \{b = a + d\}$, $\varphi_2 = \{a = b + a, c = b + d\}$, $\varphi_3 = \{b = c - a\}$, $\varphi_4 = \{d = c + a\}$, 变量集合 $V = I_v = \{a, b, c, d\}$, 首先依据算法1计算 $t_1 \sim t_4$ 迁移中变量间的直接依赖矩阵分别为

$$P_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$P_2 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$P_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$P_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

依据算法2及依赖矩阵 P 分别做出 $\{t_1\}$, $\{t_1, t_2\}$, $\{t_1, t_2, t_3\}$, $\{t_1, t_2, t_3, t_4\}$ 中变量与变量间的关系图 G , 如图3所示。

依据关系图可以建立对应的邻接矩阵序列 $R = [R_1, R_2, R_3, R_4]$, 得到 R 后根据算法3便可以计算依赖矩阵 Q :

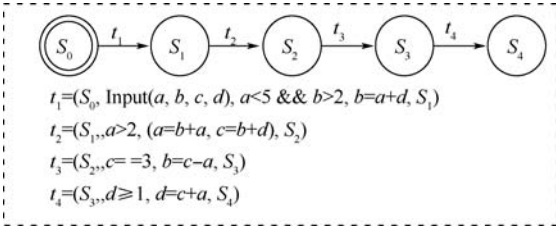


图2 EFSM中的一条测试路径

Fig. 2 A test path in EFSM

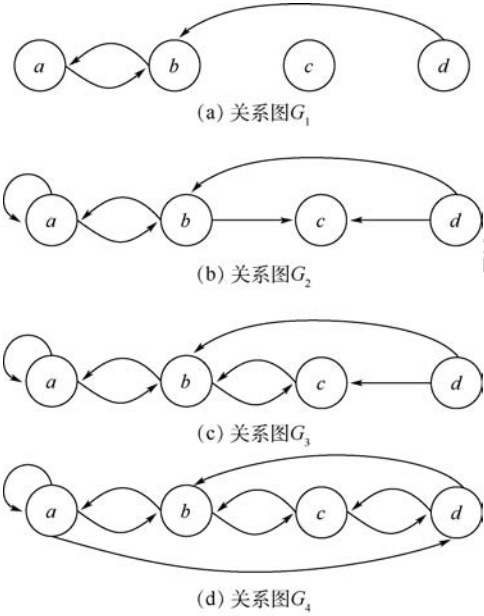


图3 不同变量间的关系图

Fig. 3 Relationship diagram among different variables

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

根据矩阵 Q 及算法 3 可以得出:变量 $\{a, b, c, d\}$ 的取值会对迁移 t_3 的谓词条件能否满足造成影响,而迁移 t_4 的谓词条件仅受变量 d 的影响,由于 $\{a, b, c, d\}$ 均为输入变量,因此对于 L_{TP} 的子路径 $L'_{TP} = t_4$ 来讲,变量 $\{a, b, c\}$ 属于无关输入变量,可以分离,其起始分离迁移为 t_3 ,而变量 d 对应的起始分离迁移为 t_4 ,说明其在整个测试路径中不能分离。

3 无关输入变量的自动分离方法

3.1 自动分离方法及测试数据生成过程

基于无关输入变量分离与遗传算法的 EFSM 测试数据生成过程如图 4 所示。

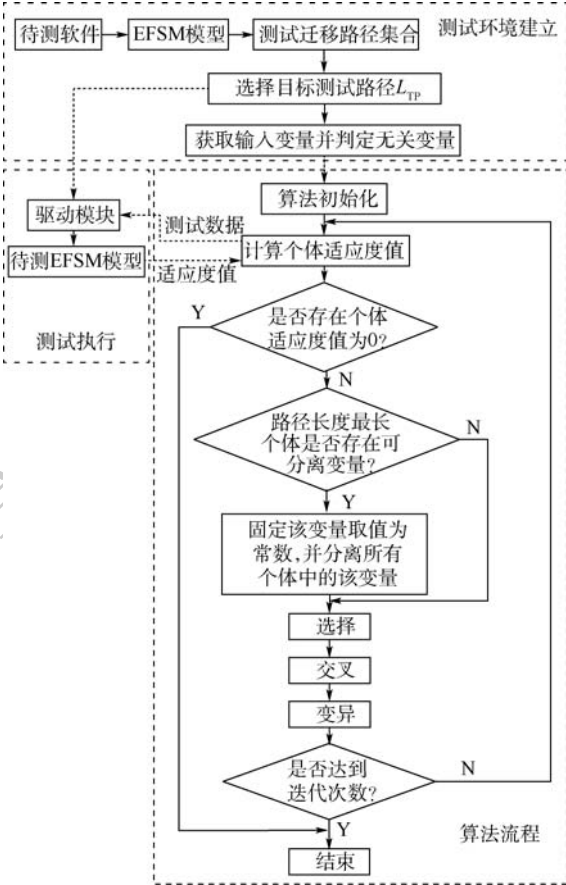


图4 EFSM 测试数据生成的实现过程

Fig. 4 Implementation process of EFSM test data generation

设待测 EFSM 模型 M 包含的输入变量为 $I_v = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, 变量的取值空间为 D , 选取 M 中的一条目标测试路径 $L_{TP} = [t_0, t_1, \dots, t_{m-1}]$, 设遗传算法产生的初始种群包含 k 个个体, 不同个体对应的测试数据分别为 $X_1, X_2, \dots, X_k$, 不同个体以其对应测试数据作为输入, 在动态执行 EFSM 模型时, 所能实际经过的路径分别为 $L_{TP1}, L_{TP2}, \dots, L_{TPk}$, 以 $|L_{TP}|$ 表示相应路径的路径长度 (路径所包含迁移的个数), 由 1.2 节可知, 实际经过的路径长度越长, 该个体的适应度值越好。无关输入变量的分离方法为: 在每一次迭代中, 搜索种群中经过路径长度最长的个体 i , 其对应的测试数据为 X_i , 考察 L_{TPi} 中是否包含可分离输入变量 x_j 对应的起始分离迁移, 若包含则可以在所有个体中去除变量 x_j , 在之后的迭代中 x_j 的取值以常数 c_0 代替, c_0 为个体 i 中 x_j 的取值, 即 $c_0 \in X_i$ 。

以图 2 为例, 设遗传算法在迭代到某一次时, 种群中适应度值最好个体所经过的路径为 $[t_1, t_2, t_3]$, 其对应测试数据 $X = \{a = 3, b = 7, c = 4, d = 0\}$, 由于该个体所经过的路径包含变量 a, b, c 的

起始分离迁移 t_3 , 因此可以固定这 3 个变量为常数, 常数值为 $\{a=3, b=7, c=4\}$, 并从所有个体中将它们分离, 在以后的迭代中遗传算法只需搜索变量 d 的值即可。

3.2 性能分析

本文通过分离测试路径中的无关输入变量以达到减小搜索空间的目的, 从而提升测试数据生成效率, 设待测 EFSM 中的输入变量 $I_v = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, 不同变量的输入域分别为 $D_1, D_2, \dots, D_n$, 则遗传算法的搜索空间为

$$D \triangleq \prod_{i=1}^n D_i$$

(4)

当遗传算法在分别迭代 $t_1, t_2, \dots, t_m$ 次时, 种群中最优个体可以分离某些输入变量, 若在不同迭代次数时可分离的变量分别为 $\{x_1, x_2, \dots, x_{j(t_1)}\}, \{x_{j(t_1)+1}, x_{j(t_1)+2}, \dots, x_{j(t_2)}\}, \dots, \{x_{j(t_{m-1})+1}, x_{j(t_{m-1})+2}, \dots, x_{j(t_m)}\}$, 且 $0 < j(t_1) < j(t_2) < \dots < j(t_m) < n$, 则此时搜索空间将分别变为

$$\begin{cases} D_{t_1} \triangleq \prod_{i=j(t_1)+1}^n D_i \\ D_{t_2} \triangleq \prod_{i=j(t_2)+1}^n D_i \\ \vdots \\ D_{t_m} \triangleq \prod_{i=j(t_m)+1}^n D_i \end{cases}$$

(5)

设该测试路径目标解的空间为 D_r , 则 $D, D_{t_1}, D_{t_2}, \dots, D_{t_m}$ 及 D_r 的关系可以用图 5 表示。由图 5 可知, 随着分离变量的增多, 搜索空间逐渐减小, 在更小的搜索空间内进行搜索, 将显著提高遗传算法的搜索效率^[16]。

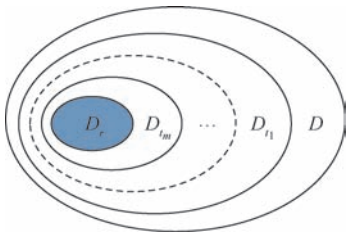


图 5 不同搜索空间之间的关系

传算法进行对比, 2 种方法均采用二进制编码、轮盘赌选择、使用单点交叉及单点变异, 算法的一些其他参数为: 交叉概率 0.75, 变异概率 0.1, 初始种群规模 25, 最大迭代次数 50 000 代。此外, 为进一步验证 IIVS 方法的优势, 本文还对使用 IIVS 方法的随机算法 (Random Algorithm, RA) 与全空间搜索的随机算法^[17]进行了比较, 与遗传算法中无关输入变量的分离方法类似, IIVS-RA 也是在每次迭代中判断实际经过的路径是否包含可分离输入变量的起始分离迁移, 若包含则在以后的搜索过程中固定该变量的取值, 以此达到分离无关变量的目的, 实验中这 2 种随机算法的最大迭代次数均设置为 300 000。

上述 4 种算法均是使用 Java 语言在 Eclipse 环境下编写运行, 实验计算机的主频为 2.3 GHz, 内存为 4 GB。将实现后的方法应用于 ATM、INRES^[4] 及 Cashier^[18] 3 组模型的测试数据生成, 其中 ATM 的 EFSM 模型如图 1 所示。

为了从 EFSM 模型中选取实验路径, 实验首先挑选出一些执行逻辑较为复杂的可行路径作为候选路径^[8], 然后对候选路径进行预处理, 将不同迁移输入变量表中相同名称的变量采用不同的符号表示^[11], 最后使用 2.2 节中自动判定无关变量的实现方法, 从候选路径中筛选出包含无关变量的路径, 即最终的实验路径, 筛选后的实验路径数目及无关变量判定算法所花费的时间如表 1 所示。

采用 4 种算法对所有实验路径在不同的输入变量取值区间内分别进行 15 次实验, 统计相应的平均迭代次数及平均运行时间, 结果如表 2 所示。由表 2 可以得出, 使用本文方法后, 遗传算法所需平均迭代次数仅为 GSS-GA 的 14.1% ~ 55.3%, 除变量取值范围为 $[0, 2047]$ 的 INRES 与 Cashier 模型外, 使用 IIVS-RA 的平均迭代次数是 GSS-RA 的 27.5% ~ 85.6%, 比较各算法的平均迭代次数可以得出 IIVS-GA 在生成测试数据时所需的次数最少。时间开销方面, 虽然 IIVS 方法在搜索测试数据时需要判断并分离目标测试路径中的无关输入变量, 但由表 1 可知, 这部分时间在测试数据生成时间中所占的比例很小, 由于搜索空间的不断

表 1 实验模型及相关参数

Table 1 Relevant parameters of experimental models

模型	状态个数	迁移个数	候选路径	实验路径	判定时间/ms
ATM	10	28	44	43	703
INRES	7	16	23	18	570
Cashier	12	20	49	22	713

4 实验

为了验证采用本文方法对遗传算法搜索效率的影响, 将采用全空间搜索 (Global Space Search, GSS) 的传统遗传算法^[3]与本文无关输入变量分离 (Irrelevant Input Variables Separation, IIVS) 的遗

表 2 不同算法的平均迭代次数与平均运行时间

模型		平均迭代次数				平均运行时间/ms			
		GSS-RA	IIVS-RA	GSS-GA	IIVS-GA	GSS-RA	IIVS-RA	GSS-GA	IIVS-GA
ATM	[0, 511]	117 292.1	42 033.1	533.5	137.7	4 119.2	1 146.2	1 013.3	262.0
	[0,1 023]	166 786.7	99 062.8	946.7	224.3	4 294.9	2 534.4	1 609.2	602.1
	[0,2 047]	197 291.8	106 831.6	1 649.7	427.3	5 072.7	2 831.9	2 639.8	905.3
INRES	[0,511]	113 718.0	97 355.6	4 826.7	889.3	12 041.5	5 275.4	11 040.9	2 255.5
	[0,1 023]	163 962.1	121 408.1	7 024.9	2 978.3	18 129.9	15 383.2	16 062.7	11 007.0
	[0,2 047]	87 049.8	227 285.3	8 193.6	4 532.3	7 820.7	16 493.2	20 004.8	15 192.9
Cashier	[0,511]	87 653.0	24 091.4	870.0	122.8	3 482.4	915.7	1 229.9	211.7
	[0,1 023]	77 864.8	41 564.1	1 343.7	220.4	3 046.8	1 348.6	2 807.9	406.6
	[0,2 047]	32 290.5	51 415.0	1 918.3	327.6	1 241.3	1 842.8	3 624.3	629.7

减小,使得最终的平均运行时间大量减少。实验结果显示,IIVS-GA 所需平均运行时间最低时仅为 GSS-GA 方法的 14.5%,最高为 75.9%,除变量取值范围为[0,2 047]时的 INRES 与 Cashier 模型外,IIVS-RA 所需平均运行时间是 GSS-RA 方法的26.3%~84.8%,对 4 种方法的平均运行时间进行比较后可以看出,IIVS-GA 生成测试数据时需要的时间开销最少。表 2 中 GSS-RA 的平均迭代次数及平均运行时间有时会随着变量数据范围的增大反而减小,这是由于当数据范围变大时,该方法在指定迭代次数内大多只能针对简单路径生成有效测试数据,因而迭代次数及运行时间有可能变小甚至小于启发式算法。

为进一步评估各算法性能,统计实验过程中这 4 种方法的成功率如表 3 所示,对于这 3 组测试模型,GSS-RA 的成功率最低时仅为 16.4%,最高 92.4%,使用 IIVS-RA 后,成功率提高至 74.7%~99.4%。与随机算法相比,遗传算法对于 ATM 及 Cashier 模型的所有测试路径均可以 100%找到测试数据,而对 INRES 模型,GSS-GA 最低时的成功率为 85.0%,最高 98.6%,使用 IIVS-GA后可进一步提高到98.2%~100.0%。比

表 3 不同算法的成功率

模型		成功率/%			
		GSS-RA	IIVS-RA	GSS-GA	IIVS-GA
ATM	[0, 511]	91.6	99.4	100.0	100.0
	[0, 1 023]	54.4	97.1	100.0	100.0
	[0, 2 047]	16.4	88.2	100.0	100.0
INRES	[0, 511]	61.4	94.0	98.6	100.0
	[0, 1 023]	56.1	88.8	90.9	100.0
	[0, 2 047]	26.7	74.7	85.0	98.2
Cashier	[0, 511]	92.4	98.7	100.0	100.0
	[0, 1 023]	70.5	98.1	100.0	100.0
	[0, 2 047]	55.2	95.9	100.0	100.0

较各算法的成功率可得,IIVS-GA 在生成测试数据时的成功率最高,GSS-RA 最低,其余 2 种方法则介于二者之间。

为考察使用 IIVS 方法后遗传算法的稳定性,从 ATM 模型的实验路径中随机挑选 4 条测试路径进行进一步实验,路径的相关信息如表 4 所示。以这 4 条路径作为测试路径,使用 GSS-GA 与 IIVS-GA 分别进行 100 次实验,输入变量取值范围为[0,1 023],统计 2 种方法生成有效测试数据时所需的迭代次数并绘制为箱线图,结果如图 6 所示。

图 6 中垂直延伸线(胡须)两端分别表示迭代次数的最大观测值($M_{\max}$)及最小观测值($M_{\min}$),其中最小观测值为算法执行 100 次中所需迭代次数实际的最小值,而最大观测值则由上四分位数 l_3 与下四分位数 l_1 一同决定,其计算方式如式(6)所示:

$$M_{\max} = l_3 + (l_3 - l_1) \times 1.5 \tag{6}$$

对于这 4 条测试路径,本文方法迭代次数的中位数均要小于相应传统方法的对应值。为考察不同方法的稳定性,可以通过比较箱长大小(上下四分位数间的距离)及最小值到最大值的区间范围来衡量迭代次数的波动范围,波动范围越大,表示该方法的稳定性越差。由图6可知本文方

表 4 目标测试路径与可分离输入变量及其起始分离迁移

Table 4 Target test path with its separable input variables and initial separation transitions	
目标测试路径	可分离输入变量及其起始分离迁移
$L_{TP1} = [t_1, t_4, t_5, t_8, t_{17}, t_{21}, t_{10}, t_7, t_{13}]$	$(\beta_2, \beta_3, h) \rightarrow \text{无}; z \rightarrow t_4; w \rightarrow t_{17}; \beta_1 \rightarrow t_{21}; y \rightarrow t_{13}$
$L_{TP2} = [t_1, t_4, t_6, t_7, t_{14}, t_{16}, t_9, t_{25}, t_{28}]$	$y \rightarrow \text{无}; z \rightarrow t_4; w \rightarrow t_{14}; \beta_1 \rightarrow t_{16}; (\beta_2, \beta_3, h) \rightarrow t_{28}$
$L_{TP3} = [t_1, t_4, t_5, t_{25}, t_{27}, t_{30}, t_{26}]$	$(w, y) \rightarrow \text{无}; z \rightarrow t_4; (\beta_2, \beta_3, h) \rightarrow t_{27}; \beta_1 \rightarrow t_{30}$
$L_{TP4} = [t_1, t_4, t_6, t_8, t_{18}, t_{22}, t_{10}, t_7, t_{12}]$	$(w, \beta_2, \beta_3, h) \rightarrow \text{无}; z \rightarrow t_4; y \rightarrow t_{18}; \beta_1 \rightarrow t_{12}$

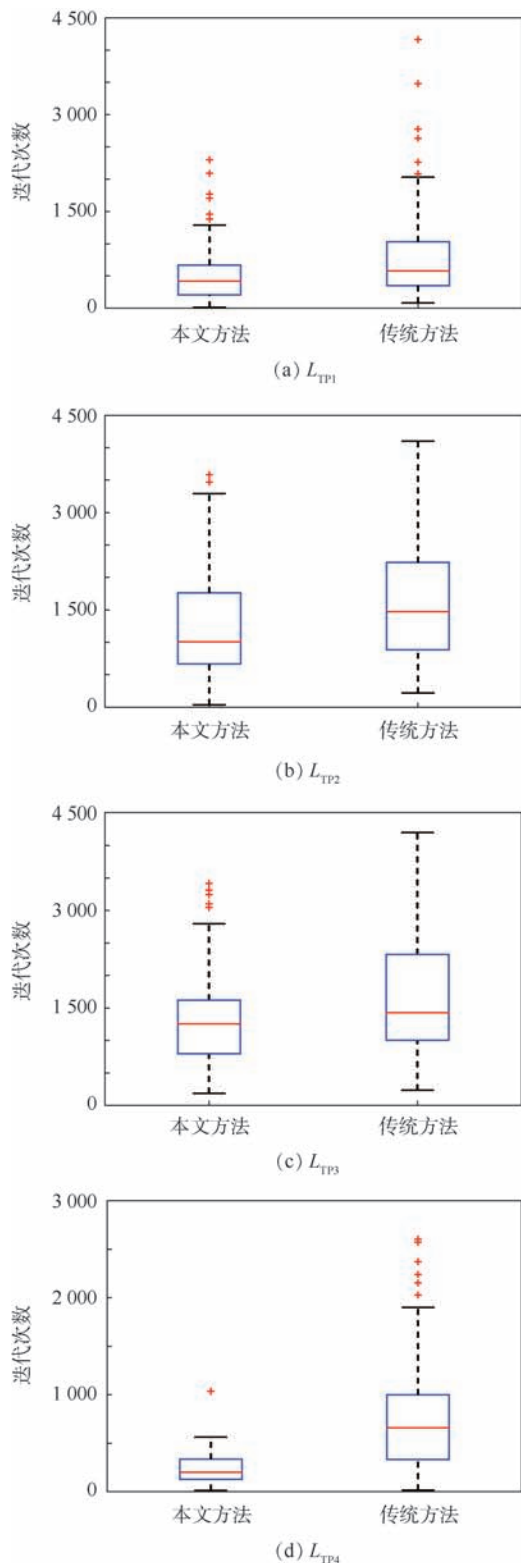


图6 迭代次数对比

Fig.6 Iteration number comparison

法在上述2个指标上均要优于传统方法,这说明与全空间搜索的遗传算法相比,本文方法的稳定性要更好一些。

5 结 论

本文通过深入分析EFSM模型中变量与变

量、谓词条件与变量间的依赖关系,提出了一种无关输入变量的判定与分离方法。在使用遗传算法自动生成EFSM中指定路径的测试数据时,当种群中的最优个体实际经过的路径包含有可分离输入变量的起始分离迁移,便可以将该变量固定为常数,并将其从所有个体中分离出去。

针对ATM、INRES、Cashier三个EFSM模型进行实验后的结果表明:

1) 无关输入变量的自动判定与分离方法是有效的,这种方法可以逐渐缩减搜索算法的搜索空间,提高随机算法与遗传算法的搜索效率。

2) 与在全空间搜索下的遗传算法相比,本文方法对目标路径集生成测试数据的成功率更高,所需迭代次数及运行时间更少,稳定性更好。

参考文献 (References)

- [1] 苏宁,郭俊霞,李征,等. 基于EFSM不定型切片测试用例自动生成的研究[J]. 计算机研究与发展, 2017, 54(3): 669-680.
SU N, GUO J X, LI Z, et al. EFSM amorphous slicing based test case generation[J]. Journal of Computer Research & Development, 2017, 54(3): 669-680 (in Chinese).
- [2] SAEED A, HAMID S H A. Extended finite state machines-based testing using metaheuristic search-based techniques: Issues, and open challenges[C] // Software Engineering Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 25-30.
- [3] ZHAO R, HARMAN M, LI Z. Empirical study on the efficiency of search based test generation for EFSM models[C] // International Conference on Software Testing. Washington, D. C.: IEEE Computer Society, 2010: 222-231.
- [4] KALAJI A S, HIERONS R M, SWIFT S. An integrated search-based approach for automatic testing from extended finite state machine (EFSM) models[J]. Information and Software Technology, 2011, 53(12): 1297-1318.
- [5] TURLEA A, IPATE F, LEFTICARU R. A hybrid test generation approach based on extended finite state machines[C] // International Symposium on Symbolic and Numeric Algorithms for Scientific Computing, 2016: 173-180.
- [6] LU G, MIAO H. An approach to generating test data for EFSM paths considering condition coverage[J]. Electronic Notes in Theoretical Computer Science, 2014, 309(22): 13-29.
- [7] 周艺斌,殷永峰,李晓丹,等. 基于程序变异的Simulink模型测试方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 391-397.
ZHOU Y B, YIN Y F, LI X D, et al. Simulink model testing method based on program mutation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 391-397 (in Chinese).
- [8] ZHANG J, YANG R, CHEN Z, et al. Automated EFSM-based test case generation with scatter search[C] // International Workshop on Automation of Software Test. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 76-82.

[9] KAMKIN A,LEBEDEV M,SMOLOV S. An EFSM-driven and model checking-based approach to functional test generation for hardware designs[C]// East-West Design & Test Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,2017:1-4.

[10] OFFUTT A J,JIN Z,PAN J. The dynamic domain reduction procedure for test data generation[J]. Software Practice & Experience,2015,29(2):167-193.

[11] 张涌,钱乐秋,王渊峰. 基于扩展有限状态机测试中测试输入数据自动选取的研究[J]. 计算机学报,2003,26(10):1295-1303.

ZHANG Y,QIAN L Q,WANG Y F. Automatic testing data generation in the testing based on EFSM[J]. Chinese Journal of Computers,2003,26(10):1295-1303(in Chinese).

[12] KOREL B. Automated software test data generation[J]. IEEE Transactions on Software Engineering,1990,16(8):870-879.

[13] MCMINN P,HARMAN M,LAKHOTIA K,et al. Input domain reduction through irrelevant variable removal and its effect on local,global,and hybrid search-based structural test data generation[J]. IEEE Transactions on Software Engineering,2012,38(2):453-477.

[14] 张岩,巩敦卫. 基于搜索空间自动缩减的路径覆盖测试数据进化生成[J]. 电子学报,2012,40(5):1011-1016.

ZHANG Y,GONG D W. Evolutionary generation of test data for path coverage based on automatic reduction of search space[J]. Acta Electronica Sinica,2012,40(5):1011-1016(in Chinese).

[15] 廖伟志. 基于路径自动分割的测试数据生成方法[J]. 电子学报,2016,44(9):2254-2261.

LIAO W Z. Test data generation based on automatic division of path[J]. Acta Electronica Sinica,2016,44(9):2254-2261(in Chinese).

[16] 巩敦卫,任丽娜. 回归测试数据进化生成[J]. 计算机学报,2014,37(3):489-499.

GONG D W,REN L N. Evolutionary generation of regression test data[J]. Chinese Journal of Computers,2014,37(3):489-499(in Chinese).

[17] VILKOMIR S,ALLURI A,KUHN D R,et al. Combinatorial and MC/DC coverage levels of random testing[C]// IEEE International Conference on Software Quality,Reliability and Security Companion. Piscataway,NJ:IEEE Press,2017:61-68.

[18] WANG Y,LI Z,ZHAO R. Dependence based model-healing[C]// Computer Software & Applications Conference. Washington,D. C. :IEEE Computer Society,2015:556-561.

作者简介:

潘雄 男,博士,高级工程师,硕士生导师。主要研究方向:软件可靠性、数字系统可靠性。

郝帅 男,硕士研究生。主要研究方向:软件测试、软件可靠性。

苑政国 男,博士研究生。主要研究方向:形式验证、软件可靠性。

宋凝芳 女,博士,研究员。主要研究方向:惯性技术、空间光电信息系统。

Evolutionary generation of test data for EFSM based on irrelevant variable separation

PAN Xiong*, HAO Shuai, YUAN Zhengguo, SONG Ningfang

(School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Extended finite state machine (EFSM), a more accurate test model than finite state machine (FSM), has been widely used to describe dynamic behavior of system, and thus has been taken as the test model of various control flow and data flow systems. For EFSM model test, using search method to obtain test data to trigger a given test path has become a research hotspot in recent years. In order to improve the search efficiency, this paper proposed a method that originates from genetic algorithm (GA) and can automatically separate irrelevant input variables in a test path. By analyzing the relationship between variables and state transitions in EFSM and separating irrelevant input variables from the individual that does not affect the transition's guard in the sub-test path, the new method reduced the search space and enhanced the efficiency of test data generation. The experimental results on various complex benchmark EFSM models show that the success rate of the new method to generate effective test data is larger than 98.2%. Compared to the traditional genetic algorithm, the average number of iterations of the new method is reduced by 44.7% – 85.9% and the average running time is reduced by 24.1% – 85.5%.

Keywords: software testing; extended finite state machine (EFSM); test data generation; genetic algorithm (GA); space reduction; irrelevant variable separation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0510

一种面向模块化可重构机翼的分步补偿优化方法

罗利龙*, 王立凯, 聂小华

(中国飞机强度研究所 计算结构技术与仿真中心, 西安 710065)

摘

要: 针对模块化可重构机翼结构的优化设计问题,以沿展向分布的3个翼段模块为研究对象,研究了不同翼展方案机翼的载荷相关性,通过在优化迭代过程中自动调整设计空间,解决了模块化可重构机翼优化设计时复杂的变量-约束耦合影响问题,建立了适用于模块化可重构机翼结构的分步补偿优化方法。以某无人机模块化可重构机翼结构优化设计问题为例,建立了优化模型,并分别采用所提分步补偿优化方法和传统单方案优化方法进行了优化设计。结果表明:所提方法能够稳定收敛,与单方案优化结果相比较,所提方法以较小的重量代价满足了3种重构方案的所有设计要求,且优化结果具有较好的工程实用性。

关键词: 模块化; 可重构; 机翼结构; 分步补偿; 结构优化

中图分类号: V214

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0930-06

随着航空结构设计与制造水平的不断提高,现代飞机尤其是军用飞机的任务剖面越来越复杂,模块化飞机设计作为一种可同时兼顾多任务需求和经济性约束的飞机设计思想而得到了国内外学者的广泛关注^[1-4]。模块化飞机是指将飞机主要结构划分成相对独立的模块进行设计、制造和使用的理念,基于模块化的飞机设计思想产生了飞机族的概念^[5-7],通过开发系列化飞机产品,可满足用户不同的需求,既能占有市场,同时又能缩短产品开发周期,降低生产成本,从而提高企业的竞争力。例如,波音737有600/700/800/900型,4种机型间具有98%的机械零部件通用性和100%的发动机通用性^[8]。美国F35战斗机在同一平台下实现了A、B、C3种可满足不同任务需求的机种,通用性超过80%^[9-10]。

模块化结构相比于传统结构有诸多优势,但其设计需要满足多种任务需求,并考虑不同模块接口的包容性。目前工程可用的结构优化设计方法以传统单机型方案为主,专用于模块化飞机结

构的优化设计技术成熟度较低。Pate等建立了任务-模块响应矩阵,并采用多级优化算法完成了模块化可重构无人机的优化设计^[11]。Cetin和Saitou利用基于模块分解思想的优化方法完成了模块化结构通用模块的设计^[12]。Souma等对协调设计模型进行了改进,并成功应用于一款双尾撑可重构无人机的设计^[13]。张立丰等采用等效工况法对模块化可重构机翼结构进行了优化设计^[14]。范林和王哲对模块化技术在飞机研制中的应用情况进行了分析^[15]。董云峰等通过引入Agent概念和基于Agent的协商算法,提出了一种基于劝说式多Agent协商的协同优化设计算法^[16]。马树微等建立了多级固体运载火箭多学科优化模型,采用分级优化思想完成了固体火箭多学科优化问题^[17]。已有研究包含了机身、机翼等主要结构件的优化设计,对复杂结构的多级优化技术也有较多涉及,但对于模块化可重构机翼优化时不同方案的设计变量、约束条件和分析工况的差异化带来的耦合影响研究不足。

收稿日期: 2018-08-30; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-06 17:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1501.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(91730305)

* 通信作者: E-mail: lilongluo@hotmail.com

引用格式: 罗利龙, 王立凯, 聂小华. 一种面向模块化可重构机翼的分步补偿优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 930-935. LUO L L, WANG L K, NIE X H. A step-compensation optimization method for modular reconfigurable airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 930-935 (in Chinese).

本文以满足不同飞行任务需求的无人机模块化可重构机翼结构为研究对象,对 3 种机翼重构方案的载荷相关性进行分析,通过建立分步补偿优化方法来解决模块化可重构机翼优化设计问题,并以某无人机模块化可重构机翼为例对本文方法的正确性与实用性进行验证。

1 模块化可重构机翼优化问题

模块化可重构机翼应用对象为一款双尾撑无人机,该无人机采用同一套机身、尾撑、尾翼、机翼机身连接、尾撑机翼连接、发射回收装置及接口,通过分别安装翼展为 11、8 和 6 m 的机翼来形成 3 种无人机重构方案,从而实现不同的飞行性能来满足多种任务需求。图 1 给出了 3 种构型机翼的外形尺寸,3 种无人机方案的总体设计参数和最大过载系数如表 1 所示。

图 2 给出了本文模块化可重构机翼的主要结构件布置情况,机翼沿弦向布置了前后两根翼梁,沿展向布置了 10 个翼肋,根肋为 1 号肋,翼尖为 10 号肋。为控制研制成本,该无人机机翼采用

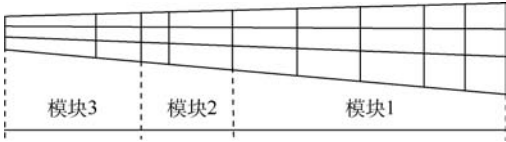


图 2 机翼主要结构件布置和模块划分
Fig.2 Airfoil's main structural component layout and module partition

模块化设计,如图 2 所示,将翼展 11 m 的机翼沿展向剪裁成 3 个模块,相邻模块连接面的弦长和翼型自然保持一致。则 11 m 翼展可通过 3 个模块连接得到,8 m 翼展方案通过模块 1 和模块 2 连接得到,6 m 翼展方案只包括模块 1。

从表 1 可知,3 种重构无人机的飞行过载差距较大,如果不考虑模块间的重用性,对 3 个机翼单独进行优化,模块 1 有 3 种设计方案,模块 2 有两种设计方案,模块 3 有一种,对应不同翼展的同一模块其尺寸参数可能差异明显,对最终生产工艺和模块之间的连接设计带来极大难度,甚至导致设计方案被否定,这有悖于模块化飞机设计的初衷。模块化可重构设计就是要在优化设计环节充分考虑各重构方案的载荷和约束,最终给出一套能够同时满足 3 种无人机飞行指标的机翼结构最优设计方案。

为便于模型描述,本文作如表 2 中的符号定义。

则本文所述及的模块化可重构机翼优化设计问题可表示为

优化目标： $\min(W1 + W2 + W3)$

设计变量： $V1、V2、V3$

设计工况： $LC1、LC2、LC3$

约束条件： $CON1、CON2、CON3$

模块化可重构机翼不同重构方案包含的其

表 2 符号及定义

Table 2 Definition of symbols

符号	定义
V1	模块 1 的结构设计变量
V2	模块 2 的结构设计变量
V3	模块 3 的结构设计变量
CON1	机翼重构方案 1 的约束条件
CON2	机翼重构方案 2 的约束条件
CON3	机翼重构方案 3 的约束条件
W1	模块 1 的重量
W2	模块 2 的重量
W3	模块 3 的重量
LC1	机翼重构方案 1 对应的工况
LC2	机翼重构方案 2 对应的工况
LC3	机翼重构方案 3 对应的工况

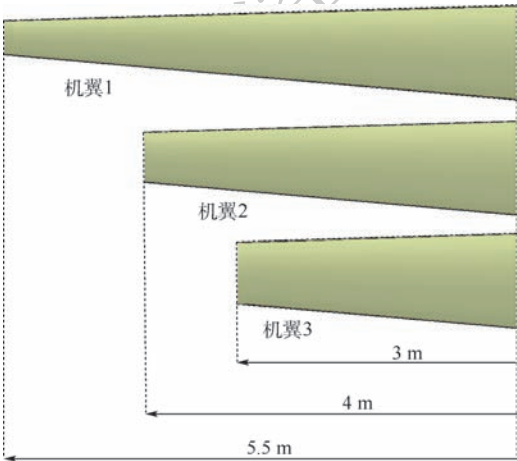


图 1 三种翼展机翼外观及尺寸

Fig.1 Appearance and dimension of airfoils with three kinds of wingspan

表 1 无人机 3 种重构方案总体设计参数

Table 1 General design parameters of three UAV reconfiguration schemes

飞机参数	重构方案 1	重构方案 2	重构方案 3
起飞重量/kg	680	625	600
实用升限/m	8 000	6 500	5 000
机翼面积/m ²	7.5	6.1	5
机翼翼展/m	11	8	6
最大正过载	3.8	3.5	4.5
最大负过载	-2.5	-2.7	-3.5
安全系数	1.3	1.3	1.3

设计变量、设计工况、约束条件、优化目标均不相同,需要在优化过程中分别考虑,具备这种特征的优化问题比较适合采用分级优化的思想来解决,但需要对各级设计变量和约束条件的影响关系进行深入分析,才能够形成适用于本文模块化可重构机翼结构的优化方法。

2 考虑载荷相关性的模块化可重构机翼结构分步补偿优化方法

分步补偿法是解决变设计空间优化问题的有效方法。该方法通过对不同设计空间的优化问题进行排序,首先解决排名第一(设计空间最大)的优化问题,随后,在同时考虑第一和第二优化问题约束前提下解决第二优化问题,以此类推,下一级优化需要在考虑之前所有约束的前提下对专有设计空间进行只增不减的补偿优化,即设计空间不断减小,设计约束不断增加。此外,为消除后一级优化可能对之前优化结果产生的不利影响,需要进行反向补偿设计。

针对本文模块化可重构机翼优化问题,建立三级分步补偿优化模型,如式(1)所示:

$$F = \{V3 [V2 (V1, CON1 | CON2) CON3] \dots \quad (1)$$

从花括号到圆括号,三级优化设计空间依此减小,设计约束逐级增加。11 m 翼展的机翼重构方案其优化和加载区域最大,因此,考虑先在其对应工况下对 3 个模块进行优化设计,在此基础上,保持模块 1 和模块 2 的设计变量不能下调,只能增加,然后依次在后 2 种重构方案对应工况下开展相应模块 2 和模块 1 的补偿优化。由于模块 2 和模块 1 的尺寸改变后对机翼传力路径产生影响,将补偿优化结果赋予内侧模块 1 和模块 2 以后,再由内向外依次对模块 2 和模块 3 进行优化。上述优化过程循环进行,直至收敛。在完成机翼重构方案 1 优化后不允许模块 2 和模块 3 的变量下调是考虑到内侧 2 个模块必须能够承受对其施加的所有工况中的最大载荷,因此模块 2 和模块 3 的优化是限制变量空间的分步补偿方法。

优化流程如图 3 所示,其中:V2表示模块 2 的结构设计变量,变量值只能增加或不变,V1表示模块 1 的结构设计变量,变量值只能增加或不变。每一轮优化包含 5 个阶段,其中第 1、4 和 5 阶段为常规全域优化,第 2 和 3 阶段为补偿优化。优化收敛判断是根据相邻两轮迭代的最大翼展结构重量差距小于 2% 来确定。

优化步骤如下:

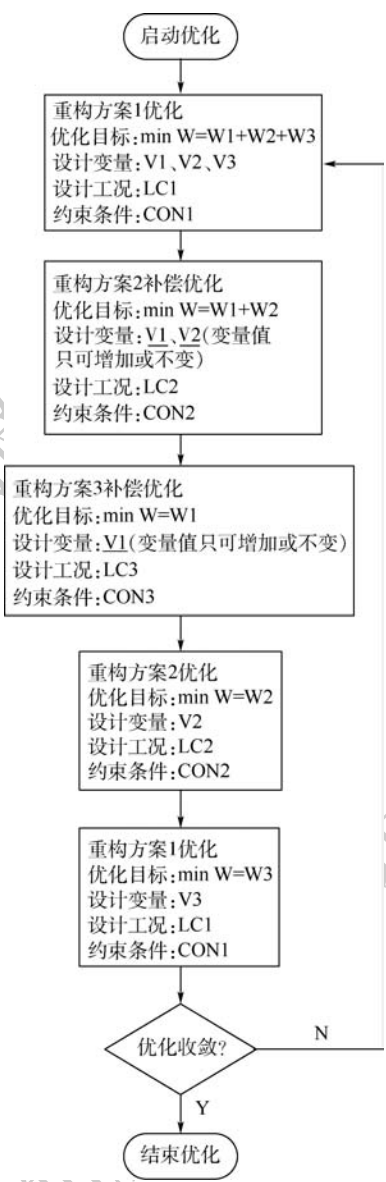


图 3 考虑载荷相关性的模块化可重构机翼结构补偿优化流程

Fig. 3 Modular reconfigurable airfoil's structure compensation optimization flow considering load correlation

步骤 1 在 11 m 翼展对应工况下对 3 个模块进行常规优化设计,强度约束为所有属性区,刚度约束为 10 号翼肋与前后梁交点的升力方向位移。

步骤 2 在 8 m 翼展对应工况下对模块 1 和模块 2 进行补偿优化设计,强度约束施加在模块 1 和模块 2 对应单元,刚度约束为 8 号翼肋与前后梁交点的升力方向位移,设计变量下限为步骤 1 的优化值。

步骤 3 在 6 m 翼展对应工况下对模块 1 进行补偿优化设计,强度约束施加在模块 1,刚度约束为 6 号翼肋与前后梁交点的升力方向位移,设计变量下限为步骤 2 的优化值。

步骤 4 在 8 m 翼展对应工况下对模块 2 进

行常规优化设计,强度约束施加在模块 1 和模块 2,刚度约束为 8 号翼肋与前后梁交点的升力方向位移,设计变量下限为步骤 3 的优化值。

步骤 5 在 11 m 翼展对应工况下对模块 3 进行常规优化设计,强度约束为所有模块,刚度约束为 10 号翼肋与前后梁交点的升力方向位移。

步骤 6 判断最大翼展结构重量是否收敛。否则返回到步骤 1 重新开始;是则结束优化输出结果。

3 模块化可重构机翼优化设计

模块化可重构机翼设计变量包括上下蒙皮厚度、翼肋腹板厚度、翼梁腹板厚度、翼梁缘条截面面积和翼肋缘条截面面积。由于实际工程机翼沿展向和弦向的结构尺寸是连续变化的,为了更好地接近工程,本文以翼肋和翼梁站位为边界对蒙皮和翼梁进行分区,相邻两个翼肋之间的上下蒙皮、前后梁腹板和前后梁缘条分别用 1 个设计变量表示,每个翼肋的腹板和缘条分别用 1 个设计变量表示。整个模型包含 110 个设计变量,变量分布和编号情况为:

- 1) 上蒙皮 27 个分区,厚度变量为 TU1 ~ TU27。
- 2) 下蒙皮 27 个分区,厚度变量为 TD1 ~ TD27。
- 3) 前梁 9 个分区,腹板厚度变量为 TF1 ~ TF9,缘条截面面积变量为 AF1 ~ AF9。
- 4) 后梁 9 个分区,腹板厚度变量为 TB1 ~ TB9,缘条截面面积变量为 AB1 ~ AB9。
- 5) 翼肋共 10 个,腹板厚度为 TR1 ~ TR10,缘条截面面积变量为 AR1 ~ AR10。

约束条件包括强度约束和刚度约束 2 类。其中强度约束为:壳单元 von Mises 应力 ≤ 441.0 MPa,梁单元轴向拉压应力 ≤ 441.0 MPa。刚度约束为:翼尖升力方向位移 $\leq 10\%$ 的机翼半展长(重构方案 1 位移 ≤ 550 mm,重构方案 2 位移 ≤ 400 mm,重构方案 3 位移 ≤ 300 mm)。优化目标为机翼结构重量最小。

分析工况:按照无人机 3 种重构方案对应的过载,首先采用军用飞机强度规范给出的载荷设计方法,用每种翼展无人机起飞重量、过载系数和安全系数的乘积得到总的气动载荷;再选择飞行剖面 A、A'、D、D'四个设计点的载荷分布形式,展向均按椭圆分布,A'和 D'弦向按矩形分布,A 和 D 在 10% 弦长范围按矩形分布,剩余 90% 弦长按三角形线性衰减;最后,将分布在弦平面的载荷按 50% 和 50% 的比例分别投影到上下翼面的有限元节点上,这样每种翼展可以得到 4 套工况作为

机翼强度分析和优化设计载荷工况。

分别采用本文考虑载荷相关性的模块化可重构机翼结构分步补偿优化方法和传统单方案优化方法对该模块化可重构机翼进行优化设计,2 种方法均能够收敛并给出相应的优化方案。优化后参与优化的机翼模块重量统计结果如表 3 所示。

表 3 中“—”表示该模块未参与优化。比率表示与本文方法相比较,采用单方案优化后相同模块的减重百分比。

从优化结果来看,采用本文方法能够较好地收敛到满足所有约束的最优解,但从重量统计结果来看,为了实现机翼的模块化设计,保持模块通用性,各翼段均不同程度的付出了重量代价,3 种单方案优化结果相对于本文方法的减重率分别为 3.81%、4.85% 和 4.69%。由于模块 3 只用于 11 m 翼展方案的重构,本文方法和单独 11 m 翼展方案优化的最优解都是 6.64 kg。

由于优化模型变量数较多,这里对 3 种重构方案都用到的模块 1 的上蒙皮变量优化结果进行说明进一步说明,如表 4 所示。

从表 4 的变量统计结果来看:同一设计区在

表 3 优化目标结果统计

Table 3 Optimization objective result statistics

模块 编号	本文方法 模块重量/ kg	单方案优化 重构方案 1		单方案优化 重构方案 2		单方案优化 重构方案 3	
		模块	比率	模块	比率	模块	比率
		重量/kg	%	重量/kg	%	重量/kg	%
1	49.03	47.16	3.81	46.65	4.85	46.73	4.69
2	8.94	8.33	6.82	7.90	11.63	—	—
3	6.64	6.64	0	—	—	—	—

表 4 模块 1 上蒙皮厚度设计变量优化结果统计

Table 4 Optimization result statistics of thickness design variables belonging to top skin of Module 1

变量 编号	上蒙皮厚度设计变量值/mm			
	本文 方法	单方案优化 重构方案 1	单方案优化 重构方案 2	单方案优化 重构方案 3
TU1	4.22	4.13	4.26	4.05
TU2	4.71	4.66	4.58	4.61
TU3	4.14	3.91	4.11	4.06
TU4	3.75	3.65	3.55	3.71
TU5	3.81	3.77	3.71	3.77
TU6	3.45	3.22	3.42	3.44
TU7	2.84	2.64	2.62	2.71
TU8	3.16	3.04	2.94	2.85
TU9	2.55	2.55	2.45	2.46
TU10	2.54	2.34	2.42	2.34
TU11	2.73	2.62	2.52	2.42
TU12	2.41	2.31	2.38	2.31
TU13	2.31	2.24	2.14	2.05
TU14	2.70	2.56	2.46	2.17
TU15	2.30	2.26	2.23	2.04

3 个单方案优化后的结果存在一定的差异,这与各重构方案所选工况压心分布和总载大小有关系。本文方法优化后各变量值基本覆盖了其余 3 个单方案优化的结果,这是符合常理也满足模块化结构设计要求的。

4 结 论

本文建立了适用于变设计空间优化问题的分步补偿优化方法,并分别采用本文方法和传统单方案优化方法对某无人机模块化可重构机翼结构进行了优化设计。结果表明:

1) 本文方法能够较好地解决模块化可重构机翼结构的优化设计问题,优化后各模块满足强度刚度等设计要求。

2) 本文方法优化结果与单方案优化结果相比重量略有增加,但设计和加工更加方便,经济性更好。

参考文献 (References)

[1] BROWN R B. Low cost innovative design for new commercial transport family: AIAA-2002-5830 [R]. Reston: AIAA, 2002.

[2] FUNK J E, HARBER J R, MORIN L. Future military common aircraft development opportunities: AIAA-2006-1514 [R]. Reston: AIAA, 2006.

[3] DE WECK O L, NADIR W D, WONG J G, et al. Modular structures for manned space exploration: The truncated octahedron as a building block: AIAA-2005-2764 [R]. Reston: AIAA, 2005.

[4] SIMPSON T W. Product platform design and customization: Status and promise [J]. Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing, 2004, 18 (1) : 3-20.

[5] 雍明培, 余雄庆. 一种面向飞机族的结构优化方法 [J]. 航空学报, 2008, 29 (3) : 664-669.

YONG M P, YU X Q. A structural optimization method for aircraft family [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3) : 664-669 (in Chinese).

[6] ALLISON J, ROTH B, KOKKOLARAS M, et al. Aircraft family design using decomposition-based method: AIAA-2006-6950 [R]. Reston: AIAA, 2006.

[7] WILLCOX K, WAKAYAMA S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family [J]. Journal of Aircraft, 2003, 41 (4) : 616-622.

[8] 李苏杭. 飞机模块化结构优化设计的满约束并行优化方法 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

LI S H. Full-constraint parallel optimization method for aircraft

modular structure design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).

[9] BEVILAQUA P M. Future applications of the JSF variable propulsion cycle: AIAA-2003-2614 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[10] FULLER J. The role of manned aircraft in the future: AIAA-2003-2860 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[11] PATE D J, PATTERSON M D, GERMAN B J. Optimizing families of reconfigurable aircraft for multiple missions [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49 (6) : 1988-2000.

[12] CETIN O L, SAITOU K. Decomposition-based assembly synthesis for structural modularity [J]. Journal of Mechanical Design, 2004, 126 (2) : 234-243.

[13] SOUMA C, VICTOR M, WEI Y T, et al. New modular product platform planning approach to design macroscale reconfigurable unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Aircraft, 2016, 53 (2) : 309-322.

[14] 张立丰, 姚卫星, 邹君. 模块化飞机结构优化设计的等效多工况法 [J]. 航空学报, 2015, 36 (3) : 834-839.

ZHANG L F, YAO W X, ZOU J. Equivalent multi-case optimization architecture for modular aircraft structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (3) : 834-839 (in Chinese).

[15] 范林, 王哲. 模块化技术在飞机研制中的应用 [J]. 航空科学技术, 2010 (3) : 19-21.

FAN L, WANG Z. Application of modularization technology at each development stage of aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2010 (3) : 19-21 (in Chinese).

[16] 董云峰, 卫晓娜, 郝朝. 引入多 Agent 协商的协同优化在卫星设计中的应用 [J], 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (5) : 1055-1064.

DONG Y F, WEI X N, HAO Z. A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (5) : 1055-1064 (in Chinese).

[17] 马树微, 李静琳, 陈曦, 等. 多级固体运载火箭分级多学科设计优化 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (3) : 542-550.

MA S W, LI J L, CHEN X, et al. Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (3) : 542-550 (in Chinese).

作者简介:

罗利龙 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 结构优化。

王立凯 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 结构优化。

聂小华 女, 硕士, 研究员。主要研究方向: 强度分析。

A step-compensation optimization method for modular reconfigurable airfoil

LUO Lilong^{*}, WANG Likai, NIE Xiaohua

(Computational Structure Technique & Simulation Center, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: For optimization of the modular reconfigurable airfoil structures, three wing modules that distributed along the span direction are taken as research object, and the correlations of load among airfoils with different wingspan are investigated. The complex coupling effects between variables and constraints are resolved by adjusting the design space during iteration automatically. A step-compensation optimization method is proposed for design of the modular reconfigurable airfoil structure. Optimization model of airfoil structures from a modular UAV is established and optimization design is conducted using both the step-compensation method and the traditional single scheme optimization method. The results show that using the proposed method can achieve steady convergence, and compared with the results from single scheme optimization method, the final design in this paper can meet all the design requirements of those three reconfiguration schemes with limited cost of weight, and keep better practicability in engineering.

Keywords: modular; reconfigurable; airfoil structures; step-compensation; structural optimization

Received: 2018-08-30; **Accepted:** 2018-11-30; **Published online:** 2018-12-06 17:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1501.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91730305)

*** Corresponding author.** E-mail: lilongluo@hotmail.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0511



高空太阳能无人机三维航迹优化

王少奇, 马东立, 杨穆清*, 张良

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为提升高空太阳能无人机的飞行性能和载荷能力, 综合考虑无人机运动状态和能量获取、存储、消耗之间的耦合关系, 建立了三维航迹优化模型。采用高斯伪谱法在离散点上近似状态变量和控制变量, 且在一系列配点上满足动力学方程的约束, 将最优控制问题转化为非线性规划问题。针对典型的点到点飞行任务开展了航迹优化, 并与常规定高定速航迹进行了对比。结果表明: 通过调整飞行姿态, 可以使高空太阳能无人机的净吸收能量提高 9.2%; 综合调整飞行姿态和改变飞行高度两种措施可以获得更大的能量优势, 使储能电池剩余电量提高 18.8%。

关键词: 太阳能无人机; 航迹优化; 太阳能电池; 储能电池; 高斯伪谱法

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0936-08

近年来, 能源危机和环境污染已经成为人类社会面临的主要挑战。太阳能无人机依靠铺设在机翼表面的太阳能电池将太阳辐射能转化为电能, 通过电机驱动螺旋桨产生前进动力, 具有可持续、无污染的特点。高空太阳能无人机能够在平流层飞行数天乃至数月, 可以广泛应用于遥感、侦察、通信等诸多领域, 成为近年来各国研究的热点^[1-3]。

目前, 太阳能无人机昼夜闭环飞行高度和载荷能力的进一步提升主要受太阳能电池效率和储能电池能量密度等因素的制约^[4]。这些子系统的提升需要投入大量时间和经济成本。而由于能源系统的特殊性, 飞行航迹优化为提升高空太阳能无人机飞行性能和载荷能力提供了一个重要途径, 应当引起足够的重视^[5]。

国内外针对太阳能无人机飞行航迹优化的措施主要集中在 2 个方面。一是通过改变无人机飞行姿态, 增加净吸收能量。Klesh 和 Kabamba^[6-7]利用极大值原理给出了水平面内点到点飞行任务

最优航迹的解析解。Spangelo 和 Gilbert^[8,9]采用周期性样条函数来表示航迹, 研究了短时间小半径盘旋时的最优航迹。Ma 等^[10]推导了最优转弯过程的必要条件, 并进一步得到了转弯过程中的最优滚转角控制率。Dai^[11]考虑了天气因素, 结合图谱法和 Bellman-Ford 搜索算法, 研究了低空水平飞行的航迹规划问题。在此基础上, Vasisht、Mesbahi^[12]和 Wu 等^[13-14]针对地面目标追踪、多机联合监视等特殊任务开展了航迹优化。在这些研究中, 无人机的运动限定在二维水平面内。另一个措施是通过改变飞行高度, 利用重力储能代替部分储能电池的作用。Gao 等^[15-17]采用高斯伪谱法研究了下滑过程的最优航迹, 分析了重力储能和二次电池的等价性, 并提出了一种昼夜闭环能量管理策略。Xu 等^[18]基于锂电池的充放电特性, 提出了相似的飞行策略。在这些研究中, 无人机的运动限定在二维铅垂平面内。目前国内外学者针对太阳能无人机航迹优化的研究已经取得了很大进展。但同时采取上述 2 种措施对高空太阳

收稿日期: 2018-08-31; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-10-29 14:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1134.001.html

* 通信作者: E-mail: buaa_yangli@163.com

引用格式: 王少奇, 马东立, 杨穆清, 等. 高空太阳能无人机三维航迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 936-943.
WANG S Q, MA D L, YANG M Q, et al. Three-dimensional optimal path planning for high-altitude solar-powered UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 936-943 (in Chinese).

能无人机在三维运动时的航迹优化研究还鲜见相关文献资料。

本文建立了高空太阳能无人机三维航迹优化模型,研究同时利用改变飞行姿态和飞行高度 2 种措施来提升飞行性能的效果。采用高斯伪谱法离散状态方程和约束方程,将最优控制问题转化为非线性规划问题。针对典型的点到点飞行任务,以储能电池剩余电量为目标函数,优化得到了能量最优飞行航迹,并与常规定高定速航迹进行了对比分析。

1 航迹优化建模

1.1 动力学模型

假设无人机具有纵向对称平面,如图 1 所示。无风条件下的质点动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = V \sin \gamma \\ \dot{V} = \left(\frac{T-D}{mg} - \sin \gamma \right) g \\ \dot{\gamma} = \left(\frac{L \cos \phi}{mg} - \cos \gamma \right) \frac{g}{V} \\ \dot{\chi} = \frac{L \sin \phi}{m V \cos \gamma} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x, y, z 为地面坐标系下的无人机位置坐标; V 为空速; γ 为爬升角; χ 为航迹偏角; ϕ 为滚转角; m 为无人机质量; g 为重力加速度; L, D 和 T 分别为升力、阻力和螺旋桨推力。阻力和螺旋桨推力平行于速度方向,升力垂直于速度方向。地面坐标系 $O_g-X_g Y_g Z_g$ 和机体坐标系 $O_b-X_b Y_b Z_b$ 的定义如图 1 所示。

升力 L 和阻力 D 可以表示为

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; S 为机翼面积; C_L 和 C_D 分别

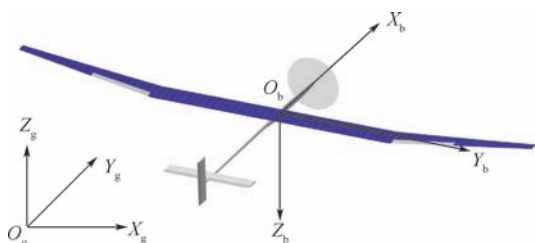


图 1 地面坐标系和机体坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of earth-fixed coordinate system and aircraft body-fixed coordinate system

为升力系数和阻力系数。

C_L, C_D 受翼型、迎角 α 和雷诺数 Re 的影响,通过式(3)计算,式中系数 A_{ij}, B_{ij} 通过计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法得到,数值见表 1 和表 2。

$$\begin{cases} C_L = f_L(\alpha, Re) = \sum_{j=0}^2 \sum_{i=0}^2 [A_{ij} \alpha^i (Re/10^5)^j] \\ C_D = f_D(\alpha, Re) = \sum_{j=0}^2 \sum_{i=0}^2 [B_{ij} \alpha^i (Re/10^5)^j] \end{cases} \quad (3)$$

飞行高度越高,侦察范围越广,对 z 坐标作如下限制。

$$z \geq H_{\min} \quad (4)$$

式中: $H_{\min}$ 为执行任务所允许的最低飞行高度,取 15 km。

表 1 系数 A_{ij} 的值

Table 1 Value of coefficients A_{ij}

i	$j=0$	$j=1$	$j=2$
0	7.983×10^{-1}	9.208×10^{-3}	-9.792×10^{-5}
1	5.898×10^0	1.392×10^{-2}	2.255×10^{-3}
2	-7.246×10^0	4.610×10^{-2}	-1.894×10^{-2}

表 2 系数 B_{ij} 的值

Table 2 Value of coefficients B_{ij}

i	$j=0$	$j=1$	$j=2$
0	2.284×10^{-2}	-6.603×10^{-4}	1.493×10^{-5}
1	1.403×10^{-1}	2.108×10^{-4}	-8.493×10^{-5}
2	1.362×10^0	-6.438×10^{-2}	2.983×10^{-3}

1.2 能源系统模型

1.2.1 太阳能电池模型

对于高空太阳能无人机,因其大部分时间飞行在云层之上,可以忽略云层的遮挡。太阳能电池输出电功率 P_{sc} 为

$$P_{sc} = P_{sd} S_{sc} \eta_{sc} \eta_{MPPT} \cos \kappa \quad (5)$$

式中: P_{sd} 为太阳光谱密度; S_{sc} 为太阳能电池面积; η_{sc} 为太阳能电池效率; η_{MPPT} 为最大功率点跟踪(Maximum Power Point Tracking, MPPT)控制器效率; κ 为太阳入射角。

太阳入射角 κ 可以表示为

$$\cos \kappa = \mathbf{V}_{sc}^g \cdot \mathbf{V}_{lr}^g \quad (6)$$

太阳能电池板单位法向量在地面坐标系中可表示为

$$\mathbf{V}_{sc}^g = \mathbf{L}_{bg} \mathbf{V}_{sc}^b = \mathbf{L}_{bg} [0 \ 0 \ 1]^T \quad (7)$$

式中: $\mathbf{L}_{bg}$ 为地面坐标系到机体坐标系的转换矩阵; $\mathbf{V}_{sc}^b$ 为在机体坐标系中的太阳能电池板单位法向量。

入射光线单位向量在地面坐标系中可表示为

$$\mathbf{V}_{\text{lr}}^g = \begin{bmatrix} \cos \alpha_e \sin \alpha_a \\ \cos \alpha_e \cos \alpha_a \\ -\sin \alpha_e \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: α_e 和 α_a 分别为太阳高度角和方位角, 可通过式(9)确定。

$$\begin{cases} \sin \alpha_e = \sin \Phi \sin \delta + \cos \Phi \cos \delta \cos \omega_t \\ \cos \alpha_a = \frac{\sin \alpha_e \sin \Phi - \sin \delta}{\cos \alpha_e \cos \Phi} \\ \delta = 0.1303\pi \sin(2\pi(284 + n_d)/365) \\ \omega_t = \pi(t_h - 12)/12 \end{cases} \quad (9)$$

式中: Φ 为当地纬度; δ 为太阳赤纬; ω_t 为太阳时角; n_d 为一年中的日子数(从1月1日开始计); t_h 为真太阳时。

1.2.2 储能电池模型

锂硫(Li-S)电池能量密度较高, 具有作为太阳能无人机二次电源的应用前景^[19], 其充电速率可以表示为^[20]

$$\dot{\text{SOC}} = -\frac{V_{\text{oc}} - (V_{\text{oc}}^2 - 4P_{\text{B}}R_{\text{I}})^{0.5}}{2Q_{\text{B}}R_{\text{I}}} \quad (10)$$

式中: V_{oc} 为开路电压; R_{I} 为电池内阻; Q_{B} 为电池容量; P_{B} 为电池放电功率; SOC 表示储能电池的电量状态, 定义为当前电量与最大电量的比值。

为使 Li-S 电池具有更长的循环寿命, 将 SOC 的值限制在如下范围:

$$0.25 \leq \text{SOC} \leq 0.9 \quad (11)$$

1.2.3 功率消耗模型

太阳能无人机的功率消耗部件包括电机和机载电子设备, 其中机载电子设备的功率相对较小, 在本文中忽略。电机提取功率为

$$P_{\text{m}} = \frac{TV}{\eta_{\text{m}}\eta_{\text{p}}} \quad (12)$$

式中: η_{m} 为电机效率; η_{p} 为螺旋桨效率。 η_{p} 受螺旋桨前进比 λ 和特征雷诺数 Re_{p} 的影响, 通过式(13)计算。

$$\eta_{\text{p}} = f_{\eta}(\lambda, Re_{\text{p}}) = \sum_{j=0}^2 \sum_{i=0}^2 [C_{ij}\lambda^i (Re_{\text{p}}/10^5)^j] \quad (13)$$

式中: 系数 C_{ij} 由 CFD 方法得到, 数值见表3, λ 和

表3 系数 C_{ij} 的值

Table 3 Value of coefficients C_{ij}

i	$j=0$	$j=1$	$j=2$
0	-2.481×10^0	2.783×10^0	-1.818×10^{-1}
1	6.882×10^0	-4.081×10^0	-1.432×10^0
2	-3.640×10^0	8.042×10^{-1}	2.200×10^0

Re_{p} 的定义分别如式(14)和式(15)所示。

$$\lambda = \frac{V}{nD_{\text{p}}} \quad (14)$$

$$Re_{\text{p}} = \frac{\rho c_{0.75R}}{\mu} \sqrt{V^2 + (0.75\pi n D_{\text{p}})^2} \quad (15)$$

式中: D_{p} 为螺旋桨直径; n 为转速; $c_{0.75R}$ 为桨叶75%半径处的当地弦长; μ 为空气动力黏性系数。

电机提取功率需满足:

$$P_{\text{m}} - P_{\text{sc}} - P_{\text{B}} \leq 0 \quad (16)$$

1.3 优化问题描述

以 α 、 ϕ 、 P_{B} 、 T 为控制变量, 以任务结束时刻储能电池的电量状态 SOC_{f} 为目标函数, 高空太阳能无人机三维飞行航迹优化问题可以描述为最优控制问题, 即

$$\max_{(\alpha, \phi, P_{\text{B}}, T)} \text{SOC}_{\text{f}} \quad (17)$$

并满足式(1)、式(10)组成的状态方程, 同时满足式(4)、式(11)和式(16)组成的过程约束条件。

2 离散方法

第1节中的最优控制问题的时间区间定义在 $[t_0, t_{\text{f}}]$, 经式(18)变换到 $[-1, 1]$ 。

$$\tau = \frac{t - t_0}{t_{\text{f}} - t_0} + \frac{t - t_{\text{f}}}{t_{\text{f}} - t_0} \quad (18)$$

以 N 阶 Legendre-Gauss 多项式 $G_N(\tau)$ 的零点 $\tau = \{\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_N\}$ 作为配点, τ 分布在区间 $(-1, 1)$ 上, 添加 $\tau_0 = -1$, 以 $\tau^* = \{\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_N\}$ 作为离散点。

$$G_N(\tau) = \frac{1}{2^N N!} \cdot \frac{\text{d}^N [(\tau^2 - 1)^N]}{\text{d}\tau^N} \quad (19)$$

以 $N+1$ 阶 Lagrange 插值多项式 $L_i(\tau)$ 作为基函数, 将状态变量近似为

$$\mathbf{x}(\tau) \approx \mathbf{X}(\tau) = \sum_{i=0}^N L_i(\tau) \mathbf{x}(\tau_i) \quad (20)$$

式中:

$$L_i(\tau) = \prod_{j=0, j \neq i}^N \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j} \quad i = 0, 1, \dots, N \quad (21)$$

类似地, 将控制变量近似为

$$\mathbf{u}(\tau) \approx \mathbf{U}(\tau) = \sum_{i=1}^N \bar{L}_i(\tau) \mathbf{u}(\tau_i) \quad (22)$$

式中:

$$\bar{L}_i(\tau) = \prod_{j=1, j \neq i}^N \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (23)$$

将状态变量的时间导数近似为

$$\left\{\begin{aligned}\sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)x(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}V(\tau_k)\cos\gamma(\tau_k)\cos\chi(\tau_k) \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)y(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}V(\tau_k)\cos\gamma(\tau_k)\sin\chi(\tau_k) \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)z(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}V(\tau_k)\sin\gamma(\tau_k) \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)V(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}\left(\frac{T(\tau_k)-D(\tau_k)}{mg}-\right. \\ &\quad \left.\sin\gamma(\tau_k)\right)g \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)\gamma(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}\left(\frac{L(\tau_k)\cos\phi(\tau_k)}{mg}-\right. \\ &\quad \left.\cos\gamma(\tau_k)\right)\frac{g}{V(\tau_k)} \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)\chi(\tau_i) &= \frac{t_f-t_0}{2}\cdot\frac{L(\tau_k)\sin\phi(\tau_k)}{mV(\tau_k)\cos\gamma(\tau_k)} \\ \sum_{i=0}^N \dot{L}_i(\tau_k)\text{SOC}(\tau_i) &= \\ &\quad -\frac{t_f-t_0}{2}\cdot\frac{V_{\text{OC}}-(V_{\text{OC}}^2-4P_{\text{B}}(\tau_k)R_1)^{0.5}}{2Q_{\text{B}}R_1}\end{aligned}\right.\quad(24)$$

式中: $k=1,2,\cdots,N$ 。

初始时刻状态变量满足:

$$\boldsymbol{X}(-1)=\boldsymbol{x}_0\quad(25)$$

结束时刻状态变量 $\boldsymbol{X}(1)$ 采用高斯积分估计:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{X}(1) &= \boldsymbol{X}(-1) + \\ &\quad \frac{t_f-t_0}{2}\sum_{k=1}^N A_k \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}(\tau_k), \boldsymbol{U}(\tau_k), \tau)\end{aligned}\quad(26)$$

式中: A_k 为高斯积分系数,可表示为

$$A_k=\frac{2}{(1-\tau_k^2)G'_N(\tau_k)^2}\quad k=1,2,\cdots,N\quad(27)$$

通过采用高斯伪谱法,将最优控制问题转化为非线性规划问题,待优化参数为: $\boldsymbol{x}(\tau_i), i=0,1,\cdots,N$ 和 $\boldsymbol{u}(\tau_i), i=1,2,\cdots,N$ 。

3 优化结果分析

3.1 仿真参数

高空太阳能无人机参数见表 4,各部件的能量转换效率见表 5。考虑一种典型的点到点飞行任务,即从指定的初始点出发,在给定的时间到达指定的终点。假设无人机在北京(39.9°N)上空飞行,日期为 3 月 21 日,太阳光谱密度为 1352 W/m²。初始时刻为 0 h,初始时刻无人机位置坐标为[0 0 0]^T m,储能电池电量状态 SOC₀ = 0.6;结束时刻为 24 h,结束时刻无人机位置坐标为[0 0 0]^T m。

表 4 高空太阳能无人机基本参数
Table 4 Basic parameters of high-altitude solar-powered UAV

参数	数值
m/kg	134
S/m^2	25.5
S_{sc}/m^2	20.4
D_{p}/m	1.5
$c_{0.75R}/\text{m}$	0.10
$Q_{\text{B}}/(\text{kW}\cdot\text{h})$	21.5
V_{OC}/V	120
R_1/Ω	0.12

表 5 各部件能量转换效率
Table 5 Energy conversion efficiency of components

参数	数值
η_{sc}	21
η_{MPPT}	95
η_{m}	90

3.2 结果分析

作为对比,首先给出一种常规飞行航迹。在这种航迹中,无人机以有利速度在任务允许的最低高度定高定速飞行。其能量管理策略为:

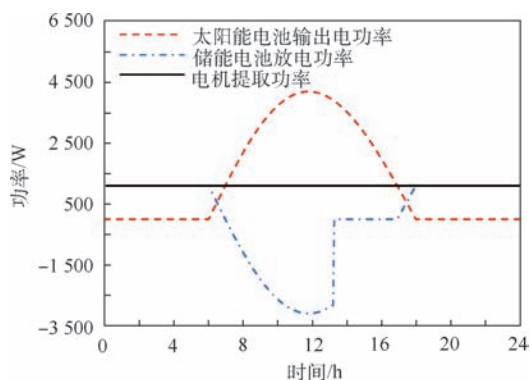
- 1) 当 $P_{\text{sc}}=0$ 且 $\text{SOC}>0.25$ 时,令 $P_{\text{B}}=P_{\text{m}}$ 。
- 2) 当 $P_{\text{sc}}>0$ 且 $0.25\leq\text{SOC}<0.9$ 时,令 $P_{\text{B}}=P_{\text{m}}-P_{\text{sc}}$ 。
- 3) 当 $P_{\text{sc}}>0$ 且 $\text{SOC}=0.9$ 时,令 $P_{\text{B}}=0$ 。

取配点数量 N 为 50,优化得到能量最优航迹,与常规航迹的仿真结果对比见表 6。与常规航迹相比,优化航迹能使储能电池剩余电量提高 18.8%,相当于可以使储能电池重量减小 6.5 kg。这些重量可以省掉,也可以分配给任务载荷,将使得飞行性能进一步提高。此外,结果显示 $\text{SOC}_f>\text{SOC}_0$,这意味着无人机可以在储能电池剩余电量不减小的前提下完成下一个昼夜循环,使数天乃至数月的超长航时飞行成为可能。

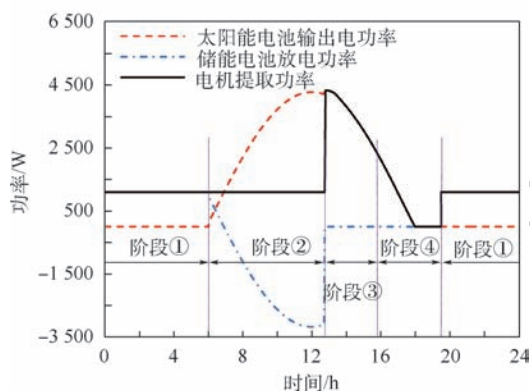
图 2 给出了常规航迹和优化航迹对应的太阳能电池输出电功率 P_{sc} 、储能电池放电功率 P_{B} 及电机提取功率 P_{m} 曲线。根据优化航迹的特点,将其分为 4 个阶段。在常规飞行航迹中, P_{sc} 的最

表 6 仿真结果对比
Table 6 Comparison of simulation results

参数	常规航迹	优化航迹
净吸收能量/(kW·h)	31.60	34.51
SOC 最小值	0.261	0.272
SOC _f	0.560	0.665
最小飞行高度/km	15.0	15.0
最大飞行高度/km	15.0	22.6



(a) 常规航迹



(b) 优化航迹

图2 常规航迹及优化航迹功率

Fig. 2 Power of common flight path and optimized flight path

大值为 4 189 W, 出现在 $t = 12$ h。而在优化航迹中, 通过改变飞行姿态, P_{sc} 得到提高, 其最大值为 4 344 W, 出现在 $t = 12.9$ h。在整个昼夜循环里, 优化航迹使太阳能无人机的净吸收能量提高了 9.2%。

在常规航迹中, 无人机定高定速飞行, 电机提取功率始终为 1 104 W。而在优化航迹中, 自 $t = 12.9$ h 开始, 电机提取功率增大至和太阳能电池输出功率一致。当 $12.9 \text{ h} < t < 16.9 \text{ h}$ 时, 电机提取功率大于 1 104 W; 当 $16.9 \text{ h} < t < 19.3 \text{ h}$ 时, 电机提取功率小于 1 104 W。其中, 当 $18.0 \text{ h} < t < 19.3 \text{ h}$ 时, 电机提取功率为 0 W, 这表示无人机无动力滑翔。

常规航迹与优化航迹在水平面的投影如图 3 所示。

阶段①: 定高巡航

由于 $P_{sc} = 0$ W, 常规航迹和优化航迹都旨在使功率消耗最小化, 因而在这一阶段中, 2 种航迹的状态变量和控制变量几乎相同。如图 4 所示, 无人机在任务允许的最低高度 (15 km) 以平飞最小功率对应的有利速度 (23.3 m/s) 飞行。迎角始终为 1.5° , 航迹倾角始终为 0° , 分别见图 5 (a) 和

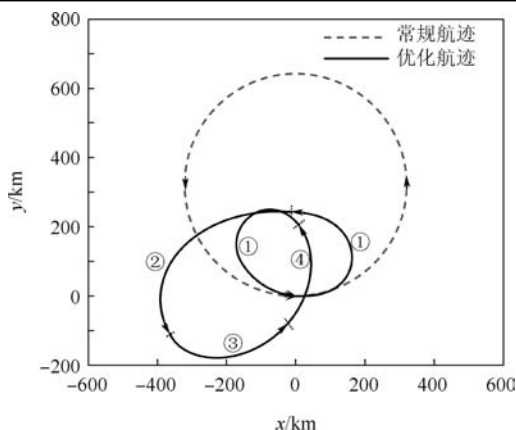
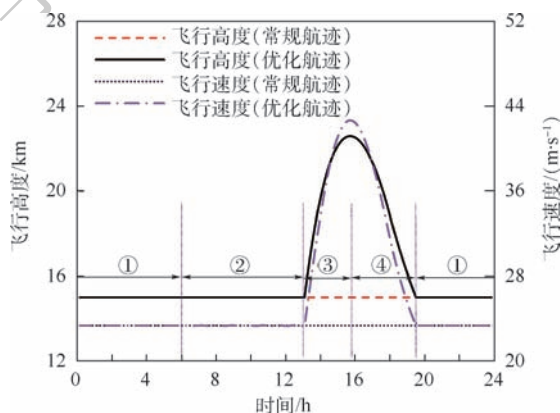
图3 航迹在 x - y 平面内的投影对比Fig. 3 Comparison of flight path projection on x - y plane

图4 常规航迹与优化航迹的飞行高度及飞行速度对比

Fig. 4 Comparison of flight altitude and velocity between common and optimized flight path

图 5 (b)。螺旋桨推力约为 34.4 N, 储能电池放电功率为 1 104 W。

为了尽可能降低需用功率, 滚转角本应为 0° 。但为了满足结束时刻的边界条件, 同时为了在下一阶段获取更多的能量, 无人机维持较小但不为 0° 的滚转角以改变航向 (见图 5 (a))。在该阶段结束时刻, 航迹偏角约为 180° , 如图 5 (b) 所示。

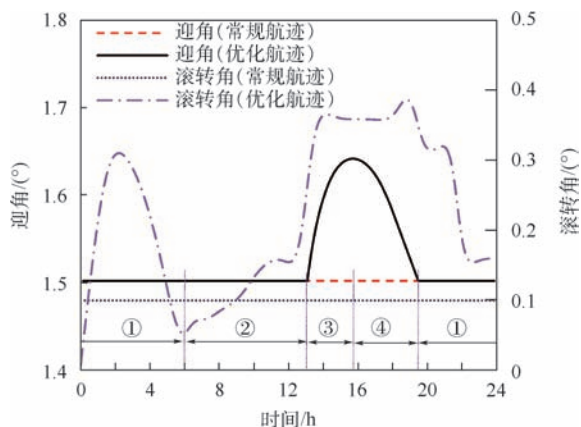
该阶段结束的标志为: $P_{sc} > 0$ 。

阶段②: 平飞充电

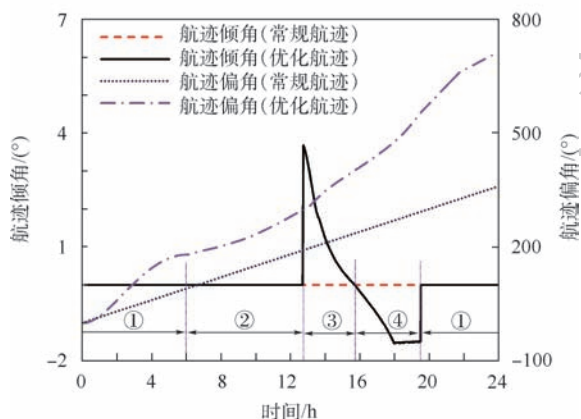
与阶段①相似, 无人机依旧在任务允许的最低高度 (15 km) 以平飞最小功率对应的有利速度 (23.3 m/s) 飞行, 如图 4 所示。当 $P_{sc} > P_m$ 时, 利用剩余功率给储能电池充电。随着 P_{sc} 逐渐增大, 当 $t = 12$ h 时, 达到最大充电功率 3 179 W, 如图 2 (b) 所示。

为了增加太阳能电池板吸收功率, 无人机以较小的滚转角来改变航向, 通过这一方式, 太阳能电池获取的能量提高了 $0.99 \text{ kW} \cdot \text{h}$ 。

该阶段结束的标志为: SOC 达到最大值 0.9,



(a) 迎角和滚转角



(b) 航迹倾角和航迹偏角

图5 常规航迹与优化航迹的迎角、滚转角、航迹倾角和航迹偏角对比

Fig.5 Comparison of angle of attack, roll angle, flight path angle and heading angle between common and optimized flight path

如图6所示。

阶段③:爬升飞行

由于储能电池已经充满电,无人机利用剩余功率爬升,初始爬升率为 1.5 m/s ,初始爬升角为 3.6° 。随着 P_{sc} 的减小及 P_m 的增大,爬升率逐渐减小,在 $t = 15.7 \text{ h}$ 时刻,爬升率减小至 0 m/s ,无人机到达最大高度 (22.6 km)。在爬升过程中,飞行速度接近于当前高度对应的有利速度。爬升过程持续 2.8 h ,无人机利用 7.6 km 的高度差储存了 $2.7 \text{ kW} \cdot \text{h}$ 的重力势能。

值得注意的是,飞行高度越高,平飞需用功率越大,在总太阳能一定的情况下,飞行需用功率越小,剩余功率越大。因此,为了使储能电池剩余电量最大化,应在充满电之后再爬升,而不是爬升到一定高度之后再充电。

和阶段②类似,通过调整滚转角和航迹偏角,使得太阳能电池获取的能量增大了 $1.54 \text{ kW} \cdot \text{h}$ 。

该阶段结束的标志为:剩余功率为 0 W 。

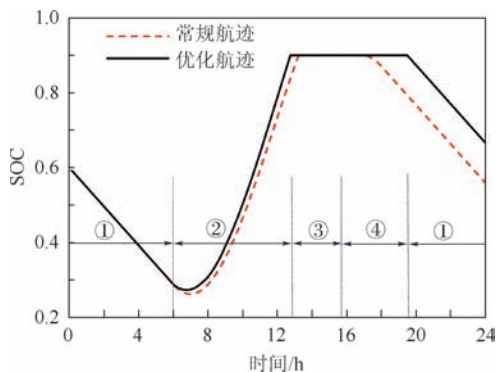


图6 常规航迹与优化航迹的储能电池电量状态对比

Fig.6 Comparison of battery pack state of charge between common and optimized flight path

阶段④:下降阶段

太阳能不足以维持在当前高度继续平飞,无人机开始下降。在日落前,无人机保持有动力下降,充分利用太阳能以争取尽可能长的下降时间,在这段时间里,通过改变飞行姿态,太阳能电池获取的能量提高了 $0.38 \text{ kW} \cdot \text{h}$ 。在日落之后,利用重力势能无动力下滑。整个下降过程持续 3.6 h 。

该阶段结束的标志为:无人机到达任务允许的最低高度。

在阶段④结束后,阶段①重新开始,形成一个完整的循环。

在阶段③和阶段④,无人机存储并利用重力势能,代替了部分储能电池的作用。在这4个阶段里,无人机不断调整滚转角和航迹偏角以满足结束时刻的边界条件,更重要的是通过这种方式,太阳能电池吸收功率得到了提高。

4 结 论

本文提出了高空太阳能无人机三维航迹优化方法,针对一种典型的点到点飞行任务进行了航迹优化,并与常规定高定速航迹进行了对比。主要结论如下:

- 1) 高斯伪谱法适用于高空太阳能无人机航迹优化问题。
- 2) 通过调整飞行姿态,可以使高空太阳能无人机的净吸收能量提高 9.2% 。
- 3) 结合调整飞行姿态和改变飞行高度两种措施能够获得更大的能量优势,使储能电池剩余电量提高 18.8% 。
- 4) 为了使储能电池剩余电量最大化,应在储能电池充满电之后再爬升。

参考文献 (References)

- [1] ALVI O R. Development of solar powered aircraft for multipur-

- pose application; AIAA-2010-3061 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [2] 阙建锋, 王维军, 吴宇. 利于减少配平损失的太阳能飞机构型设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (7): 1479-1485.
- QUE J F, WANG W J, WU Y. Design of solar-powered aircraft configuration for reducing trim loss [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (7): 1479-1485 (in Chinese).
- [3] FAZELPOUR F, VAFAEIPOUR M, RAHBARI O, et al. Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2013, 22 (8): 81-91.
- [4] 张健, 张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析 [J]. 航空学报, 2016, 37 (S1): S1-S7.
- ZHANG J, ZHANG D H. Essentials of configuration design of HALE solar-powered UAVs [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (S1): S1-S7 (in Chinese).
- [5] 马东立, 包文卓, 乔宇航. 基于重力储能的太阳能飞机飞行轨迹研究 [J]. 航空学报, 2014, 35 (2): 408-416.
- MA D L, BAO W Z, QIAO Y H. Study of flight path for solar-powered aircraft based on gravity energy reservation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35 (2): 408-416 (in Chinese).
- [6] KLESH A T, KABAMBA P T. Energy-optimal path planning for solar-powered aircraft in level flight; AIAA-2007-6655 [R]. Reston: AIAA, 2007.
- [7] KLESH A T, KABAMBA P T. Solar-powered aircraft; Energy-optimal path planning and perpetual endurance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32 (4): 1320-1329.
- [8] SPANGELO S C, GILBERT E G. Periodic energy-optimal path planning for solar-powered aircraft; AIAA-2009-6061 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [9] SPANGELO S C, GILBERT E G. Power optimization of solar-powered aircraft with specified closed ground tracks [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50 (1): 232-238.
- [10] MA D M, SHIAU J K, SU Y J, et al. Optimal level turn of solar-powered unmanned aerial vehicle flying in atmosphere [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33 (5): 1347-1356.
- [11] DAI R. Path planning of solar-powered unmanned aerial vehicles at low altitude [C] // IEEE 56th International Midwest Symposium on Circuits and Systems (MWSCAS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 693-696.
- [12] VASISHT S, MESBAHI M. Trajectory design and coverage control for solar-powered UAVs; AIAA-2015-1314 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [13] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Distributed trajectory optimization for multiple solar-powered UAVs target tracking in urban environment by adaptive grasshopper optimization algorithm [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 497-510.
- [14] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Path planning for solar-powered UAV in urban environment [J]. Neurocomputing, 2017, 275: 2055-2065.
- [15] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Research on characteristics of gravitational gliding for high-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, 2012, 227 (12): 1911-1923.
- [16] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. The equivalence of gravitational potential and rechargeable battery for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft on energy storage [J]. Energy Conversion and Management, 2013, 76: 986-995.
- [17] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Energy management strategy for solar-powered high-altitude long-endurance aircraft [J]. Energy Conversion and Management, 2013, 70: 20-30.
- [18] XU B, GENG X Y, LI Q D, et al. Energy-optimal path planning based on lithium battery status for solar-powered aircraft [C] // IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 624-627.
- [19] RAJENDRAN P, SMITH H. Review of solar and battery power system development for solar-powered electric unmanned aerial vehicles [J]. Advanced Materials Research, 2015, 1125: 641-647.
- [20] MOURA S J, CALLAWAY D S, FATHY H K, et al. Tradeoffs between battery energy capacity and stochastic optimal power management in plug-in hybrid electric vehicles [J]. Journal of Power Sources, 2010, 195 (9): 2979-2988.

作者简介:

王少奇 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器总体设计。

马东立 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器总体设计、无人机技术。

杨穆清 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞行器总体设计。

张良 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器总体设计。

Three-dimensional optimal path planning for high-altitude solar-powered UAV

WANG Shaoqi, MA Dongli, YANG Muqing*, ZHANG Liang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to enhance the flight performance and load capacity of high-altitude solar-powered UAV, a three-dimensional optimal path planning model that examines the interaction between flight status, energy acquisition, storage, and consumption was established. The Gauss pseudo-spectral method was employed to transform the optimal control problem into a nonlinear programming problem through approximating the state variables and control variables on discrete points and satisfying the constraints of dynamic equations on a set of collocation points. Then optimization and simulation were carried out for a typical point-to-point mission and the optimum path was compared with current constant-altitude constant-velocity path. The results indicate that appropriate changes of flight attitude angle increase the net energy of solar-powered UAV by 9.2%. By comprehensive utilization of changing flight attitude angle and flight altitude, the proposed optimum path brings more energy profits, which improves the battery pack final state of charge by 18.8%.

Keywords: solar-powered UAV; optimal path planning; solar cell; battery pack; Gauss pseudo-spectral method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0528

基于多子块协同单尺度 Retinex 的浓雾图像增强

高原原^{1,*}, 胡海苗²

国电子科技集团公司信息科学研究院, 北京 100086; 2. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083)

摘 要: 针对现有算法增强雾气分布不均匀的浓雾图像效果不理想的问题, 提出了一种基于多子块协同单尺度 Retinex 的浓雾图像增强算法。该算法不同于传统的利用全局统计量获取动态截断值的 Retinex 算法, 首先将图像划分为多个子块, 计算出适合不同浓度雾气的动态截断值; 然后, 利用动态截断值对高频细节信息进行动态范围调整, 得到多幅局部最优的图像; 最后, 融合多幅局部最优图像生成高质量的结果, 从而实现浓雾图像每个区域细节的增强。实验结果表明, 所提算法能够有效去除不均匀浓雾, 并保证去雾后图像的亮度保持在适合人眼观察的范围。

关 键 词: 图像去雾; 图像增强; 图像分解; 多子块增强; 浓雾图像

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0944-08

随着计算机性能的提高和多媒体技术的快速发展, 以及人们对社会公共安全的日益关注, 大量的监控摄像头应用在智能车辆、停车场、社区监控、海陆交通监控、城市安保和军事侦察等重要场所^[1-3]。然而, 视频监控系统对天气条件非常敏感, 尤其是在出现频繁且分布区域广泛的雾天。雾天情况下, 图像容易出现对比度降低、细节特征被覆盖、色彩严重失真等现象^[4]。这些低质量的图像因为信息量不足, 严重影响了户外计算机视觉系统的效用。退化的雾天图像不仅会影响目标的观测, 还会使识别、取证、事件分析变困难。因此, 研究如何利用图像处理技术消除雾天对成像系统的不利影响是计算机视觉领域中一个非常有意义的问题, 具有广阔的应用前景。

现有图像去雾算法从是否利用物理模型的角度, 可粗略分为 2 类: 基于图像恢复的方法和基于图像增强的方法。基于物理模型的雾天图像恢复是考虑雾天图像退化原因, 利用大气散射模型通

过求解模型中的相关参数, 反解出无雾图像, 从而改善图像质量, 其目的在于还原真实无雾场景。基于图像增强技术的去雾是不考虑图像退化的原因, 仅考虑图像呈现的低对比度、低饱和度等特征, 通过对图像有用信息进行增强同时抑制或者去除不需要的信息, 来改善图像质量、提高图像的清晰度。

基于物理模型的雾天图像恢复方法主要包括基于偏振特性的方法^[5-8]、基于偏微分方程的方法^[9-10]、基于深度信息的方法^[11-14]、基于先验知识或假设的方法^[15-20]和基于深度学习的方法^[21-23]。

基于偏振特性的方法是以光的偏振特性为基础, 依靠硬件的支持且需要多幅图像才能完成模型参数估计, 具有局限性。而基于偏微分方程的方法和基于深度信息的方法通常需要一定程度的人工交互操作, 无法做到自动处理。因此, 日常监控系统的工程实践中并不常用。

收稿日期: 2018-09-06; 录用日期: 2018-10-17; 网络出版时间: 2018-11-23 08:45

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181116.1106.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61801448)

* 通信作者: E-mail: gyy002005@163.com

引用格式: 高原原, 胡海苗. 基于多子块协同单尺度 Retinex 的浓雾图像增强[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 944-951.

GAO Y Y, HU H M. Foggy image enhancement based on multi-block coordinated single-scale Retinex [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 944-951 (in Chinese).

基于先验知识或假设的方法是利用单散射模型中参数的特性,人为设置一些约束条件,从而使参数可解,目前已取得了突破性的进展^[15-20,24]。基于深度学习的方法不需要人工设计特征提取器,而是由机器自动学习获得,典型的工作包括:Cai 等^[21]提出 DehazeNet 网络结构,利用特殊设计的卷积神经网络来学习雾天图像的特征,解决手工特征设计的难点。Ren 等^[22]考虑雾天图像的多尺度特征,提出多尺度卷积神经网络学习雾天图像的特征估计透射率。Li 等^[23]利用变形的大气散射模型,提出 All-in-One 去雾卷积神经网络,它可从有雾图像直接估计无雾图像。

基于物理模型的雾天图像恢复方法虽然在解决问题的思路存在区别,但是最终目标都是通过单散射模型求解无雾的图像。然而,单散射模型假设场景光辐射充足且非常均匀,适合描述薄雾条件下的场景成像过程。浓雾情况下,悬浮颗粒的浓度变大时,可见光的穿透能力变弱,地表场景光辐射出现衰减,若仍利用单散射模型进行去雾处理,图像会出现亮度偏低、细节凸显不明显的情况。

可见,浓雾图像更适合使用增强方法进行处理。图像增强方法忽略图像降质原因,主要以提升图像细节来改善图像清晰度。典型的雾天图像增强方法包括直方图均衡化方法(Histogram Equalization, HE)^[25-29]、曲波变换^[30]和 Retinex 算法。

直方图均衡化方法可对图像的像素值进行非线性重映射,从而重新分配像素值,使其尽可能地均衡分布,实现对比度的增强。典型的直方图均衡化方法主要包括全局直方图均衡化方法^[25]、局部直方图均衡化方法^[26]、限制对比度自适应直方图均衡化方法(Contrast Limited Adaptive Histogram Equalization, CLAHE)^[27]、广义直方图均衡化方法^[28]和内容自适应的直方图均衡化方法^[29]。直方图均衡化方法以合并数量较少的像素为代价完成像素值的重新分布,这会造成细节信息的丢失或图像模糊。

曲波变换是在小波变换基础上发展起来的多尺度分析方法。Eriksson^[30]利用曲波变换的优势,采用基于曲波的消失点检测对雾天图像进行了自动去雾处理。然而,该方法将整幅图像作为一个整体进行操作,不能保证一些关注区域得到所需要的增强效果。

Retinex 算法通过分离图像的低频分量和高频分量,然后移除低频分量,调整高频分量动态范

围,实现对高频分量的放大,来完成细节的突出显示。从单尺度 Retinex(Single Scale Retinex, SSR)算法到多尺度 Retinex(Multi-scale Retinex, MSR)算法,再到带颜色恢复的多尺度 Retinex(Multi-Scale Retinex with Color Restore, MSRCR)算法^[31-33]。Retinex 算法在图像浓雾去除中的应用取得了一定的成果。Retinex 可以在灰度动态范围压缩、细节增强和颜色恒定 3 方面达到平衡,对各种场景的雾天图像都适用,因而一直受到国内外学者的广泛关注^[34-36]。

然而,Retinex 用于浓雾图像增强时,通过全局均值统计量来对高频分量的动态范围进行截断量化^[31-32],对浓度分布均匀的雾天图像处理效果较好。当浓度分布不均匀时,由于每个区域的最优动态截断并不统一,无法保证每个区域的增强效果。因此,本文提出多子块协同单尺度 Retinex 算法,通过结合局部统计信息,获取多个局部最优的增强图像,再融合多个局部最优的图像获得最终的增强图像。实验结果表明,本文方法能够有效去除图像中浓雾的影响,并保证去雾后图像的亮度保持在适合人眼观察的范围。

1 单尺度 Retinex 算法及其问题分析

1.1 单尺度 Retinex 算法

Retinex 算法中,图像可表示为低频分量和高频分量的乘积形式:

$$I(x, y) = L(x, y)R(x, y) \quad (1)$$

式中: I 为采集设备获取的图像信息; L 为不受关注的低频分量; R 为能够体现物体真实细节特征的高频分量; (x, y) 为像素的位置。利用 Retinex 算法实现图像对比度增强和色彩复原过程中,如何去除低频分量获取图像高频分量是其中一个关键环节。

应用最为广泛的单尺度 Retinex 是由中心/环绕理论发展而来,核心思想是:每个像素所包含的不受关注的低频分量是通过赋予其邻域像素不同的权重来进行估计的,权重的取值由一个函数来确定。数学表达式形式为

$$L(x, y) = I(x, y) * G(x, y) \quad (2)$$

式中:“ $*$ ”表示卷积运算; $G(x, y)$ 为中心/环绕函数,通常采用高斯函数,公式如下:

$$G(x, y) = \kappa e^{-\frac{x^2+y^2}{c^2}} \quad (3)$$

$$\iint G(x, y) dx dy = 1 \quad (4)$$

式中: κ 为归一化因子; c 为高斯函数的尺度参数。

为便于计算,将式(2)两边取对数,单尺度 Retinex 提取高频分量 r_{SSR} 过程可表示为

$$r_{SSR}(x,y) = \log(R(x,y)) = \log(I(x,y)) - \log(G(x,y) * I(x,y)) \quad (5)$$

经过式(5)的处理,图像高频分量被提取,但对将其作为最终的增强结果并不适合观察,如图 1(b)所示。接下来,还需对高频分量进行截断量化拉伸。首先,计算出高频分量的均值 Mean 和均方差 Var,得到动态范围的截断值 Min 和 Max:

$$\text{Min} = \text{Mean} - \text{Dynamic} \cdot \text{Var} \quad (6)$$

$$\text{Max} = \text{Mean} + \text{Dynamic} \cdot \text{Var} \quad (7)$$

式中:Dynamic 为动态范围控制参数。然后,对高频分量进行线性映射,获得最终增强后的图像 Value:

$$\text{Value}(x,y) = \frac{r_{SSR}(x,y) - \text{Min}}{\text{Max} - \text{Min}} \quad (8)$$

量化拉伸后结果如图 1(c)所示,显然,与图 1(b)比较,其动态范围更合理,更适合观察显示。

1.2 问题分析

传统的单尺度 Retinex 算法易于实现,且具有

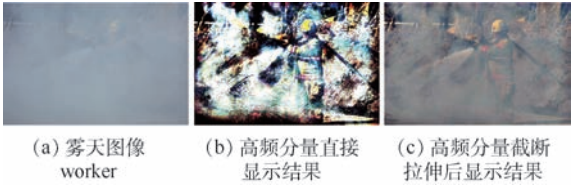


图 1 单尺度 Retinex 处理结果

Fig. 1 Processed result of single-scale Retinex

较好的图像增强效果,但其仍具有如下的缺陷:利用全局均值统计量来进行高频细节信息动态范围调整并不适合所有图像,因为当雾气浓度分布不均匀时,每个区域的均值差别较大,最优动态截断范围并不一致。

如图 2 所示,当利用浓雾区域(图 2(a)中下方矩形区域)的均值统计量计算动态截断范围时,浓雾区域去雾更为彻底(例如:图 2(b)中工人的腿部),但薄雾区域却出现了过增强(例如:图 2(b)中图像顶部)。当利用了薄雾区域(图 2(a)中上方矩形区域)的均值统计量计算动态截断范围时,薄雾区域未出现过增强,但浓雾区域去雾却不彻底。



图 2 利用不同局部均值统计拉伸量化后结果

Fig. 2 Stretched quantization result using different local mean statistics

2 多子块协同单尺度 Retinex 算法

针对第 1 节关键问题,本文提出基于多子块协同单尺度 Retinex 算法,该算法将图像划分为多个子块进行均值统计并计算动态截断值,再利用各截断值分别获得多个局部最优的增强图像,最后,融合各增强图像获得最终的增强结果。算法流程如图 3 所示。下面对关键部分的实施细节进行介绍。

1) 高频细节信息分解:本文将图像分解为低频分量和高频分量所采用方法与传统单尺度 Retinex 思想一样。只不过,为了抑制光晕,所用低通滤波器选用保持边缘滤波器-引导滤波器^[37],获取的高频细节分量为 r_{SSR} 。

2) 多子块划分:雾气的浓度通常具有一定的规律性,呈现连续变化的趋势。为了使不同浓度的有雾区域尽可能地聚集到同一个子块且不影响运行速度,本文在水平和垂直方向上将图像划分

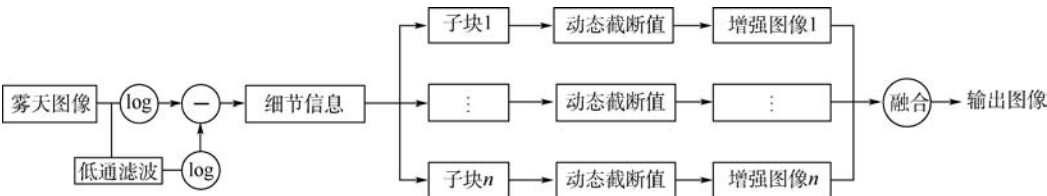


图 3 基于多子块协同的单尺度 Retinex 算法流程

Fig. 3 Flowchart of multi-block coordinated single-scale Retinex algorithm

为 M 行和 N 列。值得注意的是,划分子块越多雾气浓度划分越准确,但子块过小又会影响动态截断效果,因此,一般情况下 M 和 N 的取值应满足:

$$\begin{cases} M \geq \left\lceil \frac{H}{200} \right\rceil \\ N \geq \left\lceil \frac{W}{200} \right\rceil \end{cases} \quad (9)$$

式中: W 和 H 分别为图像的宽度和高度。之后,形成 k 个子块 $[D'_1, D'_2, \dots, D'_k]$, $k = MN$ 。这 k 个子块所对应的高频细节分量为 $[r_{SSR_1}, r_{SSR_2}, \dots, r_{SSR_k}]$ 。

3) 多个动态截断值获得多幅增强图像:对每一高频细节分量子块 r_{SSR_n} , $n = [1, 2, \dots, k]$, 统计其均值 Mean_n 和均方差 Var_n , 并计算出动态范围的截断值 Min_n 和 Max_n :

$$\text{Min}_n = \text{Mean}_n - \text{Dynamic} \cdot \text{Var}_n \quad (10)$$

$$\text{Max}_n = \text{Mean}_n + \text{Dynamic} \cdot \text{Var}_n \quad (11)$$

然后,利用每对动态范围截断值对高频细节分量进行线性映射,获得多幅增强后的图像 Value'_n :

$$\text{Value}'_n(x, y) = \frac{r_{SSR}(x, y) - \text{Min}_n}{\text{Max}_n - \text{Min}_n} \quad n = 1, 2, \dots, k \quad (12)$$

4) 图像融合:为了在图像细节增强和图像过增强之间寻找平衡点,本文最后将多个局部最优的增强图像进行线性加权组合,其数学表达式为

$$r(x, y) = \sum_{n=1}^k w_n \text{Value}'_n(x, y) \quad n = 1, 2, \dots, k \quad (13)$$

式中: r 为多子块协同单尺度 Retinex 的输出结果; w_n 为第 n 个局部最优增强图像的权重,满足条件:

$$\sum_{n=1}^k w_n = 1 \quad (14)$$

一般情况下 $w_1 = w_2 = \dots = w_k = 1/k$ 。

3 实验结果与分析

为了验证本文算法的效果,本节将展示与典型图像去雾算法的对比结果。现有基于图像增强的图像去雾方法效果较好的主要有基于直方图均衡化的方法和 Retinex 算法。由于基于直方图均衡化的方法对浓雾图像的清晰度提升有限,本文取经典 Retinex 算法进行对比。此外,本文还提供了基于引导滤波的暗原色 (Dark Channel Prior based on Guided filter, GDCP) 算法^[37]、Haze-line 算法^[20]和 DehazeNet 算法^[21]的结果。GDCP 算法是暗原色算法的改进,利用局部先验知识进行图像去雾,公认效果较好,使用最为广泛。Haze-line 是利用全局先验进行去雾的算法,有利于图像去雾后防止色彩过饱和。DehazeNet 是基于深度学习的去雾算法,由机器自动学习获得雾天图像特征完成去雾,解决了手工设计特征的问题。另外,为了验证本文算法改进单尺度 Retinex 的必要性,还提供了经典 Retinex 算法的结果进行对比。

主观评价方法的结果完全由人眼的主观感受决定,能够比较准确地反映视频的质量,但却无法定量测量。本文算法主要用于提升图像细节和边缘,因此,为了验证去雾结果的客观效果,本文利用信息熵 (h)^[38]、新增可见比 (e) 和可视边缘梯度信息 (γ)^[39] 来对增强后图像进行客观质量评价。去雾效果对比示例如图 4 ~ 图 6 所示。

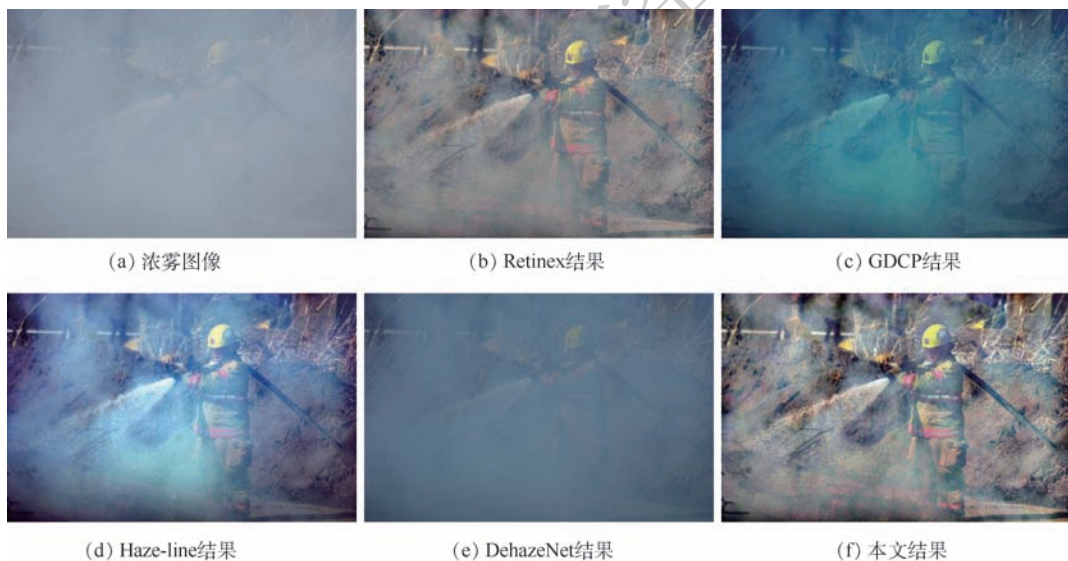


图 4 去雾效果对比示例 1

Fig. 4 Example 1 of defogged result comparison

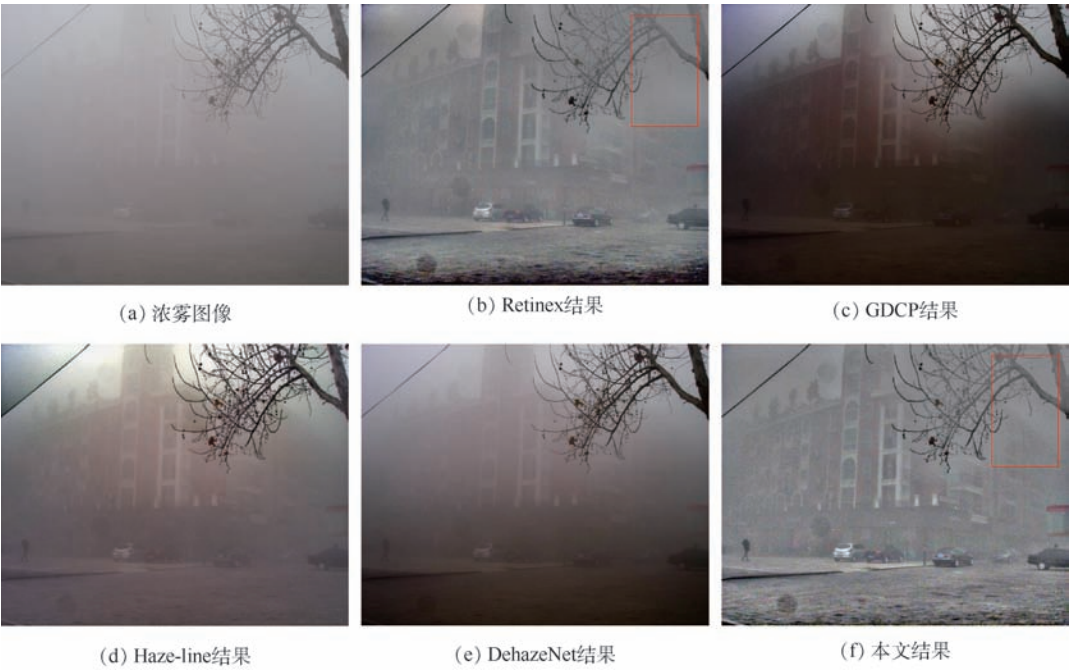


图 5 去雾效果对比示例 2

Fig. 5 Example 2 of defogged result comparison

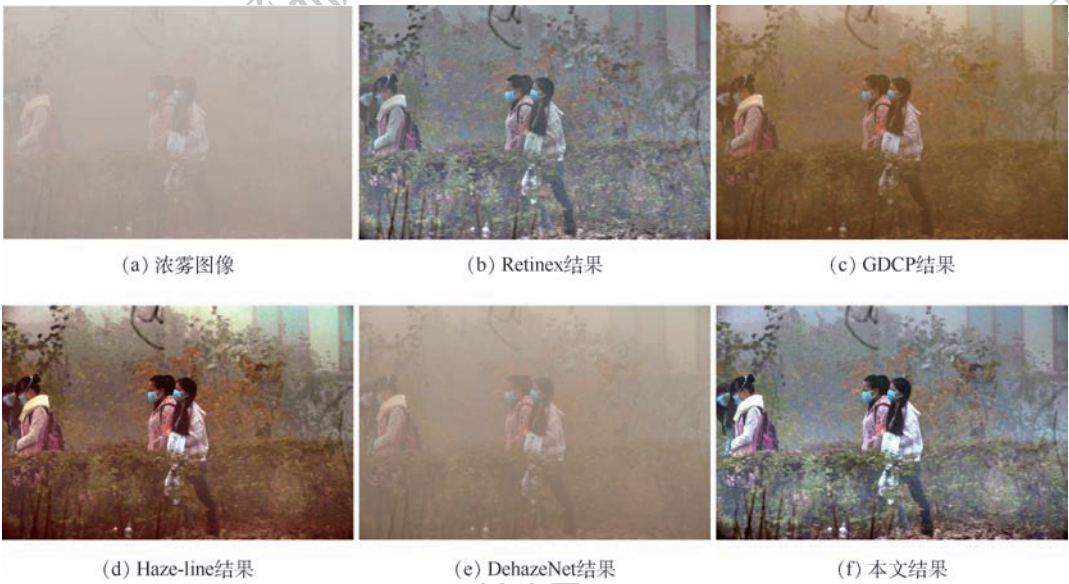


图 6 去雾效果对比示例 3

Fig. 6 Example 3 of defogged result comparison

GDCP 算法基于单散射模型,场景光辐射的衰减被忽略,较适合薄雾图像,处理浓雾图像时,图像亮度无法得到保证。如图 5(c)所示,图像虽然实现了去雾,但是亮度明显变低,细节难以辨识。Haze-line 算法根据雾天图像中相同颜色的像素分布在一条直线的规律,通过聚类找到许多雾线,并假设半径最长的点透射率为 1,反解出无雾图像。然而,半径最长的点透射率不一定是 1,所以会残留较多雾气,如图 4(d)、图 5(d)所示。DehazeNet 算法对大量有雾和无雾图像对进行训

练,利用了深度学习的优势,但其仍基于单散射模型。因此,利用 DehazeNet 算法进行浓雾图像的去除会出现去雾失败的情况,如图 4(e)和图 6(e)所示。经典 Retinex 算法和本文算法不考虑退化因素,从增强的角度对图像进行清晰化,从灰度动态范围压缩、细节增强和颜色恒定几个方面展现出了优势。而且,由于本文算法考虑了不同区域动态截断值不同的特性,进行了多个子块协同处理,因此,去雾效果较 Retinex 算法更好,如图 4(f)和图 6(f)所示。

上述主观评价反映了图像增强的视觉质量。为了对图像质量进行定量的比较,还需对处理后图像进行客观评估。客观质量评估主要用于对图像的某些重要特征进行定量的描述。表 1~表 3 给出了上述信息熵(h)、新增可见比(e)和可视边缘梯度信息(γ)的计算结果,每幅图像的最优结果已加粗标注。其中,新增可见比和可视边缘梯度信息是专门用于去雾结果盲评估的评价指标。

信息熵用来描述图像的平均信息量,在不引起失真的情况下,其值越大代表所含的细节越丰富。从信息熵的对比结果中可以看出,本文算法的信息熵并非最高,这是因为,Retinex 算法采用动态截断的方法进行量化拉伸得到最终的增强结果,会有部分信息量的损失,但仍优于对比的大多数算法。

新增可见比和可视边缘梯度信息是衡量细节增强情况的指标,通常,其值越大表明去雾后图像可视边缘和细节的强度越大、数量越多。从表 1~表 3 的结果可以看出,本文算法要明显优于其他对比算法。这意味着,虽然部分算法增强

后细节要多于本文算法,但可视能力却要弱于本文算法。

4 结 论

本文在单尺度 Retinex 算法基础上提出了多子块协同单尺度 Retinex 浓雾去除算法。经实验验证,得到:

1) 本文算法考虑了雾气不均匀的浓雾图像特征,针对每个局部的均值统计量不一致的情况,改进了经典单尺度 Retinex 量化拉伸的过程,从而增强了 Retinex 算法的鲁棒性。

2) 本文算法可以实现较优的去雾性能,与其他典型去雾算法相比有所提高。

通过实验验证,本文算法的图像去雾效果得到了提升,一定程度上提高了图像的清晰度。在未来,可以改进该算法,增加多个增强图像融合的自适应性,从而取得更好的去雾效果。

参考文献 (References)

[1] 代书博,徐伟,朴永杰,等. 基于暗原色先验的遥感图像去雾方法[J]. 光学学报,2017,37(3):341-347.
DAI S B,XU W,PIAO Y J,et al. Remote sensing image defogging based on dark channel prior[J]. Acta Optica Sinica, 2017,37(3):341-347(in Chinese).

[2] 崔运前. 图像去雾技术研究[D]. 南京:南京理工大学,2017:1-8.
CUI Y Q. Research and implementation of image dehazing technology[D]. Nanjing:Nanjing University of Science and Technology,2017:1-8(in Chinese).

[3] 王圣江,童冬生,王海平,等. 视频监控取证系统在海警舰艇上的应用[J]. 中国公共安全(学术版),2014(1):105-108.
WANG S J,TONG D S,WANG H P,et al. Application of video monitoring evidence system on the coast guard ship[J]. China Public Security(Academy Edition),2014(1):105-108(in Chinese).

[4] MCCARTNEY E J. Optics of the atmosphere:Scattering by molecules and particles[M]. New York: John Wiley and Sons, 1976:13-51.

[5] NARASIMHAN S G,NAYAR S K. Interactive (de)weathering of an image using physical models[C]// IEEE Workshop on Color and Photometric Methods in Computer Vision. Piscataway,NJ:IEEE Press,2003:1-8.

[6] SCHECHNER Y Y,NARASIMHAN S G,NAYAR S K. Instant dehazing of images using polarization[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press,2001:325-332.

[7] SCHECHNER Y Y,NARASIMHAN S G,NAYAR S K. Polarization-based vision through haze[J]. Applied Optics,2003,42(3):511-525.

[8] SHWARTZ S,NAMER E,SCHECHNER Y Y. Blind haze sepa-

表 1 图 4 去雾后客观指标评价结果

Table 1 Objective indicator evaluation results of defogged images in Fig. 4			
图像编号	h	e	γ
图 4(b)	6.57	284.20	8.42
图 4(c)	6.92	56.96	3.82
图 4(d)	7.38	247.70	7.07
图 4(e)	5.43	8.87	2.21
图 4(f)	7.24	286.73	9.47

表 2 图 5 去雾后客观指标评价结果

Table 2 Objective indicator evaluation results of defogged images in Fig. 5			
图像编号	h	e	γ
图 5(b)	6.23	2.38	4.60
图 5(c)	6.94	1.36	1.89
图 5(d)	7.11	0.10	3.03
图 5(e)	7.46	0.51	1.67
图 5(f)	6.38	4.35	6.18

表 3 图 6 去雾后客观指标评价结果

Table 3 Objective indicator evaluation results of defogged images in Fig. 6			
图像编号	h	e	γ
图 6(b)	6.59	248.67	7.48
图 6(c)	6.46	283.46	3.47
图 6(d)	7.53	281.39	6.78
图 6(e)	5.43	9.39	1.37
图 6(f)	7.37	358.36	13.13

- ration[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006:1984-1991.
- [9] 孙玉宝, 肖亮, 韦志辉, 等. 基于偏微分方程的户外图像去雾方法[J]. 系统仿真学报, 2007, 33(3): 55-58.
- SUN Y B, XIAO L, WEI Z H, et al. Method of defogging image of outdoor scenes based on PDE[J]. Journal of System Simulation, 2007, 33(3): 55-58 (in Chinese).
- [10] 翟艺书, 柳晓鸣, 涂雅媛. 基于模糊逻辑的雾天降质图像对比度增强算法[J]. 计算机应用, 2008, 28(3): 662-664.
- ZHAI Y S, LIU X M, TU Y Y. Contrast enhancement algorithm for fog-degraded image based on fuzzy logic[J]. Computer Applications, 2008, 28(3): 662-664 (in Chinese).
- [11] NARASIMHAN S G, NAYAR S K. Chromatic framework for vision in bad weather[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000:598-605.
- [12] NARASIMHAN S G, NAYAR S K. Vision and the atmosphere [J]. International Journal of Computer Vision, 2002, 48(3): 233-254.
- [13] KOPF J, NEUBERT B, CHEN B, et al. Deep photo: Model-based photograph enhancement and viewing[J]. ACM Transactions on Graphics, 2008, 27(5): 1-10.
- [14] NARASIMHAN S G, NAYAR S K. Removing weather effects from monochrome images[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001:186-193.
- [15] TAN R T. Visibility in bad weather from a single image[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:1-8.
- [16] FATTAL R. Single image de-hazing[J]. ACM Transactions on Graphics, 2008, 27(3): 72.
- [17] HE K M, SUN J, TANG X O. Single image haze removal using dark channel prior[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1956-1963.
- [18] FATTAL R. De-hazing using color-lines[J]. ACM Transactions on Graphics, 2014, 34(1): 13.
- [19] ZHU Q, MAI J, SHAO L. A fast single image haze removal algorithm using color attenuation prior[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2015, 24(11): 3522-3533.
- [20] BERMAN D, TREIBITZ T, AVIDAN S. Non-local image dehazing[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016:1674-1682.
- [21] CAI B, XU X, JIA K, et al. DehazeNet: An end-to-end system for single image haze removal[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2016, 25(11): 5187-5198.
- [22] REN W Q, LIU S, ZHANG H, et al. Single image dehazing via multi-scale convolutional neural networks[C]// European Conference on Computer Vision, 2016:154-169.
- [23] LI B, PENG X, WANG Z, et al. AOD-Net: All-in-One dehazing network[C]// IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017:4780-4788.
- [24] ORCHARD M T, BOUMAN C A. Color quantization of images [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1991, 39(12): 2677-2690.
- [25] KIM T K, PAIK J K, KANG B S. Contrast enhancement system using spatially adaptive histogram equalization with temporal filtering[J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics, 1998, 44(1): 82-87.
- [26] KIM J Y, KIM L S, HWANG S H. An advanced contrast enhancement using partially overlapped sub-block histogram equalization[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2002, 11(4): 475-484.
- [27] ZUIDERVELD K. Contrast limited adaptive histogram equalization[M]// JAMES A. Graphics gems. San Diego, CA: Academic Press Professional, Inc., 1994:474-485.
- [28] XU H, ZHAI G, WU X, et al. Generalized equalization model for image enhancement [J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2014, 16(1): 68-82.
- [29] WANG S H, CHO W, JANG J, et al. Contrast-dependent saturation adjustment for outdoor image enhancement[J]. Journal of the Optical Society of America A-Optics Imaging Science and Vision, 2017, 34(1): 2532-2542.
- [30] ERIKSSON B. Automatic image de-weathering using curvelet-based vanishing point detection[J]. Communications on Pure and Applied Mathematics, 2007, 3(5): 219-232.
- [31] ZIA R. Properties of a center/surround Retinex: Part 1. Signal processing design: cr198194 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1995.
- [32] JOBSON D J, GLENN A W. Properties of a center/surround Retinex: Part 2. Surround design: tm110188 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1995.
- [33] RAHMAN Z U, JOBSON D J, WOODILL G A. Multi-scale Retinex for color image enhancement [C]// IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002:1003-1006.
- [34] WANG W, LI B, ZHENG J, et al. A fast multi-scale Retinex algorithm for color image enhancement [C]// IEEE International Conference on Wavelet Analysis and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:80-85.
- [35] 肖胜笔, 李燕. 具有颜色保真性的快速多尺度 Retinex 去雾算法[J]. 计算机工程与应用, 2015, 51(6): 176-180.
- XIAO S B, LI Y. Fast multiscale Retinex algorithm of image haze removal with color fidelity[J]. Computer Engineering and Applications, 2015, 51(6): 176-180 (in Chinese).
- [36] WANG J, LU K, XUE J, et al. Single image dehazing based on the physical model and MSRCR algorithm[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2017, 28(9): 2190-2199.
- [37] HE K M, SUN J, TANG X O. Guided image filtering[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(6): 1397-1409.
- [38] YE Z, MOHAMADIAN H, YE Y. Discrete entropy and relative entropy study on nonlinear clustering of underwater and aerial images[C]// IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:313-318.
- [39] HAUTIERE N, TAREL J P, AUBERT D, et al. Blind contrast enhancement assessment by gradient ratioing at visible edges [J]. Image Analysis and Stereology, 2008, 27(2): 87-95.

作者简介:

高原原 女,博士研究生,工程师。主要研究方向:图像处理。

胡海苗 男,副教授。主要研究方向:图像处理。

Foggy image enhancement based on multi-block coordinated single-scale Retinex

GAO Yuanyuan^{1,*}, HU Haimiao²

(1. Information Sciences Academe, China Electronic Technology Group Corporation, Beijing 100086, China;

2. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the problem that the existing algorithms are not ideal to enhance foggy images with non-uniform fog distribution, this paper proposes a foggy image enhancement algorithm based on multi-block coordinated single-scale Retinex. Different from traditional Retinex algorithms that use the global statistic to obtain dynamic truncation values, the proposed algorithm first divides the image into several sub-blocks to calculate dynamic truncation values suitable for different areas with different concentrations of fog. Then, the dynamic range of detail information is adjusted with these dynamic truncation values to obtain multiple locally optimal images. Finally, the final enhancement image is calculated by fusing multiple optimal local images. This strategy enables the enhancement of detail in each area of a foggy image. The experimental results show that the proposed algorithm can effectively remove the non-uniform fog and ensure that the brightness of defogged image is kept within a range suitable for human eyes.

Keywords: image defogging; image enhancement; image decomposition; multi-block enhancement; foggy image

Received: 2018-09-06; **Accepted:** 2018-10-17; **Published online:** 2018-11-23 08:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181116.1106.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61801448)

* **Corresponding author.** E-mail: gyy002005@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0486

基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入方法

邱文昊^{1,2}, 黄考利^{1,2,*}, 连光耀², 张西山²

1. 陆军工程大学石家庄校区, 石家庄 050003; 2. 中国人民解放军 32181 部队, 石家庄 050003)

摘

要: 针对测试性验证试验中部分故障模式不可注入, 或注入后易导致装备出现不可修复的损坏等问题, 提出了基于“故障模式-功能-状态”(FFS)故障行为模型的等效故障注入方法。首先, 对 FFS 总体建模思路进行了描述, 提出将“功能”作为基本建模要素, 在分析装备自身多元建模信息的基础上, 建立了故障行为模型。其次, 对各相关矩阵和行为状态向量进行了定义, 研究了故障模式、功能、状态间的不确定信息表征方法, 提出了故障模式-状态相关矩阵的求解方法。最后, 给出了等效故障模式的定义和基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入流程。将所提方法应用于某装备发射控制系统, 结果表明, 所提方法能够实现等效故障注入, 故障注入率提高约 16.7%。

关键词: 测试性验证试验; 等效故障; 多元信息; 故障行为模型; 行为特性

中图分类号: V219; TH707

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0952-09

基于故障注入的测试性验证试验是指在装备使用或内场环境中, 采用故障注入技术对故障模式进行有效复现, 并用测试性设计规定的方法进行检测/隔离^[1]。基于故障注入的试验方法的关键技术是故障注入^[2-3], 其试验结果是评估测试性水平的主要信息来源^[4-5]。

随着新型装备不断向复杂化、集成化方向发展, 面向实装的故障注入出现许多新问题: ①装备物理封装严密或模块不可拆卸, 导致故障注入器的访问深度无法满足部分故障模式的注入需求; ②对装备实施直接故障注入时, 容易对一些模块造成不可修复的损坏, 比如后驱动故障注入中电流大小可能会对集成电路物理结构造成破坏, 电源的短路故障会引起电源电路的永久性损坏等^[6]; ③装备各功能单元间传递耦合关系比较复杂, 部分故障模式进行物理注入后导致装备很难

恢复至正常状态^[7], 比如高频高集成雷达装备, 以及光电装备等精密度要求较高的装备。上述问题的存在制约了测试性验证试验的开展, 降低了评估结果置信度, 而等效故障注入可以依托现有故障注入手段, 实现对所选故障样本的有效注入^[8]。目前, 关于等效故障注入的相关研究较少, 文献[8]提出了基于故障传递特性的等效故障注入方法, 解决了位置不可访问的故障注入问题, 但需要等效故障与原故障的状态空间完全一致, 降低了该方法的应用范围; 文献[9]通过故障传播分析选择等效故障注入样本, 但不能反映故障的行为状态特性; 文献[10]研究了针对外场可更换模块的等效故障注入方法, 但没有给出具体建模分析方法, 也缺乏对不确定性信息的考虑。上述等效方法大都没有研究故障行为关系, 相关性矩阵获取困难。由于装备故障之间普遍存在耦

收稿日期: 2018-08-29; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-18 08:46

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181212.1611.002.html

基金项目: 装备预研基金(9140A27020215JB40001); 国防预研项目(51327030104)

*通信作者: E-mail: therioic@163.com

引用格式: 邱文昊, 黄考利, 连光耀, 等. 基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 952-960. QIU W H, HUANG K L, LIAN G Y, et al. Equivalent fault injection method based on FFS failure behavior model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 952-960 (in Chinese).

合现象,某一故障的发生会引起其他单元模块也出现相同的故障现象^[11],这种传播关系与装备自身结构紧密相关,而故障行为模型^[12]能够描述故障传播关系和故障行为状态,因此可以通过建立故障行为模型分析等效故障模式。

针对以上分析,提出一种基于“故障模式-功能-状态”(Failure mode-Function-State, FFS)故障行为模型的等效故障注入方法。首先,通过融合装备的结构信息、不确定性信息和层次性信息,建立 FFS 故障行为模型,在此基础上,由故障模式-故障模式相关矩阵、故障模式-功能相关矩阵和功能-状态相关矩阵计算得到故障模式-状态相关矩阵;然后,基于故障模式-状态相关矩阵进行故障模式等效性分析,获得等效故障模式;最后,将该方法应用于某装备发射控制系统,验证方法的有效性。

1 基于多元信息的 FFS 故障行为层次化建模

1.1 故障行为总体建模思路

故障行为建模采用定性分析、功能描述或者数学建模的方法对复杂装备故障发生时的行为状态进行准确描述^[13],良好的故障行为模型应既能准确反映装备结构信息^[14],又能描述建模要素间的关联关系。

故障行为总体建模思路如图 1 所示。装备复杂的关联关系造成很难直接求解故障模式-状态相关关系,而由于测试性设计中一般根据功能设置测试点,使得故障模式-功能、功能-状态关联关系更易于求解,因此提出将“功能”作为 FFS 基本建模要素,通过功能与故障模式和状态的关系计算故障模式-状态相关矩阵。故障模式-功能-状态之间又存在 2 种不确定性信息:一是故障模式对功能的一定影响、可能影响、不影响 3 种关系^[15],二是工作环境或测试设备引起状态检测不确定性,因此要求 FFS 模型能够表征不确定信息。同时,复杂装备的故障行为模型应考虑层次化信息,通过逐层细化的建模方法对系统各层次故障行为进行描述,既可以降低建模难度,又便于模型的删减和修改。另外,装备确定的结构连接关系是故障行为建模的确定性信息,是保证模型的准确性关键,故障行为建模必须以装备功能结构为基础。

由图 1 可知,故障行为模型的多元信息包括确定性信息、不确定性信息和层次性信息。确定性信息可用有向图 $D_c = \{C, E_c\}$ 描述,其中: $C = \{c_1, c_2, \dots, c_n\}$ 为系统单元组件, c_i 为约定建模层

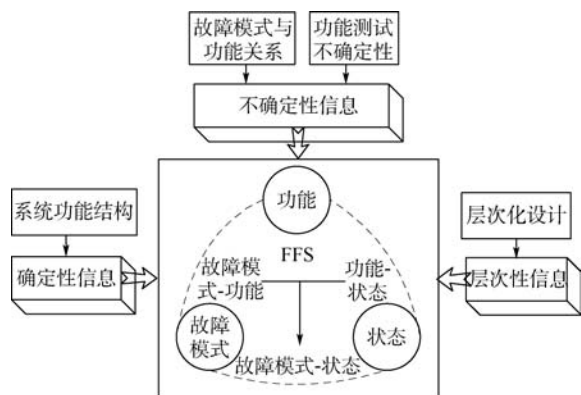


图 1 故障行为总体建模思路

Fig.1 General idea of failure behavior modeling

次的组成单元; $E_c = [e_{ij}]_{n \times n}$ 为系统的功能结构连接矩阵, e_{ij} 表示模型节点间的有向连接关系。故障模式与状态之间的不确定性关系可用 Bayes 网络^[16]表示为 $B_{FMS} = \{F^m, S, E_B, \bar{P}\}$, 其中: F^m 为故障模式集, F_i^m 为分析对象的潜在故障模式; $S = \{s_1, s_2, \dots, s_n\}$ 为状态集, s_i 为受故障模式影响的状态; E_B 为有向边矩阵,表示故障模式与状态的关联关系; $\bar{P}$ 为故障模式-状态关联概率。层次性信息表示为 $L = \{l_1, l_2, \dots, l_r\}$, 其中 l_r 为系统的第 r 个层次。

1.2 FFS 故障行为模型

基于多元信息的 FFS 故障行为建模流程如图 2 所示。

首先,明确进行故障行为建模的装备层次,根据该层次对象的功能结构和故障模式影响分析结果,确定对象中的单元模块组成及相互连接关系,并用有向边连接起来。然后,根据装备的测试性设计定义的信号集确定信号流向,并将状态节点添加到相应的单元模块,状态节点的添加需要熟悉掌握装备的物理结构和原理特性。最后,处理故障模式、功能和状态不确定性信息,进而获得故

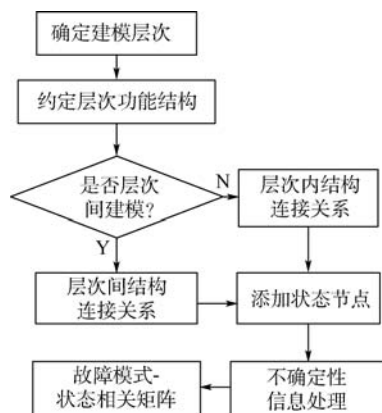


图 2 FFS 故障行为建模流程

Fig.2 FFS failure behavior modeling process

障模式-状态相关矩阵。

融合多元信息的 FFS 模型用有向图表示为 $D_{\text{FBM}} = \{C, F^m, F^u, S, E, P, L\}$, 构成模型的基本要素定义如下: 功能集 $F^u = \{F_1^u, F_2^u, \dots, F_k^u\}$, F_i^u 表示故障模式影响的功能; 有向边矩阵 E 表示模型节点间的有向关联关系; 概率集 $P = [(p_{ij}^{\text{mu}}, p_{ij}^{\text{us}})]$, p_{ij}^{mu} 为故障模式与功能之间的关联概率, p_{ij}^{us} 为故障模式关联的功能异常时, 状态也异常的概率; 约定层次信息 $L = l_r, l_r$ 为约定建模层次。

2 基于 FFS 模型的故障行为特性分析

首先, 定义表征故障行为特性的有关概念。

定义 1 故障模式-故障模式相关矩阵 $R^{\text{mm}} = [r_{ij}^{\text{mm}}]_{m \times m}$ 。其中: r_{ij}^{mm} 表示故障模式 F_i^m 与故障模式 F_j^m 之间的相关关系。

定义 2 故障模式-功能相关矩阵 $R^{\text{mu}} = [r_{ij}^{\text{mu}}]_{m \times k}$ 。其中: r_{ij}^{mu} 表示故障模式 F_i^m 与功能 F_j^u 的相关关系。

定义 3 功能-状态相关矩阵 $R^{\text{us}} = [r_{ij}^{\text{us}}]_{k \times w}$ 。其中: r_{ij}^{us} 表示功能 F_i^u 与状态 s_j 的相关关系。

定义 4 故障模式-状态相关矩阵 $R^{\text{ms}} = [r_{ij}^{\text{ms}}]_{m \times w}$ 。其中: r_{ij}^{ms} 表示故障模式 F_i^m 与状态 s_j 的相关关系。

定义 5 故障模式层次相关矩阵 $R^{\text{mr}} = [r_{ij}^{\text{mr}}]_{u \times m}$ 。其中: r_{ij}^{mr} 表示紧邻上一层次故障模式与约定层次故障模式的关联关系。

定义 6 F_i^m 的行为状态向量 V_i^s 定义为矩阵 $R^{\text{ms}} = [r_{ij}^{\text{ms}}]_{m \times w}$ 中第 i 行所有为 1 的元素构成的向量, 即故障模式 F_i^m 发生时状态空间的异常变化。

首先计算故障模式-故障模式相关矩阵, 故障模式之间的邻接矩阵为 $A_{\text{mm}} = [a_{ij}]_{m \times m}$, 如果故障模式 F_i^m 与 F_j^m 有直接关联关系, 则 $a_{ij} = 1$, 根据矩阵乘法, 设 $A_{\text{mm}}^2 = (a_{ij}^{(2)})$, 且

$$a_{ij}^{(2)} = \sum_{k=1}^m a_{ik} a_{kj} \quad (1)$$

$a_{ij}^{(2)} = 1$ 的充要条件是: $\exists k$ 使得 $a_{ik} = a_{kj} = 1$, 即存在故障模式结点 F_k^m , 使得 F_i^m 经过 $e(F_i^m, F_k^m)$ 和 $e(F_k^m, F_j^m)$ 两条边可以到达 F_j^m 。同理, $A_{\text{mm}}^l = (a_{ij}^{(l)})$ ($l \leq n$) 中 $a_{ij}^{(l)} = 1$ 表示 F_i^m 经过 l 条边 $e(F_i^m, F_k^m), \dots, e(F_k^m, F_j^m)$ 可以到达 F_j^m 。则故障模式-故障模式相关矩阵为

$$R^{\text{mm}} = A_{\text{mm}} \cup A_{\text{mm}}^2 \cup \dots \cup A_{\text{mm}}^n \quad (2)$$

为计算故障模式与功能之间的关联概率, 定义以下规则:

规则 1 故障模式与功能的关系为一定影响, 则 $p_{ij}^{\text{mu}} = P(F_j^u | F_i^m) = 1$ 。

规则 2 故障模式与功能的关系为可能影响, 则

$$p_{ij}^{\text{mu}} = P(F_j^u | F_i^m) = P(F_j^u) / \sum_{h_{ik}=1} P(F_i^m) \quad (3)$$

式中: $h_{ik} = 1$ 表示故障模式与功能有关联关系; $P(F_i^m)$ 为组件 c_i 的故障模式故障概率, 由故障模式影响及危害性分析 (Failure Mode Effect and Critically Analysis, FMECA) 得到; $P(F_j^u)$ 为组件 c_i 的功能故障率, 新装备的功能可靠性等数据匮乏, 很难直接获得功能故障率, 根据式 (4) 和式 (5) 可得到故障模式关联的功能故障率:

$$P_{\text{alloc}}(F_j^u) = P(F_i^m) / |F^m(F_i^u)| \quad (4)$$

$$P(F_j^u) = \sum_{F_j^u \in F^m(F_i^u)} P_{\text{alloc}}(F_j^u) \quad (5)$$

式中: $P_{\text{alloc}}(F_j^u)$ 为故障模式 F_i^m 平均分配到关联的功能上的故障概率; $F^m(F_i^u)$ 为故障模式与功能有关联关系的功能集。

规则 3 故障模式与功能的关系为不影响, 则 $p_{ij}^{\text{mu}} = P(F_j^u | F_i^m) = 0$ 。

由上述计算规则可得故障模式与功能的邻接矩阵为 $A_{\text{mu}} = [\tilde{a}_{ij}]_{m \times k}$, 则故障模式-功能相关矩阵可以由 R^{mm} 和 A_{mu} 进行矩阵相乘得到:

$$R^{\text{mu}} = \text{Bool}([R^{\text{mm}} \cup I] \times A_{\text{mu}}) \quad (6)$$

式中: $\text{Bool}()$ 为布尔变换; I 为单位矩阵。

为计算功能-状态相关矩阵 $R^{\text{us}} = [r_{ij}^{\text{us}}]_{k \times w}$, 首先需要确定状态的检测概率。为方便表述, 设 $p = p_{ij}^{\text{us}}$, 采用 Beta 分布 $\text{Be}(p; \alpha, \beta)$ 作为检测概率的先验分布^[17], 表示为

$$\text{Be}(p; \alpha, \beta) = \frac{p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1}}{B(\alpha, \beta)} \quad (7)$$

式中: $B(\alpha, \beta)$ 为 Beta 函数; p 为节点条件概率; α, β 为分布超参数。

均值和方差分别为

$$E(p) = \frac{\alpha}{\alpha + \beta} \quad (8)$$

$$V(p) = \frac{\alpha\beta}{(\alpha + \beta + 1)(\alpha + \beta)^2} \quad (9)$$

装备在研制过程中的测试性试验相关数据较少, 首先基于专家评判确定先验分布, 为降低专家评判的主观性, 采用梯形模糊数描述专家经验信息, 第 i 个专家给出的包含置信度 δ_i 的梯形模糊数为 $T_i(\tilde{a}_i, \tilde{b}_i, \tilde{c}_i, \tilde{d}_i; \delta_i)$, 其中: $\tilde{a}_i, \tilde{b}_i$ 分别为下限和上限, $\tilde{c}_i, \tilde{d}_i$ 为最可能区间值, 第 i 个专家的权重为

$$\omega_i = \delta_i / \sum_{i=1}^n \delta_i \quad (10)$$

则节点概率的梯形模糊数为

$$T(\tilde{a}, \tilde{b}, \tilde{c}, \tilde{d}) = \omega_1 T_1 + \omega_2 T_2 + \cdots + \omega_n T_n \quad (11)$$

根据梯形模糊数可得节点概率的先验分布一阶矩和二阶矩分别为

$$\bar{P} = \frac{\tilde{a} + \tilde{b} + \tilde{c} + \tilde{d}}{4} \quad (12)$$

$$\tilde{S}^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^n \left(\frac{\tilde{a}_j + \tilde{b}_j + \tilde{c}_j + \tilde{d}_j}{4} - \frac{\tilde{a} + \tilde{b} + \tilde{c} + \tilde{d}}{4} \right)^2 \quad (13)$$

联合式(8)、式(9)、式(12)、式(13),根据式(14)的约束优化模型即可得先验分布超参数 α, β :

$$\begin{cases} \min (V(p) - \tilde{S}^2)^2 \\ \text{s. t. } E(p) = \bar{P} \end{cases} \quad \alpha > 0, \beta > 0 \quad (14)$$

然后,将先验分布和研制阶段的试验信息通过 Bayes 融合得到节点概率的验后分布^[18-19]。对于任意一个状态 s_i 执行 N_i 次测试,成功次数为 n_i ,失败次数为 $N_i - n_i$,则根据试验样本 X_i 确定的节点概率密度函数为

$$f(X_i | p) = C_N^{n_i} p^{n_i} (1-p)^{N_i-n_i} \quad (15)$$

将先验分布 $\text{Be}(p; \alpha, \beta)$ 和节点概率密度函数 $f(X_i | p)$ 代入 Bayes 融合公式,可得状态检测概率的验后分布为

$$P(s_i | F_j^u) = \text{Be}(p; \alpha_i + n_i, b_i + N_i - n_i) = \frac{p^{\alpha_i+n_i-1} (1-p)^{b_i+N_i-n_i-1}}{B(\alpha_i + n_i, b_i + N_i - n_i)} \quad (16)$$

因此,功能-状态相关矩阵 $R^{us} = [r_{ij}^{us}]_{k \times w}$ 为

$$\begin{matrix} & \text{状态 1} & \text{状态 2} & \cdots & \text{状态 } w \\ \begin{bmatrix} P(s_1 | F_1^u) & P(s_2 | F_1^u) & \cdots & P(s_w | F_1^u) \\ P(s_1 | F_2^u) & P(s_2 | F_2^u) & \cdots & P(s_w | F_2^u) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ P(s_1 | F_k^u) & P(s_2 | F_k^u) & \cdots & P(s_w | F_k^u) \end{bmatrix} & \begin{matrix} \text{功能 1} \\ \text{功能 2} \\ \vdots \\ \text{功能 } k \end{matrix} \end{matrix} \quad (17)$$

故障行为模型中各节点不是一一对应的关系,节点间可能存在重边,由以下规则去除节点间的重边。

规则 4 对于节点 F_i^m 到 s_k 间的路径 path_{ijk} ,基于式(18)合并重边:

$$(P(F_j^u | F_i^m), P(s_k | F_j^u)) =$$

$$\{ \max \{ P_{ij}^j(F_j^u | F_i^m) \}, \max \{ P_{jk}^k(s_k | F_j^u) \} \} \quad (18)$$

基于有向图的传递特性,设定合理相似度,将去除重边的相关矩阵代入式(19)可得约定层次故障模式-状态相关矩阵 R^{ms} 。

$$R^{ms} = \text{Bool}(R^{mu} \times [R^{us} \quad \mathbf{0}]_{F^m \times |S|}) \quad (19)$$

则紧邻上一层故障模式-状态相关矩阵可表示为

$$\tilde{R}^{ms} = \text{Bool}([R^{mr} \quad \mathbf{0}]_{F^m \times |S|} \times R^{ms}) \quad (20)$$

3 基于 FFS 故障行为模型的故障等效分析

等效故障模式是指故障发生后具有相同行为状态空间的 2 个或 2 个以上的故障模式^[20]。结合故障模式-状态相关矩阵给出等效故障的定义,即在约定层次 l_r 上,对于故障模式 F_i^m 和 F_j^m ,若其对应的行为状态向量满足 $V_i^s = V_j^s$,则故障模式 F_j^m 为故障模式 F_i^m 的等效故障模式。

一般来说,在结构简单、故障间耦合性较强的试验对象中比较容易出现行为状态向量相同的故障模式,但对于功能结构复杂的装备,其行为状态空间较大,找到 2 个行为状态向量完全相同的故障模式的概率较小,因此定义等效故障模式集,通过故障模式集对故障模式进行等效。

定义 7 等效故障模式集。在约定层次 l_r 上,若行为状态向量满足如下关系:

$$V_i^s = V_j^s + V_h^s + \cdots + V_k^s \quad i, j, h, k = 1, 2, \cdots, m \quad (21)$$

则称故障模式集 $\{F_j^m, F_h^m, \cdots, F_k^m\}$ 为故障模式 F_i^m 的等效故障模式集,即 F_i^m 发生的行为状态与 $\{F_j^m, F_h^m, \cdots, F_k^m\}$ 同时发生时的行为状态相同。

一般来说,在约定层次内即可找到等效故障模式,对于在约定层次不存在等效故障模式的不可注入故障,则根据层次化模型,在紧邻下一层次寻找等效故障或等效故障集。依据 GJB/Z 1391—2006^[21],低层次故障模式是紧邻上一层的故障原因,低层次产品故障模式对高一层的影响是紧邻上一层产品的故障模式。假设 l_r 层存在故障模式 F_i^m 不可注入,由层次化模型可得其包含的 l_{r+1} 层的故障模式集为 $\{F_1^m, F_2^m, \cdots, F_n^m\}$,通过式(19)和式(20)获得 l_r 层和 l_{r+1} 层的故障模式-状态关联关系,然后按照上述等效分析方法分析其不同层次间的等效故障或等效故障集。

根据以上分析,基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入流程如图 3 所示。

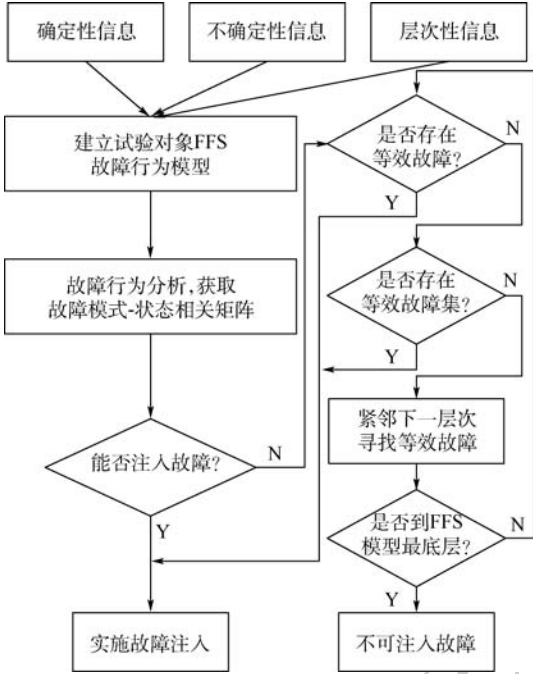


图3 基于 FFS 故障行为模型的等效故障注入流程
Fig. 3 Equivalent fault injection process based on FFS failure behavior model

4 实例分析

如图4所示,某装备发射控制系统由主控模

块、同步通信模块、通信管理模块、直流电源模块等7个模块单元组成,主要完成与各互联单元的信息交互、数据处理和状态控制等功能。

根据生产方和使用方最终确定的 FMECA,该系统共有 47 个故障模式,根据 GJB 2072—94^[22] 确定实施故障注入的样本量为 67 个。按照测试性验证试验流程分别进行故障样本分配和样本抽取后进行故障注入,发现共有包含 9 个故障模式的 13 个故障样本由于注入点受限或注入后会造成不可修复的损坏而无法进行故障注入,不可注入率约为 19%。

根据系统的层次结构和 FMECA 信息,建立发射控制系统 FFS 故障行为模型如图 5 所示,不失问题一般性,这里仅给出同步通信模块和模数转换模块的 I_2 层模型信息。由于底层模块间关

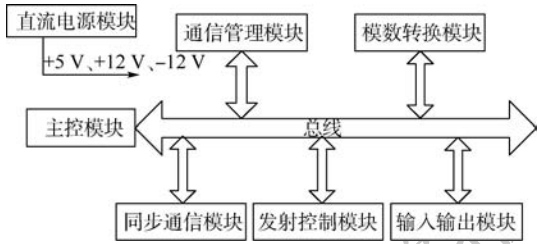


图4 发射控制系统功能结构
Fig. 4 Functional structure of launch control system

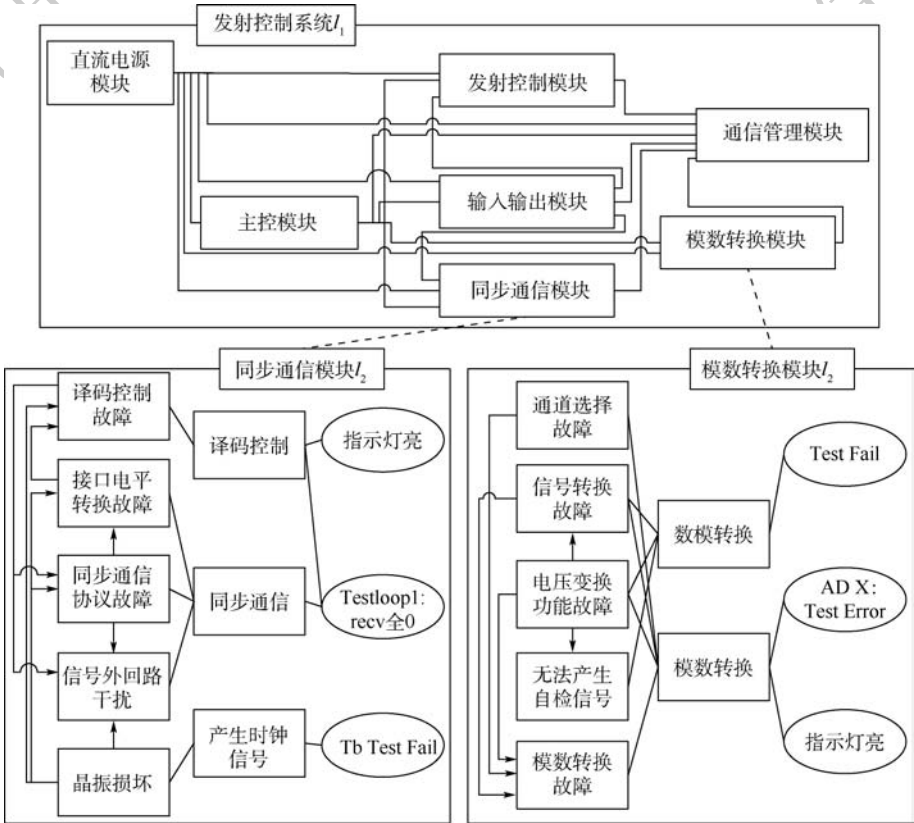


图5 发射控制系统 FFS 故障行为模型
Fig. 5 FFS failure behavior model of launch control system

联度较低,故 I_2 的层次行为模型不考虑不同模块间关联故障。

以同步通信模块为例对等效故障注入进行详细分析。试验过程中,发现译码控制故障(F_1^{msc})和信号外回路干扰(F_4^{msc})2 个故障模式无法注入。由图 5 可得同步通信模块的故障模式邻接矩阵为

$$A_{\text{mm}}^{\text{sc}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

代入式(1)和式(2)可得故障模式-故障模式相关矩阵为

$$R_{\text{sc}}^{\text{mm}} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

同步通信模块中故障模式与功能之间的关系均为一定影响,则根据规则 1 可得

$$A_{\text{mu}}^{\text{sc}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (24)$$

将式(23)、式(24)代入式(6)可得故障模式-功能相关矩阵为

$$R_{\text{sc}}^{\text{mu}} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

将由梯形模糊数得到的节点概率先验分布一阶矩和二阶矩代入式(14)可得状态概率先验分布矩阵为

$$P_r^{\text{sc}}(s_i | F_j^u) = \begin{bmatrix} \text{Be}(P_{11}; 28.65, 1.24) & \text{Be}(P_{12}; 44.76, 3.92) & 0 \\ 0 & \text{Be}(P_{22}; 5.73, 0.97) & 0 \\ 0 & 0 & \text{Be}(P_{33}; 58.37, 2.14) \end{bmatrix} \quad (26)$$

研制阶段针对设计功能对状态进行的测试数据如表 1 所示。

将先验分布和状态测试数据代入式(15)、式(16),进行 Bayes 融合可得行为状态概率验后分布矩阵为

$$P^{\text{sc}}(s_i | F_j^u) = \begin{bmatrix} \text{Be}(P_{11}; 50.65, 2.24) & \text{Be}(P_{12}; 57.76, 8.92) & 0 \\ 0 & \text{Be}(P_{22}; 32.73, 5.97) & 0 \\ 0 & 0 & \text{Be}(P_{33}; 69.37, 3.14) \end{bmatrix} \quad (27)$$

表 1 功能-状态测试数据

Table 1 Test data of function-state

功能	状态	测试次数	成功次数
F_1^{msc}	s_1	23	22
	s_2	18	13
F_2^{msc}	s_2	27	22
F_3^{msc}	s_3	12	11

因此,功能-状态相关矩阵为

$$R_{\text{sc}}^{\text{us}} = \begin{bmatrix} 0.96 & 0.87 & 0 \\ 0 & 0.85 & 0 \\ 0 & 0 & 0.96 \end{bmatrix} \quad (28)$$

将式(25)和式(28)代入式(19)可得同步通信模块故障模式-状态相关矩阵为

$$R_{\text{sc}}^{\text{ms}} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (29)$$

根据故障模式等效定义可得 F_1^{msc} 、 F_2^{msc} 、 F_3^{msc}

互为等效故障模式。因此,不可注入故障模式 F_1^{msc} 可由 F_2^{msc} 或 F_3^{msc} 进行等效注入,试验中选择 F_3^{msc} 进行等效,通过故障注入系统进行故障注入,假设故障注入器是完全可靠的,启动机内测试 (Built-in Test, BIT),采用测试性设计规定的检测方法发现同步通信协议故障指示灯亮 (s_1),测试 Testloop1:recv 全 0 (s_2),与建模分析结果一致。由于 l_2 层为模型的最低层,因此 F_4^{msc} 无法等效,需进行不可注入故障审查。

同理,可得模数转换模块故障模式-状态相关矩阵为

$$R_{AD}^{ms} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

(30)

因此, F_1^{mAD} 与 F_5^{mAD} , F_2^{mAD} 与 F_3^{mAD} 为等效故障模式,根据式 (21) 可得 F_2^{mAD} 和 F_3^{mAD} 的等效故障模式集为 $\{F_1^{mAD}, F_4^{mAD}\}$ 、 $\{F_4^{mAD}, F_5^{mAD}\}$,则对于不可注入故障模式 F_2^{mAD} ,可由 F_3^{mAD} 等效,也可由故障模式集 $\{F_1^{mAD}, F_4^{mAD}\}$ 或 $\{F_4^{mAD}, F_5^{mAD}\}$ 等效,试验中选择采用 F_3^{mAD} 进行等效,启动 BIT,采用测试性设计规定的检测方法发现自检 Test Fail (s_1)、测试通道 AD X:Test Error (s_2)、模数转换故障指示灯亮 (s_3),与建模分析结果一致。

采用相同方法对发射控制系统其他模块进行故障行为特性和故障模式等效性分析,等效故障注入后的试验结果如表 2 所示。

由上述分析过程及等效故障注入结果可知:

1) 装备的复杂性导致很难直接获得故障模式与状态的关联关系,而通过图 1 可以看出,基于多元信息构建的 FFS 故障行为模型将试验对象的功能作为建模要素,有效解决了故障模式-状态相关矩阵获取难的问题。

2) FFS 故障行为模型以装备结构信息为基础,融合了故障模式、功能和状态之间的不确定

性信息,使得故障行为模型具备表征不确定性知识的能力,相比于传统的确定性建模,考虑因素更加全面,获得的行为状态关系更加准确。

3) 由同步通信模块的详细分析可知,对于不可注入故障模式 F_1^{msc} ,可以通过故障行为模型进行等效故障注入,等效后的行为状态与建模分析结果一致。如表 2 所示,采用基于 FFS 故障行为模型的方法进行等效注入后,发射控制系统的可注入样本由 54 个提高到 63 个,故障注入率提高约 16.7%,有效增加了测试性验证试验的故障注入样本。

5 结 论

1) 本文方法能够基于故障行为建模,通过求解故障模式与状态的关联关系进行等效故障注入。

2) FFS 故障行为模型将“功能”作为基本建模要素,通过获取故障模式-功能和功能-状态相关矩阵,能够求解出准确的故障模式-状态相关矩阵。

3) FFS 故障行为模型综合了不确定性、确定性和层次化结构等复杂装备的多元信息,能够更加准确地描述故障模式与状态的关联关系,而且层次化的结构也保证模型具有较好的扩展性。

4) 本文方法能够获得不可注入故障的等效故障模式或等效故障模式集,有效增加了故障注入样本,例如,某发射控制系统在进行故障等效后,故障注入率提高约 16.7%。

本文方法通过邻接矩阵分析故障模式的等效性,对于复杂系统在较高约定层次的故障模式等效性分析,计算复杂度较高,如何降低计算复杂度,提高分析效率有待进一步研究。另外,若要进一步提高故障注入率,还需要深入研究更加有效的故障注入方法。

致谢 感谢北京电子工程总体研究所王承红高级工程师和刘丹丹高级工程师提供的试验验证对象,感谢中国航天科工集团有限公司潘国庆高级工程师提供的部分试验设备。

参考文献 (References)

[1] ZENG L, WANG X L. Research on the FMECA method suitable for testability test[J]. Electronic Product Reliability and Environment Testing, 2016, 34(3): 54-60.

[2] ZHANG Y, QIU J, LIU G J, et al. Environmental stress-fault grey relation analysis for helicopter gyroscope[J]. The Journal

表 2 发射控制系统故障注入结果

Table 2 Fault injection results of launch control system

模块	分配 样本数	直接注入 样本数	等效注入后 样本数
直流电源模块	14	14	14
主控模块	7	4	6
通信管理模块	8	6	8
输入输出模块	9	8	9
同步通信模块	8	6	7
发射控制模块	14	11	12
模数转换模块	7	5	7

- of Grey System, 2012, 24(1): 29-38.
- [3] 邓露, 许爱强, 吴忠德. 基于遗传算法的故障样本优化选取方法[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(7): 1703-1708.
- DENG L, XU A Q, WU Z D. Method of failure sample optimization selection based on genetic algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(7): 1703-1708 (in Chinese).
- [4] WANG C, QIU J, LIU G J, et al. Testability evaluation using prior information of multiple sources[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(4): 867-874.
- [5] 田仲, 石君友. 系统测试性设计分析与验证[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 363-384.
- TIAN Z, SHI J Y. Analysis and verification of system testability design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2003: 363-384 (in Chinese).
- [6] 李华康. 测试性试验中等效故障注入技术及应用[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015: 5-6.
- LI H K. Study on the equivalent fault injection technique and its application in testability test[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015: 5-6 (in Chinese).
- [7] ZHANG R S, XIAO L Y, LI J, et al. A fast fault injection platform of multiple SEUs for SRAM-based FPGAs[J]. Microelectronics Reliability, 2018, 82: 147-152.
- [8] 李天梅, 胡昌华, 周鑫. 基于故障传递特性的位置不可访问故障注入方法[J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2277-2286.
- LI T M, HU C H, ZHOU X. Fault injection method resulting from inaccessible location fault based on fault propagation characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2277-2286 (in Chinese).
- [9] 张雷, 梁德潜. 基于多信号流图模型的等效故障注入样本选取[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(9): 28-31.
- ZHANG L, LIANG D Q. Selection of equivalent fault injection sample based on multi-signal flow graph model[J]. Computer Measurement & Control, 2017, 25(9): 28-31 (in Chinese).
- [10] 陈然, 连光耀, 陈子龙, 等. 基于层次模型的外场可更换模块故障注入方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2017, 51(7): 1390-1396.
- CHEN R, LIAN G Y, CHEN Z L, et al. Fault injection approach for line replaceable module based on hierarchical model[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2017, 51(7): 1390-1396 (in Chinese).
- [11] CHEN G, LIU F, MOHAMMAD S. Fault propagation analysis with uncertain parallel reasoning for process safety[J]. Frontiers in Artificial Intelligence and Applications, 2016, 281: 428-435.
- [12] ZENG Z G, CHEN Y X, KANG R. Failure behavior modeling: Towards a better characterization of product failures[J]. Chemical Engineering Transactions, 2013, 33(2): 571-576.
- [13] 查国清, 井海龙, 陈云霞, 等. 基于故障行为模型的产品寿命分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(11): 2371-2377.
- ZHA G Q, JING H L, CHEN Y X, et al. Life analysis method for products based on failure behavior models[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(11): 2371-2377 (in Chinese).
- [14] 尹园威, 尚朝轩, 马彦恒, 等. 层次测试性模型的评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 90-95.
- YIN Y W, SHANG C X, MA Y H, et al. Method of testability evaluation using hierarchical testability model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 90-95 (in Chinese).
- [15] ERIC G. Modeling it both ways: Hybrid diagnostic modeling and its application to hierarchical system designs[C] // IEEE Autotestcon. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 576-582.
- [16] ZHANG X S, HUANG K L, YAN P C, et al. Hierarchical hybrid testability modeling and evaluation method based on information fusion[J]. Journal of System Engineering and Electronics, 2015, 26(3): 523-532.
- [17] 雷华军, 秦开宇. 确定测试性验证试验方案的贝叶斯方法[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(12): 2612-2616.
- LEI H J, QIN K Y. Bayesian method for determination of testability demonstration test scheme[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(12): 2612-2616 (in Chinese).
- [18] 张西山, 黄考利, 闫鹏程, 等. 基于验前信息的测试性验证试验方案确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1505-1512.
- ZHANG X S, HUANG K L, YAN P C, et al. Method of confirming testability verification test scheme based on prior information[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1505-1512 (in Chinese).
- [19] SAVIC R M, KARLSSON M O. Importance of shrinkage in empirical bayes estimates for diagnostics: problems and solutions[J]. The AAPS Journal, 2009, 11(3): 558-569.
- [20] 中国人民解放军总装备部. 测试与诊断术语: GJB 3385—98[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1998: 4.
- The General Armament Department of PLA. Terms for testing and diagnostics: GJB 3385—98[S]. Beijing: The General Armament Department of PLA, 1998: 4 (in Chinese).
- [21] 中国人民解放军总装备部. 故障模式、影响及危害性分析指南: GJB/Z 1391—2006[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2006: 12.
- The General Armament Department of PLA. Guide to failure mode, effects and critically analysis: GJB/Z 1391—2006[S]. Beijing: The General Armament Department of PLA, 2006: 12 (in Chinese).
- [22] 国防科学技术工业委员会. 维修性试验与评定: GJB 2072—94[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1994: 22.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. Maintainability test and evaluation: GJB 2072—94[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1994: 22 (in Chinese).

作者简介:

邱文昊 男, 博士研究生。主要研究方向: 电子装备测试性设计、验证与评估。

黄考利 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 复杂装备测试性设计与验证, 电子装备自动测试与故障诊断。

连光耀 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 复杂装备测试性验证与评估, 装备故障预测与健康管理。

张西山 男,博士,工程师。主要研究方向:复杂装备测试性验证与评估。

Equivalent fault injection method based on FFS failure behavior model

QIU Wenhao^{1,2}, HUANG Kaoli^{1,2,*}, LIAN Guangyao², ZHANG Xishan²

(1. Army Engineering University Shijiazhuang Campus, Shijiazhuang 050003, China;
2. Unit 32181 of PLA, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: A equivalent fault injection method based on failure mode-function-state (FFS) failure behavior model is proposed to deal with the incapability of fault injection and permanent damage caused by fault injection in the fault injection based testability verification test. Firstly, the general FFS modeling idea is described, and the function is proposed as the basic element of modeling. Based on the multivariate modeling information of equipment, the failure behavior model is established. Then, the correlation matrixes and behavior state vector are defined, the method for characterizing uncertain information among failure modes, functions, and states is studied, and the calculation method for fault mode-state correlation matrix is proposed. Finally, the definition of equivalent failure mode and the equivalent fault injection process based on FFS failure behavior model are proposed. This method was applied to a launch control system. The results show that by this method the equivalent fault injection can be realized, and the rate of fault injection is increased by about 16.7%.

Keywords: testability verification test; equivalent fault; multiple information; failure behavior model; behavior characteristic

Received: 2018-08-29; Accepted: 2018-11-30; Published online: 2018-12-18 08:46
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181212.1611.002.html
Foundation items: Equipment Pre-research Foundation of China (9140A27020215JB40001); National Defence Pre-research Foundation (51327030104)
* Corresponding author. E-mail: theroic@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0487

LPV 模型的动态压缩测量辨识算法



邱棚^{1,2}, 李鸣谦^{1,2}, 姚旭日², 翟光杰^{2,*}, 王雪艳³

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

3. 北京信息科技大学 机电工程学院, 北京 100192)

摘 要: 在解决线性参变 (LPV) 模型的辨识问题上, 最小二乘算法以结构简单、计算复杂度低等优点被大量使用。但最小二乘算法辨识结果受制于计算精度和模型近似精度, 而这两者在同一个系统中是互斥的。因此, 该算法的辨识结果与真值总是存在一定的误差。另外, 在高阶 LPV 模型辨识或采样成本高的情况下, 一般模型参数要多于辨识数据, 而此时最小二乘算法很难得到稳定的辨识结果。本文提出的动态压缩测量辨识 (DCMI) 算法从两个方面提高在该情况下的系统辨识精度。其一, 利用“匀速变化”及“非匀速变化”模型表示参变函数, 以提高模型近似精度。其二, 利用压缩感知理论的欠采样能力, 在同等数据量的情况下提高参数的计算精度、扩大模型的计算规模。仿真结果表明, 基于“匀速变化”模型 DCMI 算法可以准确地辨识出 LPV 函数, 而且该算法在辨识数据不足的情况下仍然能够获得稳定的辨识结果。

关 键 词: 系统辨识; 压缩感知; 线性参变 (LPV); 线性时变 (LTV); 正交匹配追踪 (OMP)

中图分类号: V19; TP271+.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0961-09

目前, 被控对象的系统结构越来越复杂, 而且系统的运行条件也不再是稳定的、单一的, 而是一个动态的过程, 这些过程都表现出很强的非线性特征。比如, 多热源的温度控制系统、涡扇引擎控制、车辆横向控制、高速飞行器控制等^[1]。考虑到当非线性系统被描述为线性参变 (Linear Parametric Variation, LPV) 模型时, 很多针对线性系统的控制理论都可以直接推广使用^[2], LPV 模型在分析这类非线性系统中发挥了重要的作用。因而, LPV 模型被大量应用于基于模型的控制算法中, 如鲁棒控制、自适应控制和最优控制等。

一般来说, 一个系统的 LPV 模型可以通过雅可比线性化、状态变换法以及函数替代法等理论推导的方法得到^[3]。不过, 在实际系统中就需要通过系统辨识的方法获得模型参数。现有 LPV

模型辨识方法分为两类: 基于状态空间模型^[4]和基于输入输出模型^[5]。针对输入输出模型的辨识方法有一般有两类: 全局非线性拟合的辨识算法以及局部滑动窗口辨识算法。第 1 类算法要求选定一组恰当的函数基底, 再计算各基底的权值, 如非线性最小二乘算法^[6]。这类算法对参变函数的近似程度高, 但是需要对系统的先验。第 2 类算法属于非参数化的方法, 典型算法如基于支持向量机辨识算法^[7]和基于贝叶斯的辨识算法^[8]以及递推最小二乘算法等。此类算法在参变函数近似为分段常数函数的情况下, 可以准确地辨识得到系统模型。但是, 如果当参变函数是线性分段或者类似正弦函数等非线性的情况下, 再利用常数近似就会引入较大的函数近似误差。另外, 最小二乘算法求解的基础是要求辨识数据

收稿日期: 2018-08-29; 录用日期: 2018-12-07; 网络出版时间: 2019-01-07 09:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190103.1538.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61605218); 中国科学院国防科技创新基金 (CXJJ-17S023)

* 通信作者: E-mail: gjzhai@nssc.ac.cn

引用格式: 邱棚, 李鸣谦, 姚旭日, 等. LPV 模型的动态压缩测量辨识算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 961-969.
QIU P, LI M Q, YAO X R, et al. Dynamic compression measurement identification algorithm of LPV model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 961-969 (in Chinese).

个数大于未知数个数。因而,当模型规模较大时,由于模型参数大量增加,这就需要辨识数据也大量增加。一方面,对于采样成本高或者系统响应时间长的情况,很难获得大量的辨识数据。另一方面,LPV模型的参数是一直在变化的,因而增加测量数据就意味着需要拟合更复杂的变化情况。如果近似模型维持原状,就会降低模型的近似程度,也就是模型的近似程度也限制了辨识数据的多少。在这种情况下,最小二乘算法很难同时提高计算精度,又减少因为数据量增多而带来的近似误差。但其实高阶模型中的参数是存在大量零值的,而非零值是十分有限的。因此,在解决高阶模型辨识问题上,利用NNG^[9]和LASSO^[10]等稀疏估计器是一个有效的办法。本文基于压缩测量辨识(Compress Measurement Identification, CMI)算法提出的动态压缩测量辨识(Dynamic CMI, DCMI)算法是从两个方面解决上述问题。其一,利用“匀速变化”和“非匀速变化”模型,提高对参变函数函数的近似精度,同时避免函数基底的选择。其二,利用压缩感知理论,通过减少所需的辨识数据个数,从而提高算法在辨识数据有限的情况下的辨识精度及参数规模。

1 压缩感知

压缩感知理论是在2006年由Donoho^[11]、Candès和陶哲轩^[12]提出的一个高效的采样理论。近年来,该理论在信号处理领域中,已经取得了大量令人瞩目的成绩^[13-14]。信号的稀疏性是压缩感知的理论基础。对于一个离散信号 $\mathbf{x}$,其稀疏度可以定义为信号非零项的个数。所以,信号的稀疏度越小,该信号的稀疏程度就越高,那么理论上所需的采样数也就越少。而采样值 y_i 是由测量向量 $\mathbf{r}_i$ 分别与信号 $\mathbf{x}$ 进行内积运算得到的,即 $y_i = \langle \mathbf{r}_i, \mathbf{x} \rangle$ 。考虑多次测量,则测量值 $\mathbf{y}$ 可以写为矩阵形式,即 $\mathbf{y} = \mathbf{R}\mathbf{x}$ 。其中,矩阵 $\mathbf{R}$ 被称为测量矩阵。如果 $\mathbf{R}$ 是一个单位矩阵,那么压缩感知采样就退化为了传统采样。在压缩感知理论中,测量值 $\mathbf{y}$ 的长度要远小于原信号 $\mathbf{x}$ 。为了保证这个采样过程是无损的,Candès和Romberg给出了有限等距性质(Restrict Isometric Property, RIP)^[15],即当测量矩阵 $\mathbf{R}$ 满足RIP时,采样过程就是无损的。 S 阶有限等距常数 δ_s 定义为使得测量矩阵 $\mathbf{R}$ 任选几列组成的子矩阵 $\mathbf{R}_T, T \subset \{1, 2, \dots, N\}$ 满足式(1)的最小值:

$$(1 - \delta_s) \|\mathbf{x}\|_2^2 \leq \|\mathbf{R}_T \mathbf{x}\|_2^2 \leq (1 + \delta_s) \|\mathbf{x}\|_2^2 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为任意稀疏信号。当有效等距常数(Restrict Isometry Constants, RIC)满足 $0 < \delta_s < 1$ 时,该测量矩阵认为是满足RIP的^[16]。根据压缩感知理论可知,欠定方程 $\mathbf{y} = \mathbf{R}\mathbf{x}$ 解空间中最稀疏的解就是原信号 $\mathbf{x}$ 。由于这是一个组合问题(NP-Hard),因此该问题需要利用贪婪的思想进行求解。而文献[17]中提出的正交匹配追踪(Orthogonal Matching Pursuit, OMP)算法是其中的代表,该算法在每次迭代中寻找最匹配的向量,作为信号的支撑基,从而得到原信号的最佳近似。另外,Candès和陶哲轩^[12]已经证明了,该问题可以转换为在解空间中寻找信号的最小1范数的解,如下:

$$\begin{aligned} \min & \|\hat{\mathbf{x}}\|_1 \\ \text{s. t. } & \mathbf{y} = \mathbf{R}\mathbf{x} \end{aligned} \quad (2)$$

上述问题可以进一步转化为典型的线性规划问题,那么也就有很多成熟的算法可以使用,比如内点法、单纯形法等。除此以外,Li和Zhang还提出了可以利用TV范数重建原信号^[18]。

2 LPV模型

本文中采用LPV模型的输入输出的表示形式为

$$\begin{aligned} y(k) + a_1(p)y(k-1) + \dots + a_{n_a}(p)y(k-n_a) = \\ b_1(p)u(k-d-1) + \dots + b_{n_b}(p)u(k-d-n_b) + e(k) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $y(k)$ 为系统的输出信号; $u(k)$ 为系统的输入信号;参数 p 为一个可测量的参量; $a_i(p)$ 和 $b_i(p)$ 为关于参数 p 的函数; n_a 和 n_b 分别为模型的输入和输出阶数;当 $p=k$ 时,LPV模型也就变化为常见的线性时变(Linear Time-Variant, LTV)模型。在实际系统中,还要考虑到系统的输入延迟以及噪声,在此用 $e(k)$ 为一个零均值的随机噪声; d 为系统时延。上述模型可以改写为

$$\mathbf{y}(k) = \boldsymbol{\varphi}^T(k) \boldsymbol{\theta}(p) + e(k) \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\varphi}(k) \in \mathbf{R}^{n_a+p}$ 由输入输出数据组成; $\boldsymbol{\theta}(p) \in \mathbf{R}^{n_a+p}$ 为系统状态函数,由多个参变函数组成; l 为输入信号的长度,而且有 $d+n_b < l$ 。

$$\boldsymbol{\varphi}(k) = \begin{bmatrix} -y(k-1) \\ \vdots \\ -y(k-n_a) \\ u(k-1) \\ \vdots \\ u(k-d-1) \\ \vdots \\ u(k-n_b-1) \\ \vdots \\ u(k-l) \end{bmatrix}$$

$$\theta(p) = \begin{bmatrix} a_1(p) \\ \vdots \\ a_{n_a}(p) \\ 0 \\ \vdots \\ b_1(p) \\ \vdots \\ b_{n_b}(p) \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}$$

3 动态压缩测量辨识算法

CMI 算法是利用压缩感知理论对线性时不变系统进行辨识的一种算法。该算法在应用于 LPV 模型时,则需要加以改进。本文受到压缩感知运动成像理论的启发^[19],将参数变化函数的连续变化视作多个离散点之前的转换。假设系统状态函数 $\theta(p)$ 是满足唯一性的关于参数 p 的复杂函数,即对于每个参数 p 都有唯一的 $\theta(p)$ 与之对应。这个假设在大部分非线性系统中都是满足的,比如温度控制系统中的传热系数是与温度一一对应的。但是,当系统中包含继电器特性环节,该系统就不满足这个假设。对函数 $\theta(p)$ 进行采样就可得到一系列离散的状态点 $\{\theta(p_1), \theta(p_2), \dots, \theta(p_n)\}$ 。为了保证采样的准确性,采样过程要满足 Nyquist 采样定理,即采样频率要大于 $\theta(p)$ 带宽的二倍以上。此时,连续函数 $\theta(p)$ 被 n 个离散点分割为 $n-1$ 段函数,原辨识问题也就变为了对每段函数的辨识问题。如果可以准确地辨识得到其中一段的系统状态,那么也就可以通过滚动迭代的方法得到局部参变函数。以下将以辨识系统其中一段,即从离散状态 $\theta(p_1)$ 到 $\theta(p_2)$ 的过程为基础。

由于参变函数可能是非线性函数,所以在离散后的每一段函数中还是非线性的,也就很难直接对其进行辨识。为了简化这个问题,可以引入函数 $\theta(p)$ 是连续 n 阶可导的假设。此时,该函数可以利用泰勒级数在 p_1 和 p_2 的中点处展开,此时参变函数可以表示为

$$\theta(p) = \theta(\bar{p}) + \theta'(\bar{p})(p - \bar{p}) + \dots + \frac{\theta^{(n)}(\bar{p})}{n!}(p - \bar{p})^n + R_n(p)\bar{p} = \frac{p_1 + p_2}{2} \quad (5)$$

式中: $\theta^{(n)}(p)$ 为 $\theta(p)$ 的 n 阶导数; $R_n(p)$ 为泰勒公式的余项。如果只保留一阶导数,得到原函数的一个近似线性函数为

$$\hat{\theta}(p) = \theta(\bar{p}) + \theta'(\bar{p})(p - \bar{p}) \quad (6)$$

该线性函数和原函数的近似误差主要取决于高阶项的大小。如果采样频率远大于原信号频率或者原信号是缓慢变化的,那么利用式(6)来近似就可以得到比较好的结果。然而,式(6)等号右侧的各项都是未知的,所以可以将式(6)改写为

$$\hat{\theta}(p) = (1 - \lambda)\theta(p_1) + \lambda\theta(p_2) \quad (7)$$

改写为式(7)的好处在于 $\hat{\theta}(p)$ 是一个向量,而且 LPV 模型中的各项参数变化速度均不相同,也就是各近似直线的斜率不同。在此,引入一个参数 λ 的变化速度 v 概念,即单位时间参数占比变化的大小。该速度由采样个数决定,比如当采样数为 M ,该速度大小为 $1/M$ 。对于“匀速”变化而言,该速度是不变的,即每一时刻参数 λ 的变化大小是一致的;而对于非“匀速”变化而言,该速度是一直在改变的,那么每一时刻参数 λ 的变化也是在改变的。之前一直讨论的是未知状态的变化形式,所以利用线性模型来近似。但如果已知两个相邻的离散状态之间的非线性变化形式,就可以采用“非匀速”变化模型来表示系统。

相应的,系统的输出也可以视为由各离散状态以及输入信号而产生的。此时,如果使用传统的辨识算法,辨识结果将无法收敛。为了保证近似模型的精度就要提高系统采样频率,但系统的参数一直在改变,所以对于每个状态下所获得的辨识数据 M 的个数可能小于待辨识的参数个数 N 。所以,该辨识问题相当于求解一个欠定的方程组。显然,用传统的辨识算法都很难处理这种情况。这就需要用到压缩感知理论,结合该理论的 CMI 算法正好适用于这种采样数不足的情况。不过,利用 CMI 算法对该模型进行辨识,仍然存在很大的误差。这是因为 CMI 算法适用于模型不变的系统,而此处系统状态是一直在改变的。因此,还需要引入“运动”的思想,即系统状态一直在变化的,是从一个离散状态“运动”到另一个离散状态的过程。而系统每一时刻的输入是对这个“运动”状态的一次观测,系统的输出就是状态在“运动”过程中所产生的。也就是说,系统在任意时刻的输出,都可以表示为由相邻的两个状态与输入信号的卷积所产生的。从之前的叙述可知,系统某一时刻的采样值 $y(k)$ 可以认为是由临近的两个离散状态所共同影响,并且两个状态对系统输出影响的比例是一直在变动的。此时,式(4)可以改写为

$$y(k) = (1 - \lambda)\varphi^T(k)\theta(p_1) + \lambda\varphi^T(k)\theta(p_2) + e(k) \quad (8)$$

考虑 M 次采样,系统输出可以表示为

$$\mathbf{y} = (\mathbf{P} * \Phi) \boldsymbol{\theta}(p_1) + (\mathbf{Q} * \Phi) \boldsymbol{\theta}(p_2) + \mathbf{e} = [\mathbf{P} * \Phi, \mathbf{Q} * \Phi] [\boldsymbol{\theta}(p_1), \boldsymbol{\theta}(p_2)] + \mathbf{e} \quad (9)$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} y(k) \\ y(k+1) \\ \vdots \\ y(k+M) \end{bmatrix}$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varphi}^T(k) \\ \boldsymbol{\varphi}^T(k+1) \\ \vdots \\ \boldsymbol{\varphi}^T(k+M) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} p_1 & \cdots & p_1 \\ \vdots & & \vdots \\ p_M & \cdots & p_M \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_1 & \cdots & q_1 \\ \vdots & & \vdots \\ q_M & \cdots & q_M \end{bmatrix}$$

式中: p_i 和 q_i 分别为在 k 时刻状态 $\boldsymbol{\theta}(p_1)$ 和 $\boldsymbol{\theta}(p_2)$ 在系统输出中所占的权重; Φ 代表测量矩阵; $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{Q}$ 为权重矩阵; $\mathbf{e}$ 为噪声向量。其中,权重矩阵 $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{Q}$ 与 Φ 的“*”运算为 Hadamard 内积,即对应项相乘。而且,从本节描述可知矩阵 $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{Q}$ 与变化速度 v 相关。对于“匀速”变化, p_i 和 q_i 的大小由变化速度 v 所决定;对于非匀速变化,只需要按照“非匀速”速度计算得出各项值即可。在此,本文将 $[\mathbf{P} * \Phi, \mathbf{Q} * \Phi]$ 称为比例测量矩阵,用 $\mathbf{B}$ 表示。而 $[\boldsymbol{\theta}(p_1), \boldsymbol{\theta}(p_2)]$ 整体变为为了一个新的待辨识参量,其长度为原信号的两倍,用 $\mathbf{x}$ 表示。那么,式(9)就变为了常见的压缩感知的形式, $\mathbf{y} = \mathbf{B}\mathbf{x} + \mathbf{e}$ 。通过上述方法,就可以在采集到所有辨识数据后获得系统模型,即离线的对系统进行辨识。而此方法是可以很容易推广到在线辨识的情况的。因为,本文对假设的各离散状态的位置是任意的。所以,只要在采集到了最新的 M 个辨识数据后,就可以辨识得到两个离散状态。而且,通过滚动辨识的方法就可以实时的获取最新的系统状态,利用该状态得到的系统输出预测值也是最准确的。在此给出,系统的一步预测器:

$$y^*(k+1) = \boldsymbol{\varphi}(k+1) \boldsymbol{\theta}^*(k) \quad (10)$$

式中: $y^*(k+1)$ 为一步预测器在 k 时刻的预测值; $\boldsymbol{\varphi}(k+1)$ 为在 $k+1$ 时刻的系统输入输出组成的观测向量; $\boldsymbol{\theta}^*(k)$ 为辨识算法得到第 k 时刻的模型参数。

为了保证采样的准确性,就需要测量矩阵满足 RIP。在压缩感知理论中, Candès 和陶哲轩^[12] 证明了独立同分布的随机测量矩阵是满足 RIP 的。不过,由于线性系统的输出是用卷积的形式

表示的,所以测量矩阵是一个有结构的 Toeplitz 矩阵。Bajwa 等证明了当 Toeplitz 矩阵各项服从高斯分布或者伯努利分布时, Toeplitz 矩阵有很大可能满足 RIP, 只要测量数 $M > O(S^2 \text{lb}(N/S))$ ^[20], N 为信号总长度。随后 Rauhut 等利用 Dudley 不等式证明了,当测量数 $M > O(S^{1.5} \cdot \text{lb}(N^{1.5}))$ ^[21], 测量矩阵也是满足 RIP 的。不过,随机测量矩阵对测量数的要求只要 $M > O(S \text{lb}(N/S))$ ^[22], 这是因为 Toeplitz 矩阵各列之间的相关度要大于随机测量矩阵。对于本文中的比例测量矩阵,该矩阵是由两个 Toeplitz 矩阵分别乘以不同的系数所组成,因而该矩阵相比于测量矩阵,其各列之间的相关性被进一步放大。因此,要想获得同等准确的采样值,所需的测量数肯定要更多。

4 仿真试验

假设待辨识系统模型参数是稀疏的,即在 $\{a_i(p)\}$ 和 $\{b_i(p)\}$ 中一共只有 S 个位置是非零值,其他位置均为 0。鉴于实际系统中 S 个非零项的大小和位置都是未知的,因此在每一次仿真中非零项的位置和大小在都会随机改变。由于 DCMI 方法并不要求提前设定准确的模型阶数,因而在仿真中选择的模型阶数足够大即可。仿真中设置稀疏度 $S=6$, 输入信号阶数 n_a 与输出信号阶数 n_b 均为 20, 即信号总长度 $N=40$ 。

系统的输入信号 $u(k)$ 各项是从标准的正态分布中随机选取。为了接近真实情况,观测值是包含噪声的。该噪声的大小由信噪比(SNR)所衡量。本文比较了 DCMI 算法、CMI 算法以及最小二乘算法对 $\boldsymbol{\theta}(p_1)$ 和 $\boldsymbol{\theta}(p_2)$ 的变化过程的辨识结果。此外,由于最小二乘算法在欠定条件下无法获得唯一解,因而本文在目标函数中增加了正则项来解决。其中,DCMI 和 CMI 的恢复算法均选用 OMP 算法来重建模型参数信号。为了保证仿真结果的普适性,本文进行了 200 次蒙特卡罗仿真,并且在每次仿真中都会重新随机生成一个新的 LPV 系统模型。考虑到真实系统中的模型真值是未知的,因而本文除了比较模型本身外,还比较了利用模型预测的系统输出以及实测系统输出的差距来评价模型的准确性。具体指标为均方误差(Mean Square Error, MSE)和平均接近程度(Average Fit Rate, AFR),该指标的具体形式如下:

$$\begin{cases} \text{MSE} = \frac{1}{D} \sum_{i=1}^D \|\mathbf{t}_i - \mathbf{t}_i^*\|_2^2 \\ \text{AFR} = \frac{1}{D} \sum_{i=1}^D \left(1 - \frac{\|\mathbf{t}_i - \mathbf{t}_i^*\|_2}{\|\mathbf{t}_i - \bar{\mathbf{t}}_i^*\|_2} \right) \times 100\% \end{cases} \quad (11)$$

式中: t_i 为第 i 次仿真的系统观测向量; t_i^* 为一步预测器获得的系统输出值; D 为总的试验次数。由于系统的输出值是有噪声的,所以需要用 MSE 来评价的预测值的偏差和方差。而 AFR 描述的是预测值和观测值的近似程度,因而该指标可以更直观地反映系统预测的准确度。

4.1 匀速变化模型

假设两个系统状态 $\theta(p_1)$ 和 $\theta(p_2)$ 之间的变化是线性的,LPV 模型真值和不同算法辨识结果的对比如图 1 所示。虽然已知状态变化是线性,但是状态中的各参数的变化速度是不同的,而且其大小也是未知的。

此时,权重矩阵 P 和 Q 由系统测量值个数 M 给出:

$$P = \begin{bmatrix} \frac{M-1}{M} & \cdots & \frac{M-1}{M} \\ \vdots & & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 \\ \frac{M}{M} & \cdots & \frac{M}{M} \end{bmatrix}$$
$$Q = \begin{bmatrix} \frac{1}{M} & \cdots & \frac{1}{M} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{M}{M} & \cdots & \frac{M}{M} \end{bmatrix}$$

(12)

图 1 中:Idx 表示 $\theta(p)$ 向量中的位置, $f(p)$ 表示 $\theta(p)$ 中下标为 Idx 处的参数值大小。该图中展现了 200 次试验中的两次结果,其中图 1(a1)、(b1)为 LPV 模型 $\theta(p)$ 的真值,其他各分图分别表示各辨识算法计算得到的模型参数值。可以看出,最小二乘算法和 CMI 算法的结果是用常数来近似表示线性函数,只有 DCMI 算法辨识结果与模型真值是一致的。另外,最小二乘算法的结果在很多原本是零的位置,得到了大量的非零值,即导致了模型的过拟合,引入了大量的误差。

鉴于在高阶 LPV 模型的辨识问题中,系统输入输出的测量值个数是主要的影响因素,因而随后重点分析测量数对各算法的影响。由于在实际系统中,模型真值一般是未知的,因而也就无法直接对模型进行比较。另一个评价的办法就是给定一个输入信号,对比系统输出的实测值和利用模型得到的预测值,该预测值由第 3 节中提到的一步预测器给出。图 2 显示了 3 种算法在不同测量数条件下的预测结果。其中,最小二乘算法效果最差,而且随着测量数的增加,预测精度反而下降。此外,该算法在测量数 $M=40$ 时,由于过拟合导致极大的预测误差。相比较而言,CMI 算法要强于最小二乘算法,但同样随着测量数的增加,

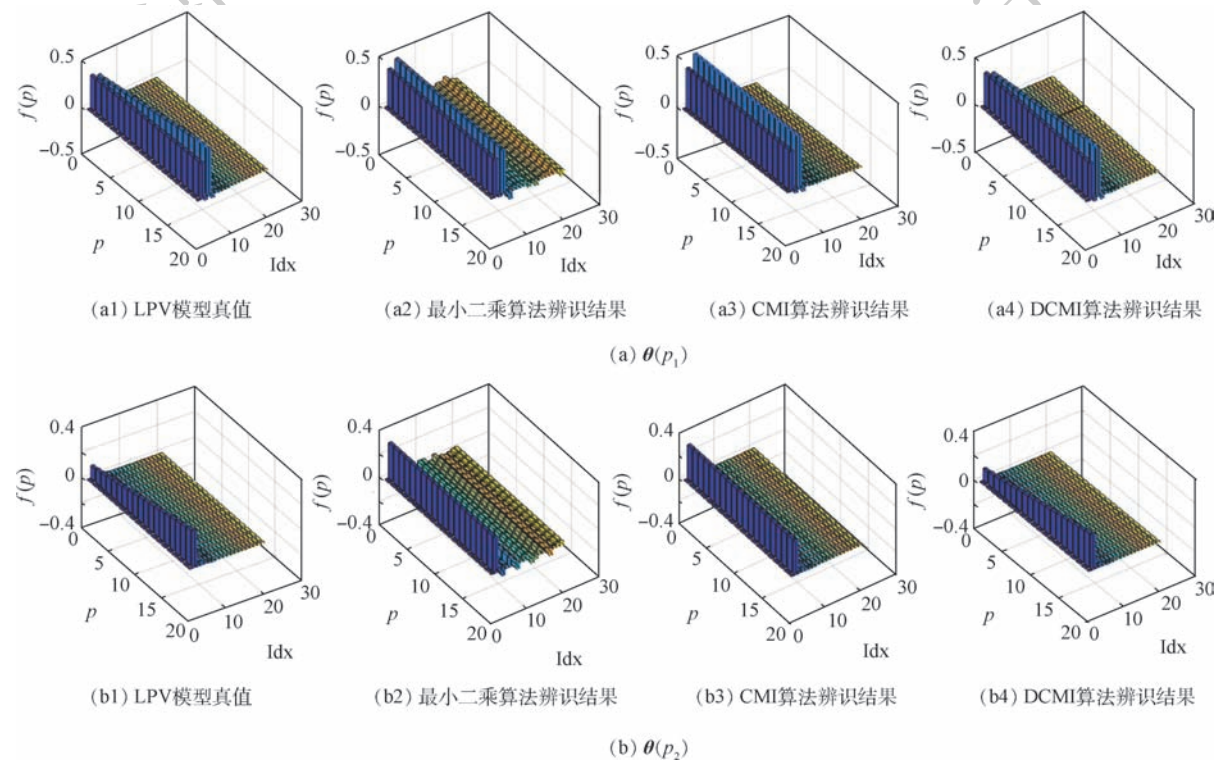
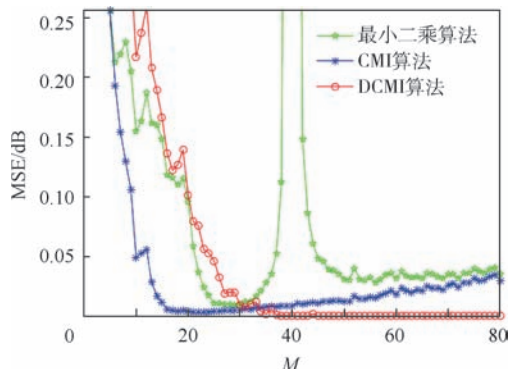
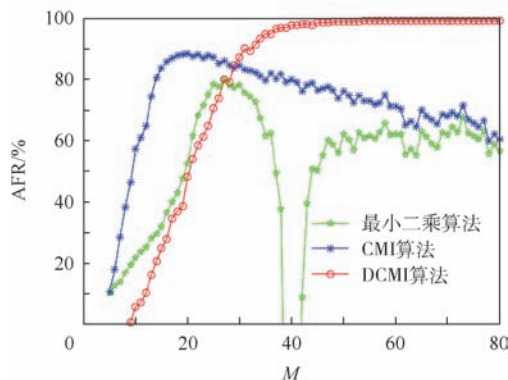


图 1 LPV 模型真值和不同算法辨识结果对比

Fig. 1 Comparison between truth value of LPV model and identification result of different algorithms



(a) 预测值与实测值的MSE



(b) 预测值与实测值的AFR

图2 测量数对不同算法预测精度的影响

Fig. 2 Influence of measurement number on prediction accuracy of different algorithms

算法的预测精度反而逐渐下降。这同样是由于算法没有考虑到参数是动态变化的所导致的。从图中可以看到,DCMI 算法的预测精度显然是最高的,但该算法在测量数不足时表现较差。因为,该算法需要同时重建两个时刻的模型参数,其长度是其他两个算法的 2 倍。由于观测本身存在误差,而且一步预测器利用的是上一时刻的模型参数,所以 DCMI 的预测值与观测值还是存在差距的。同时,由于算法计算时间同测量数多少直接相关。因而,在仿真中记录了各算法所花费的时间,并发现算法计算花费时间均在在 1 ms 以内,但会随着模型规模的增加而增加。

接下来,本文对 3 种算法的鲁棒性进行了测试。为了避免测量数在结果中的影响,在此设置测量数 $M = 50$,仿真结果如图 3 所示。从图中可以看出,CMI 和 DCMI 两种算法对白噪声都有一定的抗干扰能力,而最小二乘算法的对噪声比较敏感,其结果偏差较大。当噪声分贝降低到 40 dB 左右时,噪声基本不会影响 DCMI 算法的预测的准确性。这是因为 CMI 算法考虑到了信号本身是稀疏的,所以大部分噪声在辨识结果中被抑制了。而且重建算法 OMP 采用了贪婪的思想,即只

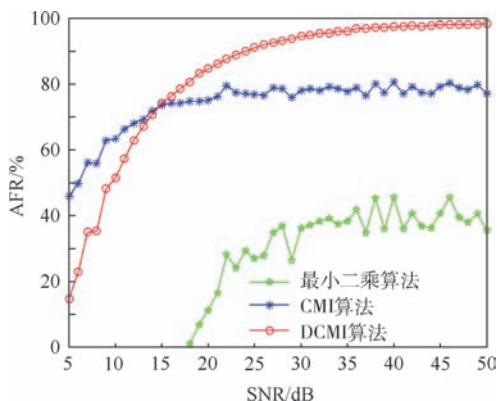


图3 观测噪声对不同算法预测精度的影响

Fig. 3 Influence of measurement noise on prediction accuracy of different algorithms

考虑了测量矩阵中影响最大的几列,从而降低了噪声对恢复结果的干扰。

4.2 非匀速变化模型

在 4.1 节中考虑了参数“匀速”变化的情况,本节将以一个参数以“匀加速”变化的系统作为例子来说明该方法在参数非线性变化的 LPV 系统中的使用。先假设系统两个相邻的离散状态 $\theta(p_1)$ 和 $\theta(p_2)$,参数变化速度 v 以加速度 a 均匀增加。由于参数变化是非匀速的,所以权重矩阵也就需要根据测量数的不同而重新计算。已知,两个离散状态之间的任意状态可以由式(7)表示。那么,对于测量初始时刻 t_s 的状态 θ_s 和最后时刻 t_e 的状态 θ_e 有:

$$\begin{cases} \theta_e = (1 - \lambda_e) \theta_1 + \lambda_e \theta_2 \\ \theta_s = (1 - \lambda_s) \theta_1 + \lambda_s \theta_2 \end{cases} \quad (13)$$

式中: λ_e 和 λ_s 分别为初始时刻和最后时刻两个状态的影响比例。

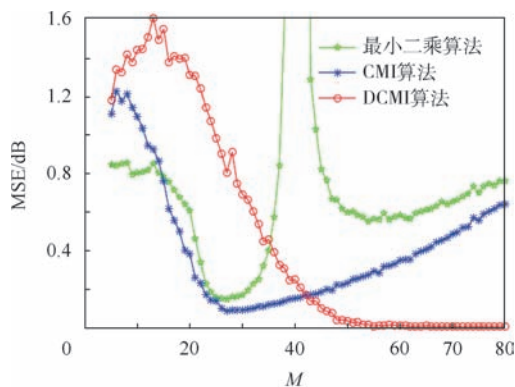
将式(13)整理可得

$$\begin{cases} \theta_1 = \frac{\lambda_s \theta_e - \lambda_e \theta_s}{\lambda_s - \lambda_e} \\ \theta_2 = \frac{(1 - \lambda_s) \theta_e - (1 - \lambda_e) \theta_s}{\lambda_e - \lambda_s} \end{cases} \quad (14)$$

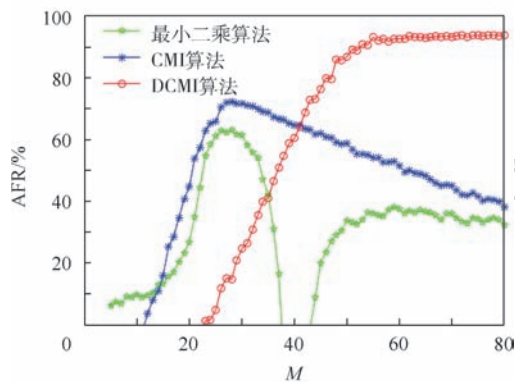
再将式(14)代入式(7),可得 θ_s 和 θ_e 之间任意状态 θ 的表示为

$$\theta = \frac{\lambda - \lambda_e}{\lambda_s - \lambda_e} \theta_s + \frac{\lambda_s - \lambda}{\lambda_s - \lambda_e} \theta_e \quad (15)$$

根据式(15)就可以计算得出 DCMI 算法所需的权重矩阵 P 和 Q 。由于 4.1 节已经分析了噪声的影响,所以为了减少噪声对结果的影响,设置噪声大小为 40 dB。将图 4 与图 2 对比可以发现,在线性变化的系统中最小二乘算法和 CMI 算法的 AFR 与 DCMI 算法差距在 10% 左右,而在非线性变化的系统中的该差距被拉大到 20% 以上。这



(a) 预测值与实测值的MSE



(b) 预测值与实测值的AFR

图 4 线性变化情况下测量数对不同算法预测精度的影响

Fig. 4 Influence of measurement number on output prediction accuracy of different algorithms in case of linear variation

是因为最小二乘和 CMI 算法的本质都是静态算法,因而算法辨识出的模型参数是各状态的均值。而该参数均值与当前值的差距,在非线性变化过程中被拉大了,所以利用该均值得到的预测值与观测值的差距也就被拉大了。这同样影响到了 DCMI 算法的准确性,相比于线性变化情况,此处最佳的 AFR 要降低了 2% 左右。而且,可以看出此时算法所需的测量数要高于线性变化的情况。其原因可能是由于非线性的权重矩阵使得测量矩阵性质变差。

5 结 论

1) 根据仿真试验结果表明,DCMI 算法中使用的匀速变化模型可以无损地对线性参变函数近似,而“非匀速变化”模型对非线性参变函数近似程度明显好于传统算法。

2) 本文提出的 DCMI 算法在测量数据量不足的情况下,仍然能够得到准确的 LPV 模型。另外,DCMI 算法可以很好地避免参数过拟合问题,

而无需根据先验知识选定恰当模型阶数。

3) DCMI 算法可以有效地抵抗白噪声对辨识结果的干扰。

参考文献 (References)

- [1] HOFFMANN C, WERNER H. A survey of linear parameter-varying control applications validated by experiments or high-fidelity simulations [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 23(2): 416-433.
- [2] TURK D, GILLIS J, PIPELEERS G, et al. Identification of linear parameter-varying systems: A reweighted ℓ_2, ℓ_1 -norm regularization approach [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 100: 729-742.
- [3] 王明昊, 刘刚, 赵鹏涛, 等. 高超声速飞行器的 LPV 变增益状态反馈 H_∞ 控制 [J]. 宇航学报, 2013, 34(4): 488-495.
WANG M H, LIU G, ZHAO P T, et al. LPV H_∞ control for hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(4): 488-495 (in Chinese).
- [4] VAN J W, VERHAEGEN M. Subspace identification of bilinear and LPV systems for open- and closed-loop data [J]. Automatica, 2009, 45(2): 372-381.
- [5] BAMIEB B, GIARRE L. Identification of linear parameter varying models [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2002, 12(9): 841-853.
- [6] DE CAIGNY J, CAMINO J F, SWEVERS J. Interpolating model identification for SISO linear parameter-varying systems [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2009, 23(8): 2395-2417.
- [7] TOTH R, LYZZELL C, ENQVIST M, et al. Order and structural dependence selection of LPV-ARX models using a nonnegative garrote approach [C] // Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control (CDC) Held Jointly with 2009 28th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 7406-7411.
- [8] ROJAS C R, HJALMARSSON H. Sparse estimation based on a validation criterion [C] // Proceedings of 2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2825-2830.
- [9] LAURAIN V, TOTH R, ZHENG W X, et al. Nonparametric identification of LPV models under general noise conditions: An LS-SVM based approach [J]. IFAC Proceedings Volumes, 2012, 45(16): 1761-1766.
- [10] GOLABI A, MESKIN N, TOTH R, et al. A Bayesian approach for LPV model identification and its application to complex processes [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2017, 25(6): 2160-2167.
- [11] DONOHO D L. Compressed sensing [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4): 1289-1306.
- [12] CANDÈS E J, TAO T. Decoding by linear programming [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2005, 51(12): 4203-4215.
- [13] ROSSI M, HAIMOVICH A M, ELDAR Y C. Spatial compressive sensing for MIMO radar [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62(2): 419-430.

[14] WILLETT R M, DUARTE M F, DAVENPORT M A, et al. Sparsity and structure in hyperspectral imaging[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2014, 31(1): 116-126.

[15] CANDÈS E J, ROMBERG J. Sparsity and incoherence in compressive sampling[J]. Inverse Problems, 2006, 23(3): 969-985.

[16] CANDÈS E J. The restricted isometry property and its implications for compressed sensing[J]. Comptes Rendus Mathématique, 2008, 346(9-10): 589-592.

[17] PATI Y C, REZAIIFAR R, KRISHNAPRASAD P S. Orthogonal matching pursuit: Recursive function approximation with applications to wavelet decomposition[C] // Proceedings of Conference Record of the 27th Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 40-44.

[18] LI C, ZHANG F. AVA inversion based on the L1-norm-based likelihood function and the total variation regularization constraint[J]. Geophysics, 2017, 82(3): 1-54.

[19] 王盼盼, 姚旭日, 刘雪峰, 等. 基于行扫描测量的运动目标压缩成像[J]. 物理学报, 2017, 66(1): 76-83.
WANG P P, YAO X R, LIU X F, et al. Motion target imaging using compress sensing[J]. Acta Physic Sinica, 2017, 66(1): 76-83 (in Chinese).

[20] HAUPT J, BAJWA W U, RAZ G, et al. Toeplitz compressed sensing matrices with applications to sparse channel estimation[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2010, 56(11): 5862-5875.

[21] RAUHUT H, ROMBERG J, TROPP J A. Restricted isometries for partial random circulant matrices[J]. Applied and Computational Harmonic Analysis, 2012, 32(2): 242-254.

[22] BARANIUK R, DAVENPORT M, DEVORE R, et al. A simple proof of the restricted isometry property for random matrices[J]. Constructive Approximation, 2008, 28(3): 253-263.

作者简介:
邱棚 男, 博士研究生。主要研究方向: 压缩感知、系统辨识、模型预测控制。
李鸣谦 男, 博士研究生。主要研究方向: 超声成像、声音定位。
姚旭日 男, 副研究员。主要研究方向: 鬼成像、超分辨成像、压缩成像。
翟光杰 男, 研究员。主要研究方向: 极弱光探测、计算成像、微重力科学。
王雪艳 女, 高级实验师。主要研究方向: 机器人运动控制、控制器设计。

Dynamic compression measurement identification algorithm of LPV model

QIU Peng^{1,2}, LI Mingqian^{1,2}, YAO Xuri², ZHAI Guangjie^{2,*}, WANG Xueyan³

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

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

3. Mechanical Electrical Engineering School, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100192, China)

Abstract: In solving the identification problem of linear parametric variation (LPV) model, the least squares algorithm is widely used due to the advantages of simple structure and low computational complexity. However, the results of least squares algorithm are subject to computational accuracy and model approximation accuracy, which are mutually exclusive in the same system. Therefore, there is always a certain error between the identification result and the true value of the algorithm. In addition, in the case of high-order LPV model identification or high sampling cost, the general model parameters are much more than the identification data. Consequently, it is difficult for the least squares algorithm to obtain stable identification results. The dynamic compression measurement identification (DCMI) algorithm proposed in this paper improves the system identification accuracy in this case from two aspects. First, the “uniform motion” and “non-uniform motion” models are used to represent the parametric function to improve the approximate accuracy of the model. Second, the under-sampling ability of the compressed sensing theory is utilized to improve the calculation accuracy of the parameters and expand the calculation scale of the model in the case of the same amount of data. The simulation results show that the proposed DCMI algorithm based on the “uniform motion” model can accurately identify the linear parametric function. Even in the case of insufficient identification data, the algorithm can still obtain stable identification results.

Keywords: system identification; compressed sensing; linear parametric variation (LPV); linear time-variant (LTV); orthogonal matching pursuit (OMP)

Received: 2018-08-29; **Accepted:** 2018-12-07; **Published online:** 2019-01-07 09:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190103.1538.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61605218); National Defense Science and Technology Innovation Foundation of Chinese Academy of Sciences (CXJJ-17S023)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0513

基于硬脂酸复合相变材料的被动热沉性能

赵亮, 邢玉明*, 刘鑫, 罗叶刚, 芮州峰

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 固液相变储能材料的被动热沉广泛应用于航空航天及军事装备领域。针对高热流密度电子芯片的被动温控问题, 对比实验验证了单温度和双温度 2 种数值模拟方法对基于泡沫铜/硬脂酸复合相变材料被动热沉控温过程模拟的准确性。结合基于 Maxwell-Garnett 模型的 EMT 建立了石墨烯纳米片/硬脂酸复合相变材料物性, 采用更为精确的双温度数值模拟方法分析了不同导热强化方式的控温效果, 并研究了环境温度对热沉控温效果的影响。结果表明: 高热流密度下的相变温控过程采用双温度数值模拟更为精确; 当导热增强体的体积组分相同时, 提高泡沫金属的孔密度对相变温控效果提升有限, 而同时采用泡沫金属与石墨烯纳米片能更有效改善相变控温效果; 环境温度的剧烈变化对温控时间和控温温度均能产生影响。

关 键 词: 被动热沉; 硬脂酸; 相变材料; 泡沫铜; 温控; 双温度能量方程

中图分类号: TK11⁺4; V19

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)05-0970-10

随着电子设备集成度的不断提高, 其温控问题越来越突出, 美国空军研究结果表明, 因为电子设备过热而引起的系统故障问题约占总故障的 55%^[1]。因此, 为保障电子设备的运行可靠性、性能稳定性和使用寿命, 需要研究更加高效的电子设备温控技术。

相比于主动温控技术^[2], 基于相变储能材料的被动式温控装置具有系统结构简单、运行可靠、无功耗等优点, 广泛应用于航空航天、军事装备等领域^[3]。但是大部分相变材料导热性能差制约了相变热沉的应用^[4], 为了提高其导热性能, 国内外学者采用金属翅片、泡沫金属、高导热纳米材料和泡沫石墨等强化相变材料^[5-6]。Baby 和 Balaji^[7]对比了相变热沉中添加针翅、板翅和不添加翅片的相变温控效果, 结果表明, 添加翅片能够有效降低模拟芯片的升温速率, 而且同体积组分情

况下, 添加针翅的控温效果最佳。Arshad 等^[8]研究发现相比于截面边长为 1 mm 和 3 mm 的方形针翅, 采用截面边长为 2 mm 的方形针翅的相变热沉综合控温效果最佳。吕又付等^[9]在相变材料中添加纳米二氧化硅能够有效提高相变材料对锂电池的控温效果。迟蓬涛等^[10]提出翅片-泡沫铜复合结构作为导热增强介质的概念, 并通过试验研究提出了翅片-泡沫铜/石蜡相变过程的无量纲数关系式。施尚等^[11]制备了 3 种不同孔隙率泡沫铜/石蜡复合相变材料, 实验结果表明基于复合相变材料的热管理系统性能优越于自然对流风冷系统。Li 等^[12]采用泡沫铜强化改性三水醋酸钠的导热性能, 测试结果表明泡沫铜能够将其导热性能提高 11 倍。Alshaer 等^[13]对比研究了纯石蜡、石蜡/泡沫石墨和石蜡 + 泡沫石墨 + 碳纳米管 3 种复合相变材料的温控效果。Wu 等^[14]研究了

收稿日期: 2018-09-03; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-21 16:07

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181219.1538.001.html

基金项目: 航空科学基金 (20172851018)

* 通信作者。E-mail: xym505@126.com

引用格式: 赵亮, 邢玉明, 刘鑫, 等. 基于硬脂酸复合相变材料的被动热沉性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 970-979. ZHAO L, XING Y M, LIU X, et al. Performance of a passive heat sink using stearic acid based composite as phase change material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 970-979 (in Chinese).

多种工况下基于石蜡/泡沫石墨的相变热沉的温控效果,并对温控过程中热沉的接触热阻进行了分析。Li 等^[15-16]以硬脂酸为相变材料,采用多壁碳纳米管、石墨烯纳米片、纳米石墨片等作为导热增强体制备了一系列复合相变材料,实验发现当导热增强体的体积组分相同时,添加纳米石墨片的复合相变材料储能/释能速率最大。

相变温控技术一直是国内外的研究热点,但是目前大多集中在相变材料制备、性能测试、相变过程传热传质现象及某一特定复合相变材料的应用研究^[17-19],对泡沫金属强化相变材料的数值模拟方法对比研究少见报道,对不同导热强化方式的复合相变材料温控效果研究较少。本文采用硬脂酸作为相变材料,分析了单温度数值模拟和双温度数值模拟 2 种方法的优劣,根据验证结果采用较为准确的双温度数值模拟方法讨论了不同导热强化方式对相变热沉的控温性能的影响,并研究了环境温度对相变热沉控温过程的影响。研究结果可为相变热沉的设计和性能优化提供指导。

1 模型

1.1 物理模型

为了研究基于硬脂酸的复合相变材料温控性能,建立如图 1 所示的物理模型, g 为重力加速度。相变热沉中填充体积为 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 21\text{ mm}$ 的复合相变材料,热沉壳体采用 2 mm 厚的 5052 铝合金材料,热沉底部采用 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 的薄膜加热片作为模拟均匀热流。

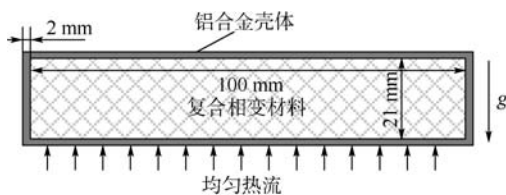


图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

1.2 数学模型

采用焓-多孔介质模型模拟相变热沉中复

合相变材料的熔化控温过程。对于石墨烯纳米片 (GnP) 强化的复合相变材料采用基于 Maxwell-Garnett 模型的 EMT 建立其物性参数。对于泡沫铜/硬脂酸复合相变材料分别采用单温度数值模拟和双温度数值模拟建立能量方程对比研究温控过程。同时在模型建立中做如下假设:①泡沫铜材料为均匀的各向同性材料;②GnP 在相变材料中均匀分布;③GnP 与相变材料之间无温差;④液相的相变材料因重力和密度差引起的对流效应采用 Boussinesq 假设,且流动为层流。

1.2.1 焓-多孔介质模型与熔化-凝固模型

连续方程:

$$\nabla \cdot V = 0 \quad (1)$$

动量方程 x 方向:

$$\rho_f \left(\frac{\partial u}{\partial t} + V \cdot \nabla u \right) = -\nabla P + \mu_f \nabla^2 u + A_m u \frac{(1-\lambda)^2}{\lambda^3 + \delta} - \left(\frac{\mu_f}{K} - \frac{\rho_f C_g |u|}{\sqrt{K}} \right) u \quad (2)$$

动量方程 y 方向:

$$\rho_f \left(\frac{\partial v}{\partial t} + V \cdot \nabla v \right) = -\nabla P + \mu_f \nabla^2 v + A_m v \frac{(1-\lambda)^2}{\lambda^3 + \delta} - \left(\frac{\mu_f}{K} - \frac{\rho_f C_g |v|}{\sqrt{K}} \right) v \quad (3)$$

动量方程 z 方向:

$$\rho_f \left(\frac{\partial w}{\partial t} + V \cdot \nabla w \right) = -\nabla P + \mu_f \nabla^2 w + A_m w \frac{(1-\lambda)^2}{\lambda^3 + \delta} - \left(\frac{\mu_f}{K} - \frac{\rho_f C_g |w|}{\sqrt{K}} \right) w + (\rho_f \beta) g (T - T_{int}) \quad (4)$$

单温度能量方程:

$$[\varepsilon \rho_f c_{pf} + (1-\varepsilon) \rho_s c_{ps}] \frac{\partial T}{\partial t} + \varepsilon \rho_f c_{ps} V \cdot \nabla T = k_{eff} \nabla^2 T + \varepsilon \rho_f \frac{\partial \lambda}{\partial t} \quad (5)$$

单温度能量方程中的泡沫金属基复合相变材料等效导热系数 k_{eff} 通常采用基于等效导热系数测量结果所得的经验公式进行设定,根据文献[20-23],本文采用经验公式为

$$k_{eff} = \frac{\left[k_f + \pi \left(\sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}} - \frac{1-\varepsilon}{3\pi} \right) (k_s - k_f) \right] \left[k_f + \frac{1-\varepsilon}{3} (k_s - k_f) \right]}{k_f + \left[\frac{4}{3} \sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}} (1-\varepsilon) + \pi \sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}} - (1-\varepsilon) \right] (k_s - k_f)} \quad (6)$$

双温度能量方程:

$$\varepsilon \rho_f c_{pf} \left(\frac{\partial T}{\partial t} + V \cdot \nabla T \right) + \varepsilon \rho_f L \frac{\partial \lambda}{\partial t} =$$

$$k_f \nabla^2 T + h_{sf} A_{sf} (T_f - T_s) \quad (7)$$

$$\varepsilon \rho_s c_{ps} \left(\frac{\partial T_s}{\partial t} \right) = k_s \nabla^2 T_s + h_{sf} A_{sf} (T_s - T_f) \quad (8)$$

式中: V 为速度矢量; u, v, w 分别为 x, y, z 的速度分量; T 为温度; t 为时间; 下标 f 和 s 分别表示相变材料与泡沫铜; k 为材料的导热系数; 下标 int 表示初始值; ρ 为密度; ε 为泡沫铜的孔隙率; μ 为相变材料的动力黏度; P 为压力; K 与 C_g 分别为泡沫铜材料对液相相变材料流动产生的惯性阻尼与黏性阻尼系数; c_p 为比热; L 为相变材料潜热; A_{sf} 是泡沫铜与相变材料换热面积; h_{sf} 是泡沫铜与相变材料之间的换热系数; A_m 为相变材料混合相常数, 一般取值范围为 $10^4 \sim 10^7$ [20-23], 本文中取值为 10^5 ; $\delta = 0.001$ 是为了避免分母为 0; β 为材料的热膨胀系数; 液相组分 λ 的定义如下:

$$\lambda = \begin{cases} 0 & T_f \leq T_{m1} \\ \frac{T_f - T_{m1}}{T_{m2} - T_{m1}} & T_{m1} \leq T_f \leq T_{m2} \\ 1 & T_{m2} \leq T_f \end{cases} \quad (9)$$

动量方程中的 K 与 C_g 定义如下 [24]:

$$d_p = 0.0254 / (\text{PPI}) \quad (10)$$

$$\frac{d_1}{d_p} = 1.18 \sqrt{\frac{1 - \varepsilon}{3\pi}} \left(\frac{1}{1 - e^{-(1-\varepsilon)/0.04}} \right) \quad (11)$$

$$\frac{K}{d_p^2} = 0.00073 (1 - \varepsilon)^{-0.224} \left(\frac{d_1}{d_p} \right)^{-1.11} \quad (12)$$

$$C_g = 0.00212 (1 - \varepsilon)^{-0.132} \left(\frac{d_1}{d_p} \right)^{-1.63} \quad (13)$$

式中: PPI 为泡沫铜材料的孔密度; d_1 与 d_p 为泡沫铜的微孔结构相关参数。

双温度能量方程中的泡沫铜与相变材料换热面积 A_{sf} 和换热系数 h_{sf} 定义如下 [24]:

$$A_{sf} = \frac{3\pi d_1}{d_p^2} \quad (14)$$

$$h_{sf} = \begin{cases} 0.76 Re_d^{0.4} Pr^{0.37} k_f / d_1 & 0 \leq Re_d < 40 \\ 0.52 Re_d^{0.5} Pr^{0.37} k_f / d_1 & 40 \leq Re_d < 10^3 \\ 0.26 Re_d^{0.6} Pr^{0.37} k_f / d_1 & 10^3 \leq Re_d \end{cases} \quad (15)$$

$$Re_d = \rho \sqrt{V^2} d_1 / (\varepsilon \mu) \quad (16)$$

式中: Re 为雷诺数, 下标 d 表示特征值为直径; Pr 为普朗特数。

1.2.2 EMT 模型

EMT 模型被证明在考虑不同形状因素的纳米粒子与周围相变材料的接触热阻情况下能够较为准确地预测纳米复合相变材料的等效导热系数 [25-27], 基于 EMT 模型和硬脂酸物性参数建立 GnP 与硬脂酸复合后的等效导热系数。

等效导热系数模型为

$$k_{eff2} = k_f \frac{3 + \varphi [2\chi_{11}(1 - L_{11}) + \chi_{33}(1 - L_{33})]}{3 - \varphi (2\chi_{11}L_{11} + \chi_{33}L_{33})} \quad (17)$$

式中:

$$\chi_{11} = \frac{k_{11}^c - k_f}{k_f + L_{11}(k_{11}^c - k_f)} \quad (18)$$

$$\chi_{33} = \frac{k_{33}^c - k_f}{k_f + L_{33}(k_{33}^c - k_f)} \quad (19)$$

$$L_{11} = \frac{a_s^2}{2(a_s^2 - 1)} - \frac{a_s}{2(1 - a_s^2)^{3/2}} \cos^{-1} a_s \quad (20)$$

$$L_{33} = 1 - 2L_{11} \quad (21)$$

$$a_s = l/d \quad (22)$$

式中: φ 为复合相变材料中纳米粒子的体积分数; k_{eff2} 为有机纳米复合相变材料的等效导热系数; k_f 为硬脂酸的导热系数; L_{11} 和 L_{33} 为形状因子; a_s 为纳米粒子的长径比; l 为纳米粒子长度; d 为纳米粒子直径; GnP 可看作厚度 1 nm, 直径 1 μm , 则 $a_s = 0.001$ 。 k_{11}^c 和 k_{33}^c 分别为硬脂酸与纳米粒子复合后的相变微单元体轴向和径向的等效导热系数:

$$k_{ii}^c = \frac{k_g}{[1 + \gamma L_{ii}(k_g/k_f)]} \quad i = 1, 2, 3 \quad (23)$$

$$\gamma = (1 + 2a_s) \frac{R_{Bd} k_f}{l} \quad (24)$$

式中: R_{Bd} 为纳米粒子与相变材料的接触热阻; k_g 为纳米粒子的导热系数, 根据文献 [25-27], 其值一般为 $10^{-8} \text{ m}^2 / (\text{K} \cdot \text{W})$ 量级, 在本文中, 其值为根据文献 [28] 所列参数反算得出。

1.2.3 纳米复合相变材料其他物性参数

对于基于硬脂酸的纳米复合相变材料, 其密度、显热、潜热、热膨胀系数根据以下公式计算得出:

$$\rho_2 = (1 - \varphi) \rho_f + \varphi \rho_g \quad (25)$$

$$c_p = (1 - \varphi) (c_p)_f + \varphi (c_p)_g \quad (26)$$

$$L = (1 - \varphi) (L)_f \quad (27)$$

$$\beta = (1 - \varphi) (\beta)_f + \varphi (\beta)_g \quad (28)$$

动力黏度根据 Krieger-Dougherty 模型为

$$\mu = \mu_f \left(1 - \frac{\varphi}{\varphi_{\max}} \right)^{-Q\varphi_{\max}} \quad (29)$$

式中: $\varphi_{\max}$ 与 Q 分别为最大填充因子和材料的特性黏度 [26, 29], 最大填充因子为 0.632, 特性黏度为 2.5。

2 实 验

2.1 实验材料

在相变热沉中采用的相变材料为分析纯度的硬脂酸, 采用差示扫描量热法 (Differential Scanning Calorimeter, DSC) (DSC214, 德国耐驰) 在氮

气气氛下以 3 K/min 的升温速率测试其潜热值如图 2 所示,导热增强体泡沫铜的孔密度为 20 PPI,孔隙率为 95%,相变材料硬脂酸的潜热值为 212.2 J/g。采用微过盈配合将其嵌入壁厚为 2 mm 的 5052 铝合金壳体中,再采用真空浸渍法将硬脂酸填充进泡沫铜中,最后利用真空电子束焊接进行封装。

根据 EMT 等模型所得出的复合相变材料及实验中所用的相关材料物性参数如表 1 所示。

2.2 实验系统

实验系统见图 3,为减少外界环境对相变温控过程的影响及简化温控过程数学模型边界条件,用 2 cm 厚的玻璃棉($k=0.049\sim0.042\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)包裹热沉,实现绝热条件;相变热沉底部粘贴如图 4 所示的 100 mm×100 mm 的薄膜电加热片作为模拟均匀发热的芯片。利用 9 个 PT100 热电阻测试控温过程中模拟芯片的温度变化情况,

测温点分布如图 4 所示。模拟芯片的温度为 9 个测温点温度的平均值。数据采集系统(研华科技 ADAM-4015 温度采集模块)以 2 s 一次的频率采集温度数据。

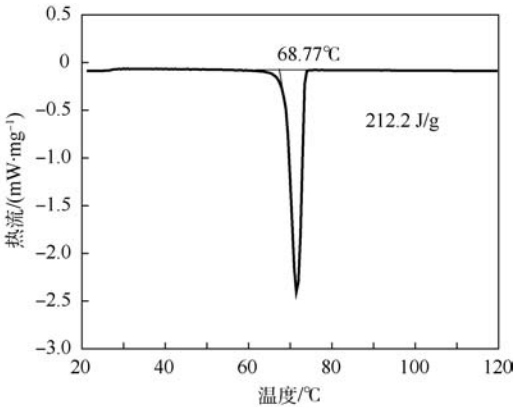


图 2 硬脂酸的 DSC 测试结果

Fig. 2 DSC measurement result of stearic acid

表 1 材料物性参数

Table 1 Physical property parameters of materials

参数	硬脂酸	GnP 体积分数		泡沫铜	5052 铝合金	GnP
		3%	5%			
$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	965	1 002.05	1 026.75	8 978	2 680	2 200
$k/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	0.172	0.998 6	1.526 455	387.6	156	3 500
$c_{p,\text{solid}}/(\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	2 830	2 764.39	2 293.15	381	947	0.643
$c_{p,\text{liquid}}/(\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	2 380	2 327.89	2 720.65			
$T_{\text{m}}/^{\circ}\text{C}$	68.77	68.77	68.77			
$\beta/(10^{-6}\text{K}^{-1})$	2 000	1 940	1 900			-0.7
$\mu/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1})$	0.008	0.010 89	0.013 6			
$L/(\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	212.2	205.834	201.59			

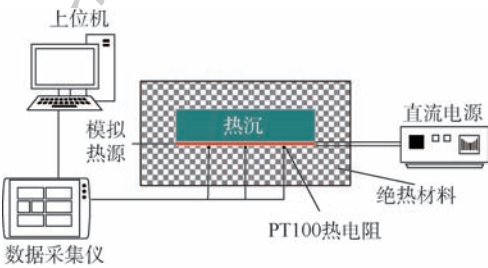


图 3 实验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of experimental system

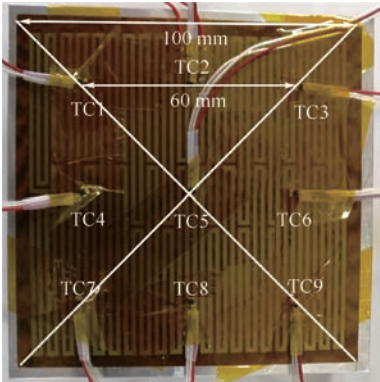


图 4 测温点分布

Fig. 4 Distribution of temperature measurement points

3 结果与讨论

3.1 模型验证

在数值模拟过程中,采用用户定义函数(User-Defined Function,UDF)编译泡沫铜等效导热系数及双温度能量方程中相变材料与泡沫铜之间的换热系数及换热面积。在实验结果与数值模拟结果对比验证之前,首先对网格无关性和时间步进行讨论,为减少计算量,选用模型对称的四分之一作为研究对象,网格量分别为 64 424、207 515、488 988 和 1 041 880,时间步长为 0.1、0.2、0.5 和 1 s。综合考虑计算效率和模拟精度,选用网格量为 207 515,时间步长为 0.2 s。

在对 2 种数值模拟方法进行验证时,热流分别设定为 2000、3000 和 4000 W/m²。实验结果与数值模拟结果对比图 5 所示。

如图 5 所示,相变温控过程一般可以分为 3 个阶段:预热阶段、相变阶段和过热阶段。模拟芯片的热量主要由相变材料的相变潜热吸收,如

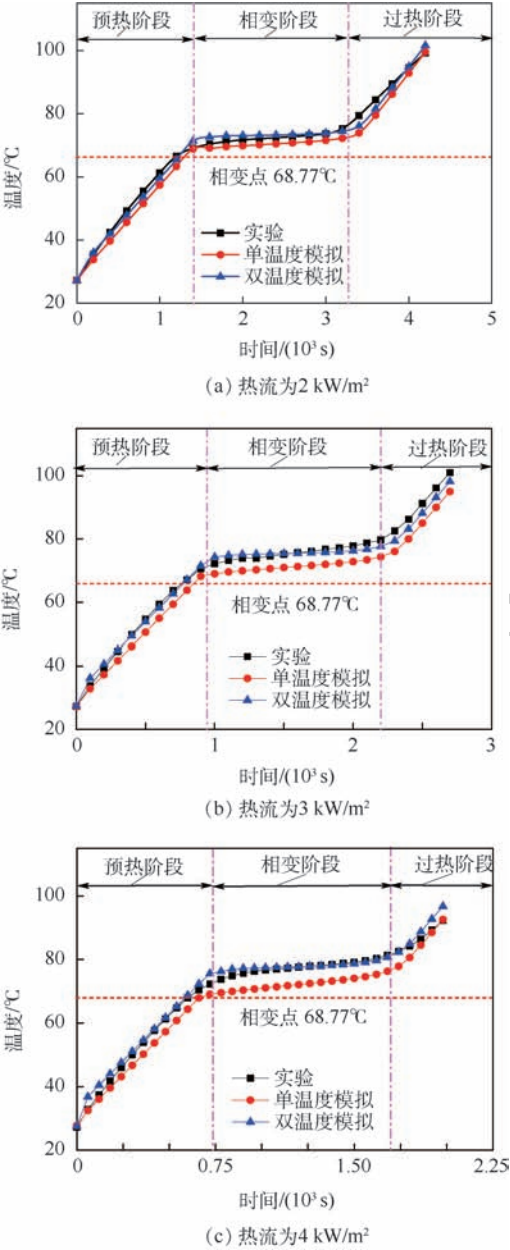


图 5 不同热流下模拟芯片升温
Fig. 5 Temperature rise of analogue chip at different heat fluxes

图 5(a) 所示,在 2 kW/m^2 的热流下,2 种数值模拟方法得到的芯片温度变化与实验结果较为吻合,而随着热流密度的增加,在 3 kW/m^2 和 4 kW/m^2 热流下,如图 5(b) 和 5(c) 所示,单温度数值模拟结果与实验结果在相变阶段的误差逐渐变大,其误差明显大于双温度数值模拟结果与实验结果的误差。相比于双温度数值模拟方法,单温度数值模拟方法将泡沫铜/硬脂酸复合相变材料假设是一种均匀介质,泡沫铜与硬脂酸之间温度相同,不存在热量交换。而随着热流的增加,单温度数值模拟方法的误差增大体现出泡沫铜与硬脂酸之间无温差假设局限性,而且随着热流逐渐

增加,其温差更不可忽略。因此相比单温度数值模拟方法,双温度数值模拟方法能够更精确地模拟泡沫金属基复合相变材料的温控过程。

在不同热流下,双温度数值模拟方法所得到的相变热沉控温过程温度变化结果与实验结果之间依旧存在一定的误差,这主要由 4 方面的原因引起:①双温度数值模拟方法中的绝热边界条件假设、同时忽略模拟芯片与热沉、热沉壳体与复合相变材料之间的热阻;②实验中的测量误差;③泡沫铜与硬脂酸的实际物性与数值模拟中所用参数之间的误差;④泡沫铜与硬脂酸复合过程中存在填充不充分、不均匀等制备问题。

在 3 种热流密度下,2 种数值模拟方法得到的相变温控过程中相变材料的液相组分变化如图 6 所示。由图 6 可知,在同一热流密度下,2 种数值模拟方法所得的相变材料液相组分变化曲线几乎完全重合,通过对比仿真结果数据,在相同热流密度下,单温度数值模拟的相变材料熔化起始时间要稍早于双温度数值模拟的相变材料熔化起始时间 20 s 左右,但 2 种模拟方法所得到的相变材料熔程相同。这主要是因为除了模拟芯片的均匀热流密度加热外,相变热沉与外界环境无其他热量交换,热量仅由复合相变材料吸收,因此,这种情况下泡沫金属与相变材料之间的热阻对相变温控过程中相变材料的液相组分变化几乎无影响。同时,这也说明对于泡沫金属强化相变材料采用瞬态平面热源法等方法测定的等效导热系数仅适用于低热流密度下的单温度数值模拟计算及复合相变材料热物性的对比分析。

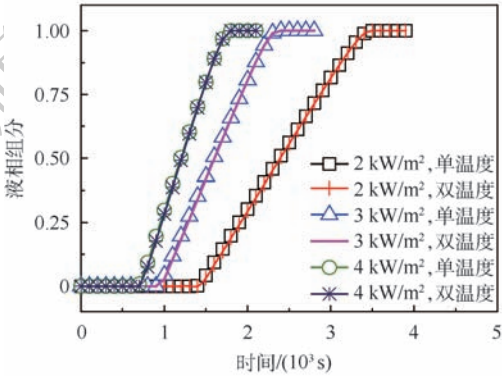


图 6 不同热流下复合相变材料液相组分变化
Fig. 6 Liquid phase fraction change of composite phase change materials at different heat fluxes

3.2 不同导热强化方式对温控性能的影响

根据 3.1 节对泡沫铜/硬脂酸复合相变材料温控性能的数值模拟验证可知,双温度数值模拟方法对泡沫金属基复合相变材料的温控过程模拟

更为准确,在较高的热流情况下,泡沫铜与相变材料之间的换热热阻不可忽略。根据双温度数值模拟方法中关于泡沫金属与相变材料的换热面积与换热系数经验公式可知,换热面积与泡沫金属结构相关,换热系数与相变材料物性相关,因此采用双温度数值模拟方法讨论同体积组分(同孔隙率)下不同 PPI 泡沫铜对温控性能的影响,再结合 EMT 模型讨论采用不同导热增强体的复合相变材料温控性能。

3.2.1 泡沫铜孔密度对温控性能的影响

当模拟芯片的热流较高时,泡沫铜与相变材料之间的温度差比较明显。当泡沫铜的体积组分(孔隙率)为定值时,根据双温度数值模拟中的换热面积和换热系数经验公式可知,增加泡沫铜的孔密度能够有效扩展泡沫铜与相变材料的有效换热面积。当 PPI 成倍增加时,根据式(14)可知换热面积也以相同的倍数增加。因此,分别设定模拟芯片的热流密度为 4、6 和 8 kW/m^2 ,当孔密度为 10、20、40 和 60 PPI 时,相变热沉温控过程温度变化如图 7 所示。

由图 7(a)可知,在热流为 4 kW/m^2 情况下,4 种 PPI 泡沫铜强化相变材料的热沉控温过程中温度变化曲线在预热阶段和过热阶段几乎完全重合,在相变阶段有细微的差异,说明在 4 kW/m^2 热流情况下,增加孔密度对相变热沉的温控效果无明显的改善效果。如图 7(b)所示,当热流增加到 6 kW/m^2 时,4 种 PPI 泡沫铜强化相变材料的热沉控温过程温度变化有一定差异,尤其在相变阶段,10 PPI 泡沫铜强化相变材料的热沉在控温过程中的模拟芯片温度稍高于其他 3 种 PPI 泡沫铜强化的相变材料被动热沉。但是整个控温过程中最大温差不超过 3℃。如图 7(c)所示,当热流增加为 8 kW/m^2 时,高 PPI 的泡沫铜强化效果逐渐明显,但是效果依旧有限,最大温差不超过 3.3℃。因此在强化相变材料采用同体积组分(孔隙率)泡沫铜时,通过提高 PPI 扩展泡沫材料与相变材料之间的换热面积,使其增加到原来的 2 倍、4 倍和 6 倍对基于复合相变材料的被动热沉控温效果提升十分有限。

通过对比图 7 中相变阶段起始点的温度可知,随着热流密度的增加,相变起始点的温度逐渐提高,过热度从 4 kW/m^2 热流下的 7.3℃ 增加到 6 kW/m^2 热流下的 10.68℃ 和 8 kW/m^2 热流下的 14.38℃,说明在较高热流的相变温控过程中需要充分考虑相变热沉控温过程的热阻,选用相变点较低的材料。

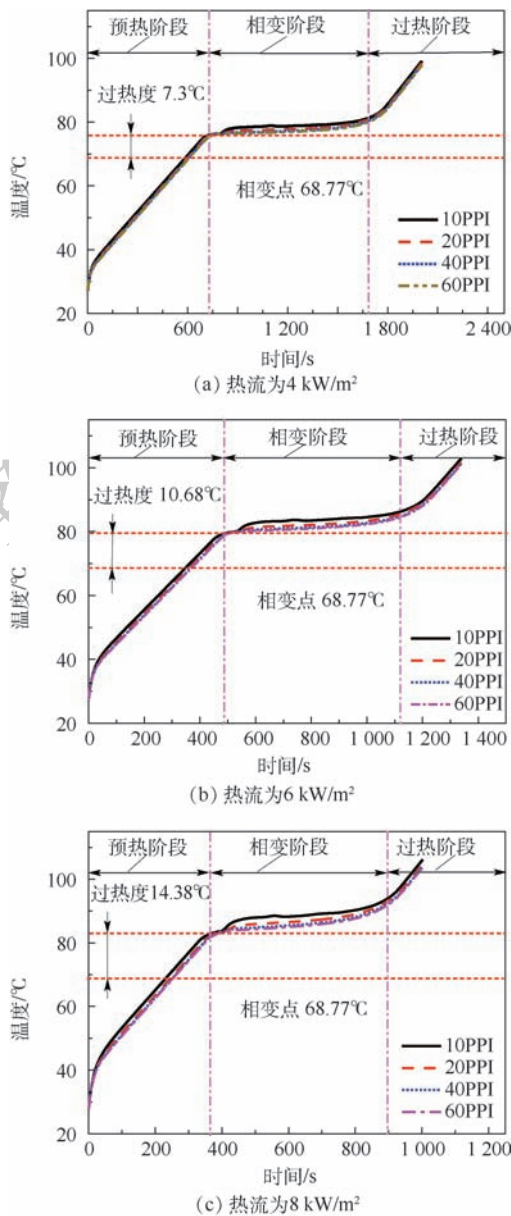


图 7 不同 PPI 泡沫铜强化相变材料热沉的模拟芯片升温

Fig. 7 Temperature rise of analogue chip with phase change materials based heat sink enhanced by different PPI copper foam

3.2.2 3 种不同导热强化方式对温控性能的影响

当热流密度为定值时,热沉的控温时间长短主要由相变材料在复合相变材料中的体积组分决定,不同的导热强化方式对相变温控过程中温度和相变材料熔化速率也有一定的影响,因此,假设相变导热增强体体积组分为 5%,对比孔隙率 95% 泡沫铜、孔隙率 98% 泡沫铜 + 3% GnP 与 5% GnP 三种复合相变材料的温控效果。数值模拟的热流密度为 4 kW/m^2 控温效果如图 8 所示。

由图 8 控温过程温度变化曲线可知,98% 泡沫铜 + 5% GnP 的组合温控效果最佳,在整个温控

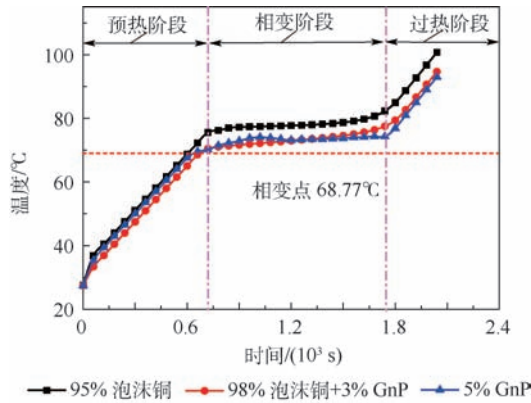


图 8 不同复合相变材料热沉的模拟芯片温升
Fig. 8 Temperature rise of film heater with different composite phase change materials based heat sink

的 3 个阶段,其模拟芯片的平均温度均低于 95% 泡沫铜 + 硬脂酸的复合相变材料的控温温度。根据式(14)、式(15)及 EMT 模型可知,虽然泡沫铜的孔隙率提高后降低了泡沫铜与复合相变材料的换热面积,但是添加 3% GnP 将硬脂酸的导热系数提高了 5.6 倍,使得泡沫铜与相变材料之间的换热系数能够成倍提高。因此在温控过程中,98% 泡沫铜 + 3% GnP 的组合能够具有更高的热扩散效率,进而能够将模拟芯片的温度控制的更低。而添加 5% GnP 的复合相变材料也显示出较好的控温效果,但是在相变阶段,模拟芯片的温度出现上下波动,这是由于添加体积分数 5% GnP 虽然增强了硬脂酸的导热系数,提高了黏度,但是液相的相变材料对流效应对相变温度分布仍具有较强的影响作用。图 9 为控温过程相变阶段 3 种相变温控装置中心截面上的温度分布,对比 3 个

时间点的温度云图可知,98% 泡沫铜 + 3% GnP 的组合其温度梯度最小,同时热沉底部模拟芯片的温度最低;而 5% GnP 的复合相变材料其温度分别受对流效应影响较大,随着控温过程的推进,复合相变材料温度分布出现数个高温的涡。95% 泡沫铜 + 硬脂酸的复合相变材料热沉在控温过程中其模拟芯片的温度明显高于前 2 种,其壳体与相变材料之间具有较大的温度梯度。

需要指出的是,添加 5% GnP 的复合相变材料其体积膨胀率与纯硬脂酸接近,因此,在实际应用过程中需要对热沉预留一定空隙防止热沉因相变材料固液体积差引起壳体变形,空穴效应会较为明显,空穴导致的热阻会使得其温控效果差于仿真结果。因此,3 种同体积组分导热增强体的组合中,98% 泡沫铜 + 3% GnP 的温控效果最佳。

图 10 为 3 种复合相变材料在温控过程中的液相组分变化,其变化趋势相同,曲线部分重合,主要区别为如图中所示放大的两部分,在相变温控过程中,添加体积组分为 5% GnP 的复合相变材料最先开始熔化,而 95% 泡沫铜的复合相变材料熔化起始点最晚;通过对比 3 种复合相变材料的熔化起始和结束时间可知 3 种复合相变材料的熔程长短几乎相同。这主要是由于相变温控装置除加热面外其他边界均为绝热边界条件,相同热流密度下,热量只能由复合相变材料的显热和潜热吸收。而热量主要由潜热吸收,因此熔化速率几乎相同,熔程长度也相同。液相组分变化的细微差异主要来自 3 种复合相变材料的物性差异。

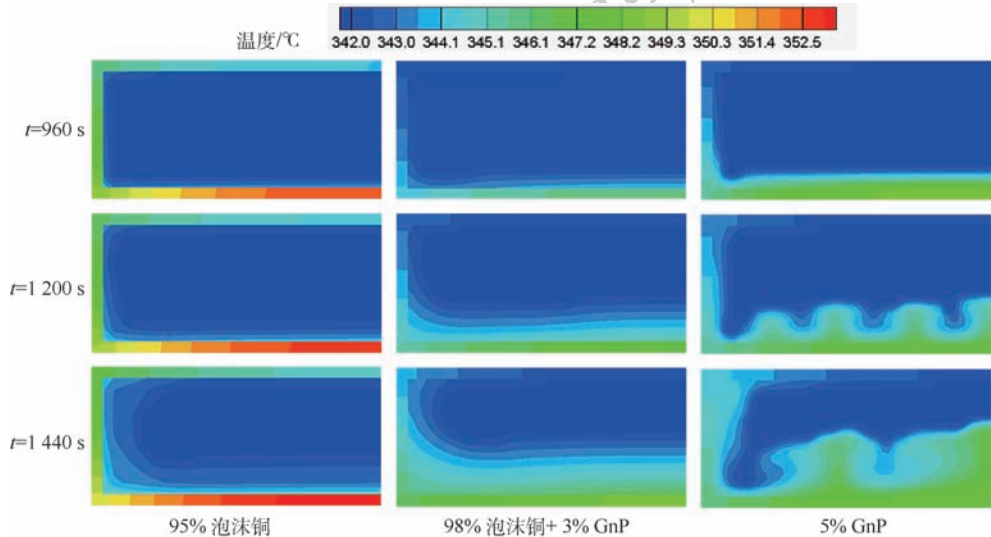


图 9 基于不同复合相变材料的热沉控温过程温度云图
Fig. 9 Temperature contour of temperature control process of heat sinks based on different composite phase change materials

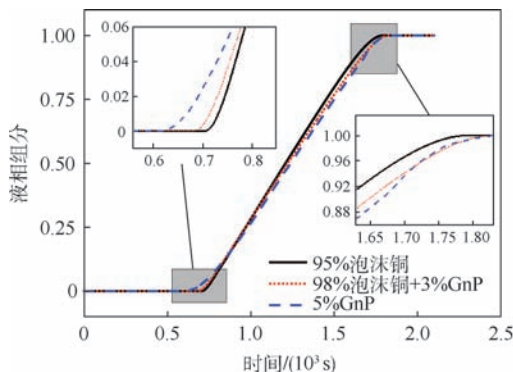


图10 不同复合相变材料的液相组分变化

Fig. 10 Liquid phase fraction change of different composite phase change materials

综合以上分析可知,对于同体积的相变温控装置,应该从扩展相变材料与导热增强体的传热面积和提高相变材料自身导热系数两方面综合考虑,优先采用如3.2.2节中所述的泡沫金属和纳米粒子同时强化的复合方式来提高温控效果。

3.3 环境温度对相变热沉温控效果的影响

环境温度变化是电子设备应用过程中常见的工况,将相变热沉试验件外部包裹的玻璃棉去掉后放置于高低温环境试验箱(上海一恒 BPH-120B)中,通过调节试验箱温度实现环境温度20、29、38和46℃,得到4 kW/m²热流下相变热沉的温控效果如图11所示。

由图11的相变热沉温控曲线可知,环境温度对相变热沉的控温时间和模拟芯片温度均能产生影响,图中以环境温度为20℃时控温曲线为例标出了相变温控过程的3个阶段,可见随着环境温度的提高,相变阶段逐渐提前发生,而且相变阶段的起始温度也逐渐提高,整个相变阶段随着环境温度的变化逐渐缩短。这是由于相变热沉采用5052铝合金进行封装,而且内部采用95%泡沫铜进行强化,参考如图9所示的相变过程温度云图

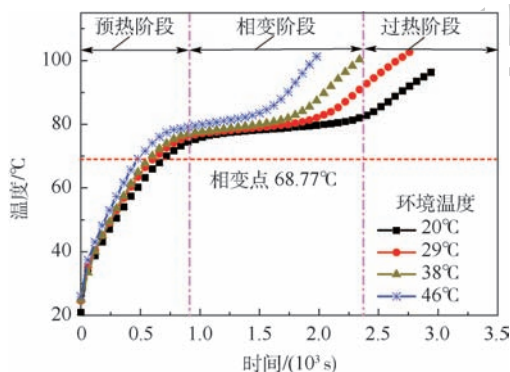


图11 环境温度对模拟芯片温升的影响

Fig. 11 Influence of ambient temperature on temperature rise of analogue chip

分布可知,在温控过程中整个装置的最大温差小于10℃,使得相变温控装置能够与外部环境产生充分的自然对流换热。因此,虽然自然对流换热系数较小,但是环境温度的剧烈变化仍能够对相变温控装置的温控过程产生一定的影响。

4 结论

本文对基于泡沫铜/硬脂酸复合相变材料温控装置在较高热流温控过程中的控温效果进行了实验研究和数值模拟,得到以下几点结论:

1) 当模拟芯片发热热流较大时,相比于单温度数值模拟方法,双温度数值模拟方法的误差更小,能够更准确地模拟基于泡沫铜/硬脂酸复合相变材料控温过程的温度变化。

2) 对于泡沫铜强化硬脂酸的复合相变材料,当其体积潜热值为定值时,应该从扩展相变材料与导热增强体的传热面积和强化相变材料导热性能两方面综合考虑,但是增大泡沫铜PPI对温控效果提升有限。同时采用泡沫铜和纳米强化的复合强化方式温控效果较好。

3) 基于相变材料的被动热沉在控温过程中,虽然自然对流换热系数较小,但是剧烈变化的环境温度会对被动热沉的控温效果产生影响。因此,在实际中需充分考虑相变热沉的应用工况。

参考文献 (References)

- [1] AVCI M, YAZICI M Y. An experimental study on effect of inclination angle on the performance of a PCM-based flat-type heat sink [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 131: 806-814.
- [2] WANG Y J, LUO Q H, CHEN X M. Advanced electronic cooling technologies [C] // 2009 Asia Pacific Conference on Postgraduate Research in Microelectronics & Electronics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 149-152.
- [3] LING Z Y, ZHANG Z G, SHI G Q, et al. Review on thermal management systems using phase change materials for electronic components, Li-ion batteries and photovoltaic modules [J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2014, 31 (2): 427-438.
- [4] MOHAMED S A, AL-SULAIMAN F A, IBRAHIM N I, et al. A review on current status and challenges of inorganic phase change materials for thermal energy storage systems [J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2017, 70: 1072-1089.
- [5] IBRAHIM N I, AL-SULAIMAN F A, RAHMAN S, et al. Heat transfer enhancement of phase change materials for thermal energy storage applications: A critical review [J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2017, 74: 26-50.
- [6] ZALBA B, JOSE M A MARIN, CABEZA L F, et al. Review on thermal energy storage with phase change: Materials, heat trans-

- fer analysis and applications[J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23(3): 251-283.
- [7] BABY R, BALAJI C. Experimental investigations on phase change material based finned heat sinks for electronic equipment cooling[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2011, 55(5): 1642-1649.
- [8] ARSHAD A, ALI H M, YAN W M, et al. An experimental study of enhanced heat sinks for thermal management using n-eicosane as phase change material[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 132: 52-66.
- [9] LV Y F, SITU W F, YANG X Q, et al. A novel nanosilica-enhanced phase change material with anti-leakage and anti-volume-changes properties for battery thermal management[J]. Energy Conversion & Management, 2018, 163: 250-259.
- [10] 迟蓬涛, 高红霞, 余建祖, 等. 翅片-泡沫铜复合结构的导热增强作用[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 854-860.
- CHI P T, GAO H X, YU J Z, et al. Heat transfer enhancement of fin-copper foam composite structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 854-860 (in Chinese).
- [11] 施尚, 余建祖, 陈梦东, 等. 基于泡沫铜/石蜡的锂电池热管理系统性能[J]. 化工学报, 2017, 68(7): 2678-2683.
- SHI S, YU J Z, CHEN M D, et al. Battery thermal management system using phase change materials and foam copper[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2017, 68(7): 2678-2683 (in Chinese).
- [12] LI T, WU D L, HE F, et al. Experimental investigation on copper foam/hydrated salt composite phase change material for thermal energy storage[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115: 148-157.
- [13] ALSHAER W G, NADA S A, RADY M A, et al. Numerical investigations of using carbon foam/PCM/Nano carbon tubes composites in thermal management of electronic equipment[J]. Energy Conversion & Management, 2015, 89: 873-884.
- [14] WU W X, ZHANG G Q, KE X F, et al. Preparation and thermal conductivity enhancement of composite phase change materials for electronic thermal management[J]. Energy Conversion & Management, 2015, 101: 278-284.
- [15] LI T, LEE J H, WANG R, et al. Heat transfer characteristics of phase change nanocomposite materials for thermal energy storage application[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 75: 1-11.
- [16] LI T, LEE J H, WANG R, et al. Enhancement of heat transfer for thermal energy storage application using stearic acid nanocomposite with multi-walled carbon nanotubes[J]. Energy, 2013, 55: 752-761.
- [17] AGYENIM F, HEWITT N, EAMES P, et al. A review of materials, heat transfer and phase change problem formulation for latent heat thermal energy storage systems (LHTESS)[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2010, 14(2): 615-628.
- [18] SHARMA A, TYAGI V V, CHEN C R, et al. Review on thermal energy storage with phase change materials and applications[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2009, 13(2): 318-345.
- [19] CUNHA J P D, EAMES P. Thermal energy storage for low and medium temperature applications using phase change materials - A review[J]. Applied Energy, 2016, 177: 227-238.
- [20] ZHENG H P, WANG C H, LIU Q M, et al. Thermal performance of copper foam/paraffin composite phase change material[J]. Energy Conversion & Management, 2018, 157: 372-381.
- [21] TIAN Y, ZHAO C Y. A numerical investigation of heat transfer in phase change materials (PCMs) embedded in porous metals[J]. Energy, 2011, 36(9): 5539-5546.
- [22] FENG S S, SHI M, LI Y F, et al. Pore-scale and volume-averaged numerical simulations of melting phase change heat transfer in finned metal foam[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2015, 90: 838-847.
- [23] HU X, PATNAIK S S. Modeling phase change material in micro-foam under constant temperature condition[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2014, 68(1): 677-682.
- [24] ZHANG P, MENG Z N, ZHU H, et al. Melting heat transfer characteristics of a composite phase change material fabricated by paraffin and metal foam[J]. Applied Energy, 2015, 182: 1971-1983.
- [25] FANG X, FAN L W, DING Q, et al. Increased thermal conductivity of eicosane-based composite phase change materials in the presence of graphene nanoplatelets[J]. Energy & Fuels, 2013, 27(7): 4041-4047.
- [26] KHODADADI J M, FAN L, BABAET H. Thermal conductivity enhancement of nanostructure-based colloidal suspensions utilized as phase change materials for thermal energy storage: A review[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2013, 24(10): 418-444.
- [27] HARISH S, OREJON D, TAKATA Y, et al. Thermal conductivity enhancement of lauric acid phase change nanocomposite with graphene nanoplatelets[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 80: 205-211.
- [28] DAS N, KOHNO M, TAKATA Y, et al. Enhanced melting behavior of carbon based phase change nanocomposites in horizontally oriented latent heat thermal energy storage system[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 125: 880-890.
- [29] KRIEGER I M, DOUGHERTY T J. A mechanism for non-newtonian flow in suspensions of rigid spheres[J]. Journal of Rheology, 1959, 3(1): 137-152.

作者简介:

赵亮 男, 博士研究生。主要研究方向: 固液相变温控技术。

邢玉明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 相变储能技术、两相流分析。

Performance of a passive heat sink using stearic acid based composite as phase change material

ZHAO Liang, XING Yuming^{*}, LIU Xin, LUO Yegang, RUI Zhoufeng

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The phase change material based passive heat sink is widely applied in the fields of aerospace and military equipment. To address the thermal management of electronic chip with high heat flux, the single temperature energy equation and the two temperature energy equation were applied to simulate the thermal management performance of the copper foam/stearic acid based heat sink, and their accuracy were validated by the lab-scale experiment. By combining with the thermal properties of grapheme nanoplatelets/stearic acid composite phase change material established by EMT based on Maxwell-Garnett model, the influence of different composition of thermal conductivity enhancement on the thermal performance of the heat sink was investigated. And the effect of the ambient temperature was studied. The results show that the two temperature energy equations can simulate more accurately when the heat flux of the chip is higher. When the volume fraction of the thermal conductivity enhancer is fixed, increasing pore density of copper foam has few improvement on the thermal management performance, while copper foam with GnP can effectively improve the thermal management performance of the heat sink. The serious change of ambient temperature can play an important role in the managed temperature and temperature control time.

Keywords: passive heat sink; stearic acid; phase change material; copper foam; thermal management; two temperature energy equation

Received: 2018-09-03; **Accepted:** 2018-11-30; **Published online:** 2018-12-21 16:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181219.1538.001.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20172851018)

*** Corresponding author.** E-mail: xym505@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0524

基于智能优化算法和有限元法的多线圈 均匀磁场优化设计



吕志峰, 张金生, 王仕成*, 赵欣, 李婷

(火箭军工程大学 精确制导与仿真实验室, 西安 710025)

摘 要: 针对多线圈均匀磁场优化设计中的高阶求导及优化结果可信度评估问题, 提出一种基于智能优化算法和有限元法相结合的多线圈均匀磁场优化设计方法。首先, 确定待优化参数, 并以磁场偏差率作为目标函数; 然后, 采用智能优化算法对目标函数进行寻优; 最后, 基于优化得到的结构参数, 建立相应的有限元仿真模型, 检验优化结果的可信度。以2组亥姆霍兹线圈的结构参数优化为例, 仿真结果表明, 本文方法求得的最优参数优于传统的求导方法寻优得到的参数, 且经过有限元法检验后, 该优化结果的可信度得到了确认。

关 键 词: 磁场均匀性; 优化设计; 智能优化算法; 有限元法; 可信度评估

中图分类号: V216.5⁺¹; TL62⁺²

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0980-09

磁场模拟装置在地磁导航等航空航天工程中具有重要的应用价值^[1-3]。理想的磁场模拟装置应能够在足够大的空间内产生高均匀度的磁场, 因此, 磁场均匀性是衡量磁场模拟装置性能的关键技术指标之一。近年来, 随着磁场模拟装置的应用领域越来越广泛, 其磁场分布的均匀性得到了越来越多科研工作者的重视^[4-6]。文献[4]基于亥姆霍兹线圈加工设计了一套磁场模拟装置, 并对磁场分布的均匀性进行了测试, 结果表明该装置基本能够满足地磁导航半实物仿真系统中的磁场模拟需求。文献[5]针对磁传感器标定环境中均匀磁场的要求, 对四线圈磁场分布的均匀性进行了仿真计算。文献[6]针对某型号光纤陀螺性能测试的要求, 设计了一套满足磁场分布均匀性要求的大型磁场模拟装置。

目前, 均匀磁场的产生主要依靠亥姆霍兹线

圈^[7-8]。随着工程应用对磁场均匀性的要求不断提高, 传统的亥姆霍兹线圈已经很难满足实际需求, 因此, 有学者提出采用共轴多组线圈组合的方式来提高磁场的均匀性^[9-11]。但是, 由于线圈组数增多, 如果各组线圈的位置、尺寸及匝数等参数设计不合理, 就会导致磁场的均匀区域大大减小, 这就需要对线圈的参数进行优化使其均匀区达到最大化。对于线圈参数的优化, 目前通常采用数学求导的方式求取最优参数, 但是线圈组数的增多会导致待优化变量也相应增加, 这就需要进行高阶求导, 如文献[11]对9线圈系统的参数进行优化, 进行了16阶求导; 文献[12]对四环圆形线圈的参数进行优化, 进行了8阶求导, 其计算较为复杂。因此, 如何避免对函数高阶求导是多线圈参数优化需要解决的一个问题。对此, 文献[13-14]提出采用差分进化算法对线圈的均匀磁场进行优

收稿日期: 2018-09-05; 录用日期: 2018-11-23; 网络出版时间: 2018-12-27 16:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.2210.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(11602296, 61503393)

*通信作者: E-mail: wshcheng@vip.163.com

引用格式: 吕志峰, 张金生, 王仕成, 等. 基于智能优化算法和有限元法的多线圈均匀磁场优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 980-988. LYU Z F, ZHANG J S, WANG S C, et al. Optimal design of multi-coil system for generating uniform magnetic field based on intelligent optimization algorithm and finite element method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 980-988 (in Chinese).

化设计,取得了较好的效果,但是智能优化算法普遍存在容易陷入局部最优的缺点,而上述研究未讨论寻优得到的结果是否为全局最优。另外,线圈参数的优化都基于解析式,很多学者直接以解析优化的结果作为最终参数,并根据这些参数加工制作磁场模拟装置,但是装置的最终性能与理论分析存在不同程度的偏差^[15-16]。分析原因,解析式是在理想化条件下推导出来的,基于解析式得到的优化结果的可信度如果未进行有效评估,一旦参数优化有误就会导致磁场的均匀性不理想,使已制作好的磁场模拟装置的均匀性无法满足要求,造成人力物力财力的浪费。因此,如何对优化结果的可信度进行有效评估也是线圈参数优化的重要一环。

鉴于此,本文提出一种基于智能优化算法的共轴多线圈参数优化方法,并通过 Ansoft Maxwell 软件,采用有限元法对优化结果的可信度进行检验与评估,从而为产生高均匀度磁场的磁场模拟装置的设计提供一种高可信度优化方法。

1 方形线圈均匀磁场的基本理论

目前,关于圆形亥姆霍兹线圈构建均匀磁场的研究较多,但是圆形线圈加工、固定等不方便,故在实际工程中多采用方形线圈用于模拟磁场。本文就以方形线圈为研究对象,对其磁场分布的均匀性进行分析研究。

1.1 方形线圈轴线上的磁场计算

首先分析单个方形线圈轴线的磁感应强度。假设方形线圈的边长为 $2l$,其中心为坐标原点 O ,水平向右为 x 轴的正方向,垂直于纸面向内为 y 轴的正方向, z 轴垂直于线圈平面且向上为正方向,电流方向为逆时针,与 z 轴正方向满足右手螺旋关系,线圈匝数为 N ,如图 1 所示。 $P(0,0,z)$ 为 z 轴上任意一点,那么根据毕奥-萨伐尔定律,可以

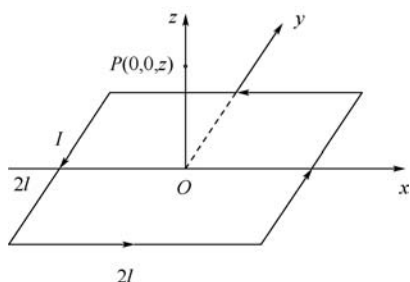


图 1 单个方形载流线圈

Fig.1 Single square current-carrying coil

求得 P 点处的磁场强度大小为

$$B(z) = \frac{2\mu_0 N I l^2}{\pi(l^2 + z^2)\sqrt{2l^2 + z^2}} \quad (1)$$

式中: $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ N} \cdot \text{A}^{-2}$ 为真空磁导率; I 为电流大小。

1.2 方形线圈均匀磁场的传统优化设计方法

目前,磁场的模拟主要依靠亥姆霍兹线圈。亥姆霍兹线圈是由一对相同线圈匝数、相同缠绕方式、同轴平行放置的线圈组成。首先以方形亥姆霍兹线圈轴线上的均匀磁场区域为研究对象,采用传统的优化方法对线圈参数进行优化。设有 2 个方形载流线圈 1 和线圈 2,其边长均为 $2l$,匝数均为 N ,所通电流 I 同向,线圈之间相距为 $2a$,以两线圈中心轴线的中点作为坐标原点 O ,如图 2 所示。

根据磁场的叠加原理及式(1)可知,两线圈在中心轴线上任意一点 $Q(0,0,z)$ 处产生的磁感应强度为

$$B(z) = \frac{2\mu_0 N I l^2}{\pi} \left\{ \frac{1}{[l^2 + (a+z)^2]\sqrt{2l^2 + (a+z)^2}} + \frac{1}{[l^2 + (a-z)^2]\sqrt{2l^2 + (a-z)^2}} \right\} \quad (2)$$

对 $B(z)$ 在中心点 O 附近进行泰勒展开,得

$$B(z) = B(0) + B'(0)z + \frac{B''(0)}{2}z^2 + \dots +$$

$$\frac{B^{(n)}(0)}{n!}z^n + \frac{B^{(n+1)}(\theta z)}{(n+1)!}z^{n+1} \quad 0 < \theta < 1 \quad (3)$$

从式(3)中可以看出,应尽可能使 $z=0$ 处的各阶导数均为 0,从而使中心点附近的磁感应强度 $B(z) \rightarrow B(0)$,进而使中心点附近的均匀磁场范围尽可能大。下面对式(2)进行一阶、二阶求导,分别为

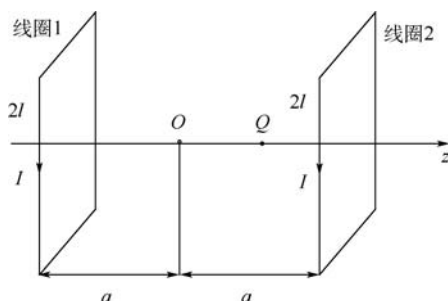


图 2 方形亥姆霍兹线圈示意图

Fig.2 Schematic diagram of square Helmholtz coil

$$\frac{dB}{dz} = \frac{2\mu_0 N I l^2}{\pi} \left\{ \frac{(a-z)[3(a-z)^2 + 5l^2]}{[l^2 + (a-z)^2]^2 [2l^2 + (a-z)^2]^{\frac{3}{2}}} - \frac{(a+z)[3(a+z)^2 + 5l^2]}{[l^2 + (a+z)^2]^2 [2l^2 + (a+z)^2]^{\frac{3}{2}}} \right\} \quad (4)$$

$$\frac{d^2 B}{dz^2} = \frac{4\mu_0 N I l^2}{\pi} \cdot \left\{ \frac{6(a-z)^6 + 18(a-z)^4 l^2 + 11(a-z)^2 - 5l^6}{[l^2 + (a-z)^2]^3 [2l^2 + (a-z)^2]^{\frac{5}{2}}} + \frac{6(a+z)^6 + 18(a+z)^4 l^2 + 11(a+z)^2 - 5l^6}{[l^2 + (a+z)^2]^3 [2l^2 + (a+z)^2]^{\frac{5}{2}}} \right\} \quad (5)$$

显然,由于 $B(z)$ 为偶函数,那么其在 $z=0$ 处的奇数阶导数均为 0,故 $dB/dz=0$ 自动满足。如果要使 $z=0$ 处的二阶导数 $d^2 B/dz^2=0$,则根据式(5)需要满足:

$$F(a) = 6a^6 + 18a^4 l^2 + 11a^2 - 5l^6 = 0 \quad (6)$$

经计算,可得 $a=0.5445l$,即当方形亥姆霍兹线圈参数之间的关系满足 $a=0.5445l$ 时,线圈轴线中心点附近的磁场均匀性最好。由式(2)可知,对于方形亥姆霍兹线圈, $B(z)$ 在 $z=0$ 处的各阶导数是否为 0 仅由间距参数 a 和边长参数 l 之间的关系决定,在满足 $d^2 B/dz^2=0$ 的情况下(即 $a=0.5445l$ 时), $d^{2n} B/dz^{2n} \neq 0 (n \geq 2, n \in \mathbf{Z})$,这就从根本上限制了方形亥姆霍兹线圈磁场均匀区域的大小。

鉴于此,可以采用多组线圈,通过增加参数的个数,使各参数之间满足一定的关系,使 $z=0$ 处的各阶导数尽可能多为 0,从而提高线圈磁场的均匀性。以两组方形亥姆霍兹线圈为例,4 个线圈的边长均为 $2l$,通入电流均为 I ,且电流方向相同。中间一组线圈之间的距离为 $2a_1$,线圈匝数均为 N_1 ,两侧一组线圈之间的距离为 $2a_2$,线圈匝数均为 N_2 ,且线圈 1、2 之间的距离与线圈 3、4 之间的距离相等,如图 3 所示。

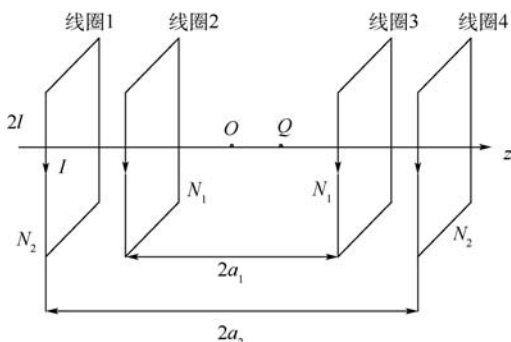


图 3 两组方形亥姆霍兹线圈示意图

Fig. 3 Schematic diagram of two sets of square Helmholtz coils

图 3 中线圈在中心轴线上任意一点 $Q(0,0,z)$ 处产生的磁感应强度为

$$B(z) = \frac{2\mu_0 I l^2}{\pi} \cdot$$

$$\left\{ \frac{N_1}{[l^2 + (a_1 + z)^2] \sqrt{2l^2 + (a_1 + z)^2}} + \frac{N_1}{[l^2 + (a_1 - z)^2] \sqrt{2l^2 + (a_1 - z)^2}} + \frac{N_2}{[l^2 + (a_2 + z)^2] \sqrt{2l^2 + (a_2 + z)^2}} + \frac{N_2}{[l^2 + (a_2 - z)^2] \sqrt{2l^2 + (a_2 - z)^2}} \right\} \quad (7)$$

对于式(7), $B(z)$ 在 $z=0$ 处的各阶导数是否为 0 由间距参数 a_1, a_2 与边长参数 l 之间的关系及匝数参数 N_1 与 N_2 之间的关系共同决定,故需要确定 3 组参数关系,即 $k_1 = a_1/l, k_2 = a_2/l, k_3 = N_1/N_2$,这 3 组参数关系的确定至少需要 3 个方程。由于 $B(z)$ 为偶函数,那么其在 $z=0$ 处的奇数阶导数均为 0,即 $dB/dz=0, d^3 B/dz^3=0, d^5 B/dz^5=0$ 自动满足。因此,需要通过 $d^2 B/dz^2=0, d^4 B/dz^4=0, d^6 B/dz^6=0$ 这 3 个方程共同确定这 3 组参数关系,从而使线圈在中心点附近的均匀磁场区域达到最大。式(5)是单组亥姆霍兹线圈的二阶导数,其求导已经较为复杂,那么对 2 组亥姆霍兹线圈(即式(7))求 6 阶导数必然会更加复杂,如果需要更大的磁场均匀区域就要采用更多组线圈,参数增多就要求更高阶导数,其计算复杂性可想而知。不难看出,在多组线圈均匀磁场优化设计过程中,如果仍采用传统的求导优化方法,势必会导致问题求解复杂化,因此,需要寻求一种新的解决方法以避免高阶求导。

另外,实际的磁场模拟装置都是由多匝线圈缠绕而成,故会形成一定的缠绕宽度和缠绕厚度,而传统的解析理论分析将线圈抽象为一根没有宽度和厚度的导线,即式(2)和式(7)是一种理想情况下的解析式,这就导致理论分析与工程实际存在一定的偏差。然而很多学者直接以解析式优化的结果作为最终参数,并根据这些参数加工制作磁场模拟装置,那么可能会导致最终的实际系统性能与理论分析出现较大偏差,因此还需要对解析式的优化结果的正确性进行检验与评估。

2 多线圈均匀磁场优化设计方法

2.1 智能优化算法基本理论

经典优化理论的局限性在于过度依赖优化问题的数学特征,但是,随着问题规模的扩大及问题种类的增多,实际优化问题的数学特征越来越难以得到。在数学知识尚未能提供理论支撑的情况下,针对复杂优化系统出现的大规模、强非线性、不可微等特征,经典优化理论的局限性越来越明显。因此,学者们在观察现实世界中存在的自发性优化现象的基础上,进行数学抽象以模拟该现象中的智能行为,提出了一类无需依赖优化问题数学特征的优化算法,这类算法统称为智能优化算法。目前,常用的智能优化算法有遗传算法、粒子群优化算法、蚁群算法、人工免疫算法、模拟退火算法、禁忌搜索等^[17],这些算法虽然模拟的个体或群体现象不同,但是其共同之处都是利用它们的智能特性和行为方式来解决实际优化问题。智能优化算法为解决复杂优化问题提供了一种新的解决途径。后续仿真实验中,本文将采用粒子群优化算法进行寻优。

2.2 磁场的有限元分析方法

麦克斯韦方程组是电磁场计算的基本出发点及核心。目前,磁场的计算主要有解析法和数值法。这2种方法的理论基础都是麦克斯韦方程组,但由于数学理论的局限性,对于复杂情况的磁场计算,需要通过一些近似处理才能得到其解析式,故解析法的计算精度相对较低。随着计算机硬件的迅猛发展,数值法被广泛应用于磁场的计算,其中最具代表性的就是有限元法。

有限元法是以变分原理为基础逐步发展起来的,其基本思想是把待求解场域剖分成若干个小单元,然后利用一定的线性算法来求解各单元,而求解这些小单元是很简单的,最后将所有单元的求解结果进行综合便可得到整个场域的数值解^[18]。从有限元法的基本思想可以看出,如果剖分的单元足够小,计算结果就会无限趋近于理论解,故有限元法的求解精度要高于解析法。从现有文献也可以看出,与解析法相比,有限元法的计算结果与实际系统的吻合度也较高^[19-20],正因如此,有限元法常常被用于校验解析计算结果的准确性。目前,世界上有多款电磁场有限元分析软

件,如美国的 Ansoft Maxwell、法国的 Flux、加拿大的 Infolytica 和日本的 JMAG 等,其中,Ansoft Maxwell 软件具有功能强大、计算结果精确、易于使用等优点,本文将采用这款软件用于磁场的有限元计算。

2.3 线圈均匀磁场优化设计流程

在实际情况下,对线圈的均匀磁场进行优化并不是要求磁场的均匀区域无限大,而是在满足我们的工程技术指标的前提下,使磁场的均匀区域尽可能最大化。

由 1.2 节可知,对于多组线圈结构参数的传统优化设计,其难点在于高阶求导,且基于解析法得到的优化结果的可信度有待确认,为此,本文提出一种基于智能优化算法和有限元法相结合的高可信度参数优化方法。首先,确定线圈的组数和待优化参数,同时,确定磁场均匀度指标,并以此作为待优化的目标函数。然后,采用智能优化算法对目标函数进行寻优,由于智能优化算法在寻优过程中具有随机性并容易陷入局部极值,可以采用蒙特卡罗方法进行多次智能寻优。若大部分优化结果较为集中,说明大部分寻优收敛到了全局最优附近,就以众多优化结果中的最优值作为最优参数;若大部分优化结果分散,说明寻优可能陷入了局部最优,即使是众多优化结果中的最优值,也无法保证其是全局最优,造成这种结果可能是因为种群规模太小,这时需要增加种群的数量,进而增加了潜在解的多样性,进行重新寻优,直到得到最优参数。由于智能优化算法寻优得到的线圈匝数比很可能不是整数比,而线圈的实际加工是以整数匝缠绕的,将匝数比近似成整数比后,在该匝数比的情况下,原来的间距比很有可能不再是最优间距比,因此,需要在该匝数比固定的情况下,进行重新寻优以调整间距比。得到最优参数后,需要判断该参数下磁场的均匀性指标是否满足工程要求,如果不满足要求,说明线圈组数不够多,需要增加线圈组数进行重新优化。最后,在智能寻优结果满足均匀性指标的情况下,采用有限元法对优化结果的可信度进行检验与评估。由于有限元仿真更加接近真实条件,故如果有限元计算结果不满足均匀性指标,说明按照智能寻优得到的最优参数加工成型的线圈很大程度上难以满足均匀性指标,因此仍然需要增加线圈组数重新优化,反之,即可确认智能优化算法寻优得到的参数为最优参数。整个优化流程如图 4 所示。

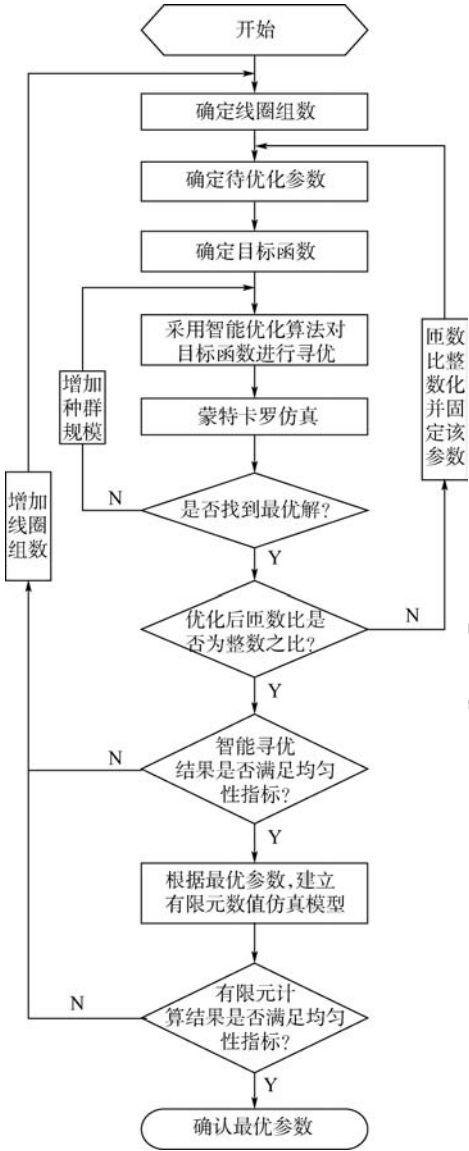


图4 参数优化流程图

Fig.4 Flowchart of parameter optimization

3 仿真分析

3.1 有效性验证

为了说明智能优化算法寻优与求导寻优的结果具有一致性,本文以单组亥姆霍兹线圈(如图2所示)的参数优化为例,采用2种不同的方法进行优化,将2种方法得到的结果进行对比。

首先,确定待优化参数及目标函数,由1.2节式(2)可知,待优化参数为 $k=a/l$,定义磁场偏差率 $f=|B(z)-B(0)|/B(0)$,并以此作为目标函数,即以中心点附近的磁感应强度 $B(z)$ 与中心点处的磁感应强度 $B(0)$ 之间的相对偏差为目标函数,当二者之间的偏差最小时,线圈产生的磁场最均匀。然后,采用智能优化算法对目标函数进行寻优,这里,智能优化算法选用粒子群优化算法,该算

法的基本思想是模拟鸟类的群体行为,具有群体智能、并行计算、快速收敛等优点^[17],在MATLAB环境下编程运行,求得最优参数为 $k=a/l=0.5464$ 。

由1.2节可知,求导寻优得到的最优参数为 $k=a/l=0.5445$,经计算,智能优化算法得到的最优参数与求导寻优得到的最优参数的相对偏差仅为0.35%。这里需要说明的是,智能优化算法是一种近似算法,其在有限的时间开销、资源消耗等成本约束下求得的是近似最优解,因此,2种结果出现一定的偏差是必然的,但是二者偏差仅为0.35%,可以看做2种方法的求解结果具有一致性。假设线圈的的半边长 $l=0.5\text{ m}$,那么在2种参数情况下,线圈中心轴线1 m长度范围内,以磁场偏差率 $f=|B(z)-B(0)|/B(0)$ 作为磁场均匀性评价指标进行定量计算,计算结果如表1所示。

从表1可以看出,本文方法和求导方法得到的参数下,相同范围内的线圈的磁场偏差率保持同一数量级且基本相近,这说明本文提出的方法是有效的,能够代替传统的求导寻优。

表1 单组线圈中心轴线磁场偏差率

Table 1 Magnetic field deviation rate of single set of coils along central axis

轴线长度/m	磁场偏差率	
	本文方法	传统求导方法
0.2	0.001 03	0.001 26
0.4	0.017 02	0.017 85
0.6	0.072 79	0.074 35
0.8	0.177 05	0.179 13
1	0.311 80	0.313 98

3.2 优势性验证

本文以2组亥姆霍兹线圈(如图3所示)的参数优化为例,通过与传统的求导方法进行对比说明本文所提方法具有一定的优势性。这里,假设均匀性指标为:沿着轴线方向,以轴线中点为中心的0.6倍线圈长度范围内,磁场偏差率小于0.05%。

3.2.1 两组亥姆霍兹线圈均匀磁场优化设计

首先采用本文提出的方法进行参数优化。以磁场偏差率 $f=|B(z)-B(0)|/B(0)$ 为目标函数,采用粒子群优化算法对如图3所示的2组亥姆霍兹线圈的结构参数进行优化,得到最优参数为 $k_1=a_1/l=0.2934$, $k_2=a_2/l=1.1014$, $k_3=N_1/N_2=0.4659$ 。由于线圈的匝数只能为整数,为了尽可能接近 $k_3=N_1/N_2=0.4659$,将匝数比设置为整数比 $k_3=N_1/N_2=7/15\approx0.4667$ 。固定该匝数比,按照图4所示流程图,对间距参数 k_1 和 k_2 进行再次寻优,得到最终的最优参数为 $k_1=a_1/l=$

0.294 2, $k_2 = a_2/l = 1.103\,0$, $k_3 = N_1/N_2 = 7/15$ 。

然后,采用传统的求导方法进行寻优,得到最优参数分别为 $k'_1 = a_1/l = 0.256\,2$, $k'_2 = a_2/l = 1.011\,0$, $k'_3 = N_1/N_2 = 0.423\,5 \approx 32/75$ 。

最后,在结构参数固定的情况下,调整电流的大小,使 2 种情况下中心点处产生的磁感应强度大小一致,从而更直观地体现 2 种情况下磁场均匀性的好坏。2 种情况的参数设置如表 2 所示。

按照表 2 的结构参数,将其代入式(7),通过 MATLAB 软件计算得到 2 种参数情况下线圈中心轴线上的磁场如图 5 所示。

从图 5 中可以定性看出,本文方法得到的磁场均匀性明显优于传统求导方法的磁场均匀性。为了定量说明本文方法具有优势,在图 5 所示的线圈中心轴线 1 m 长度范围内,以磁场偏差率 $f = |B(z) - B(0)|/B(0)$ 作为磁场均匀性评价指标进行定量计算,计算结果如表 3 所示。

表 2 本文方法与传统求导方法的结构参数
Table 2 Structural parameters of proposed method and traditional derivation method

结构参数	本文方法	传统求导方法
l/m	0.5	0.5
a_1/m	0.147 1	0.128 1
a_2/m	0.551 5	0.505 5
N_1	70	64
N_2	150	150
I/A	0.1	0.097 48

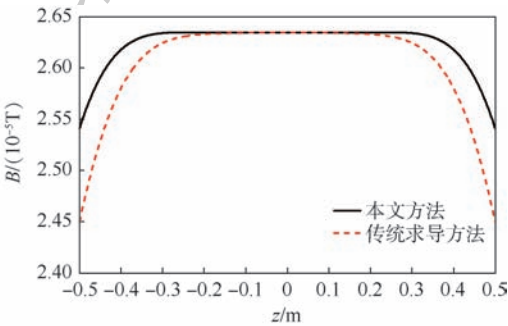


图 5 两种参数情况磁场分布均匀性对比
Fig. 5 Comparison of magnetic field distribution uniformity between two different parameters

表 3 两组线圈中心轴线磁场偏差率
Table 3 Magnetic field deviation rate of two sets of coils along central axis

轴线长度/m	磁场偏差率	
	本文方法	传统求导方法
0.2	$1.847\,1 \times 10^{-5}$	$1.261\,6 \times 10^{-4}$
0.4	$6.552\,9 \times 10^{-5}$	$6.298\,4 \times 10^{-4}$
0.6	$2.685\,1 \times 10^{-4}$	0.003 9
0.8	0.006 4	0.020 7
1	0.035 6	0.070 2

从表 3 可以定量看出,求导寻优得到的参数在 0.6 m 范围内无法满足磁场偏差率小于 0.05% 的均匀性指标,而智能优化算法寻优得到的参数能够满足。在轴线长度 0.2、0.4 和 0.6 m 的范围内,传统求导方法与本文方法的磁场偏差率不在同一数量级,二者的比值分别为 6.83、9.61、14.52,采用本文方法求得的结构参数明显优于传统的求导寻优结果,且由中点沿轴线向两侧延伸,本文方法的优势越发明显。

3.2.2 最优参数的可信度检验与评估

下面采用有限元法对智能优化算法得到的最优参数的可信度进行检验与评估,同时,为了进一步说明智能寻优优于传统的求导寻优,本文在这部分对求导寻优得到的参数也进行有限元仿真,比较二者在更真实的仿真情况下的磁场分布。

按照表 2 所示的结构参数,在 Ansoft Maxwell 软件中建立如图 6 所示的有限元数值仿真模型,其中,为了更符合工程实际情况,线圈的缠绕宽度设定为 10 mm,缠绕厚度设定为 4 mm,方形线圈 4 个直角处均以半径为 50 mm、R 角为 90°的圆弧平滑过渡。通过有限元计算,得到本文方法参数和求导方法参数下 xOy 平面和 xOz 平面的磁场分布情况,如图 7 所示。

从图 7 可以看出,在 xOy 平面和 xOz 平面中心区域的很大范围内,无论是本文方法还是传统的求导优化方法,磁场都呈现高度均匀分布,为了更直观地比较 2 种方法磁场分布的均匀性,取 z 轴 1 m 长度范围内的磁场进行考察,将 Ansoft Maxwell 软件中的仿真结果导出,在 MATLAB 中作图,结果如图 8 所示。

对比图 8 和图 5 可以看出,有限元法求得的中心点处的磁感应强度大小与解析式求得的结果存在一定的偏差:在智能优化参数下,二者的相对偏差为 5.51%;在求导优化参数下,二者的相对偏差为 4.55%。这说明纯解析计算与接近实际情况的有限元计算存在一定的偏差,通过优化算法得到的结果的可信度必须经过检验与评估。

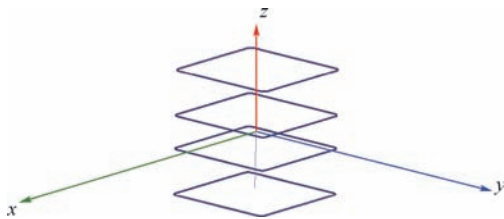
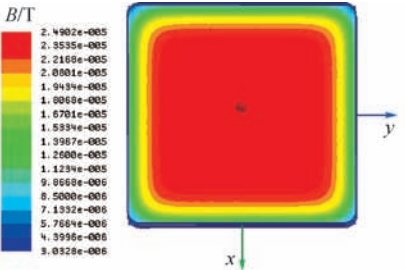
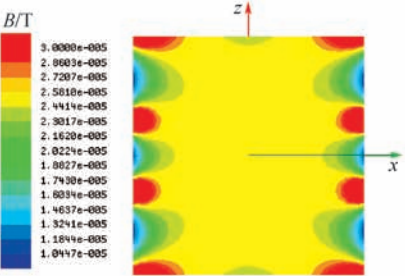


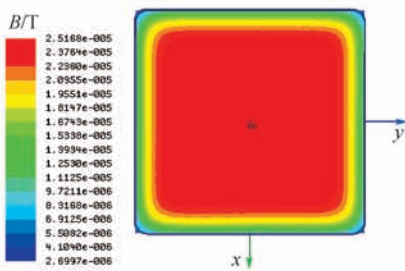
图 6 两组亥姆霍兹线圈三维数值仿真模型
Fig. 6 Three-dimensional numerical simulation models of two sets of Helmholtz coils



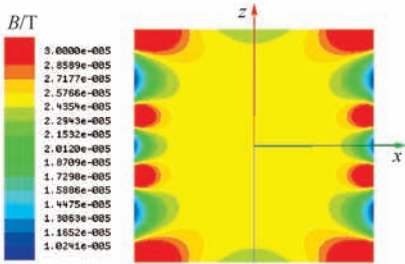
(a) 本文方法参数下xOy平面磁场分布



(b) 本文方法参数下xOz平面磁场分布



(c) 传统求导方法参数下xOy平面磁场分布



(d) 传统求导方法参数下xOz平面磁场分布

图 7 不同平面磁场分布

Fig. 7 Magnetic field distribution in different planes

这里,主要关注的是磁场的均匀性指标。从图 8 可以看出,单就磁场的均匀性而言,有限元法计算得到的轴线中心点附近的磁场依然具有良好的均匀性。根据图 8 中的仿真数据,将磁场均匀性进行量化,计算磁场偏差率,将本文方法参数和传统求导方法参数下的有限元计算结果进行比较,如表 4 所示。

从表 4 可以看出,在考虑了线圈缠绕宽度、缠绕厚度及 R 角的情况下,智能优化算法参数下的有限元仿真结果依然满足磁场偏差率小于 0.05%

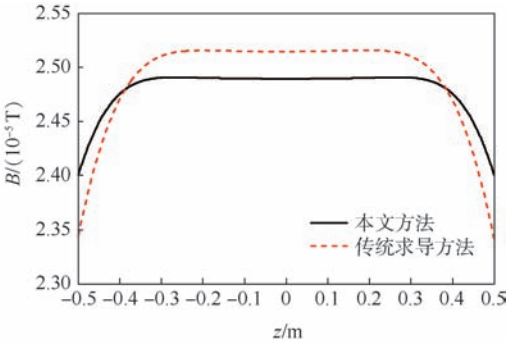


图 8 z 轴磁场分布

Fig. 8 Magnetic field distribution in z axis

表 4 有限元仿真计算得到的磁场偏差率

Table 4 Magnetic field deviation rate calculated by finite element simulation

轴线长度/m	磁场偏差率	
	本文方法	传统求导方法
0.2	8.3268×10^{-5}	9.2408×10^{-5}
0.4	3.2363×10^{-4}	3.7401×10^{-4}
0.6	3.9642×10^{-4}	0.0017
0.8	0.0056	0.0174
1	0.0359	0.0678

的均匀性指标,因此,该结构参数可以得到确认。另外,在轴线长度 0.2 m 和 0.4 m 的范围内,传统求导方法与智能优化算法的磁场偏差率相差很小,可以看做基本一致,但是在轴线长度 0.6 m 的范围内,二者的比值达到了 4.29,这与 3.2.1 节中仿真结论“由中点沿轴线向两侧延伸,本文方法的优势越发明显”相一致,说明智能优化算法优于传统的求导寻优。

4 结 论

针对多线圈均匀磁场优化设计中的高阶求导及优化结果可信度评估问题,本文提出一种基于智能优化算法和有限元法的多线圈均匀磁场优化设计方法,主要得到以下结论:

- 1) 较传统的亥姆霍兹线圈,多线圈系统能够扩大磁场的均匀区域,但是其参数优化设计如果仍采用传统的求导优化方法,会增加问题求解的复杂度。
- 2) 在多线圈系统的参数优化问题中,本文方法要优于传统的求导寻优,对于 2 组方形亥姆霍兹线圈,在其中心轴线长度为线圈边长的 0.2 倍、0.4 倍和 0.6 倍的范围内,传统求导方法与本文方法的磁场偏差率不在同一数量级,二者的比值分别为 6.83、9.61、14.52,说明由中点沿轴线向两侧延伸,本文方法的优势越发明显。

3) 通过引入有限元法进行验证,一方面能够对本文方法求得的参数的可信度进行检验与评估,另一方面也验证了本文方法优于传统的求导寻优。

参考文献 (References)

- [1] BATISTA D S, GRANZIERA F, TOSIN M C, et al. Three-axial Helmholtz coil design and validation for aerospace applications [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2018, 54(1): 392-403.
- [2] HURTADO-VELASCO R, GONZALEZ-LLORENTE J. Simulation of the magnetic field generated by square shape Helmholtz coils [J]. Applied Mathematical Modelling, 2016, 40(23-24): 9835-9847.
- [3] 吕志峰, 张金生, 王仕成, 等. 高精度地磁场模拟系统的设计与研究 [J]. 宇航学报, 2014, 35(11): 1284-1290.
LV Z F, ZHANG J S, WANG S C, et al. Design and research of high-accuracy geomagnetic field intensity simulation system [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(11): 1284-1290 (in Chinese).
- [4] 吕志峰, 贺浩, 张金生, 等. 仿真地磁的磁场模拟装置 [J]. 电光与控制, 2014, 21(6): 76-80.
LÜ Z F, HE H, ZHANG J S, et al. A magnetic field generating device used for simulation of magnetic field [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(6): 76-80 (in Chinese).
- [5] 侯兴哲, 余慈拱, 付志红, 等. 单层方体四线圈均匀磁场源理论计算与仿真 [J]. 磁性材料及器件, 2013, 44(5): 8-11.
HOU X Z, YU C G, FU Z H, et al. Theoretical calculation and simulation of homogeneous magnetic field source of monolayer four square [J]. Journal of Magnetic Materials and Devices, 2013, 44(5): 8-11 (in Chinese).
- [6] 黄松涛, 张伟, 张鹏飞, 等. 基于亥姆霍兹线圈的大尺寸均匀电磁场模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 203-208.
HUANG S T, ZHANG W, ZHANG P F, et al. Large scale uniform electromagnetic field simulation based on Helmholtz coil [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 203-208 (in Chinese).
- [7] 宋新昌. 亥姆霍兹线圈及麦克斯韦线圈磁场分布及均匀性比较 [J]. 磁性材料及器件, 2016, 47(5): 16-18.
SONG X C. Comparison of magnetic field distribution and homogeneity between Helmholtz coil and Maxwell coil [J]. Journal of Magnetic Materials and Devices, 2016, 47(5): 16-18 (in Chinese).
- [8] ABBOTT J J. Parametric design of tri-axial nested Helmholtz coils [J]. Review of Scientific Instruments, 2015, 86(5): 054701.
- [9] CHEN J, WANG D, WANG Y, et al. An improved 3-D magnetic field generator with larger uniform region [J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2016, 26(7): 1-5.
- [10] BARANOVA V E, BARANOV P F, MURAVYOV S V, et al. The production of a uniform magnetic field using a system of axial coils for calibrating magnetometers [J]. Measurement Techniques, 2015, 58(5): 550-555.
- [11] 胡朝晖, 穆维维, 吴文峰, 等. 产生匀强磁场的圆柱形线圈组设计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3): 454-461.
HU Z H, MU W W, WU W F, et al. Design method of cylindrical coil systems for generating uniform magnetic field [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 454-461 (in Chinese).
- [12] 宋新昌. Barker 线圈匀强磁场分析 [J]. 舰船电子工程, 2016, 36(6): 141-145.
SONG X C. Analysis of Barker magnetic field coils with high homogeneity [J]. Ship Electronic Engineering, 2016, 36(6): 141-145 (in Chinese).
- [13] 王志锋, 刘大明. 基于差分进化的共面矩形线圈均匀磁场优化 [J]. 船电技术, 2012, 32(12): 29-31.
WANG Z F, LIU D M. Optimization of uniform field of rectangular coil by differential evolution [J]. Marine Electric & Electronic Engineering, 2012, 32(12): 29-31 (in Chinese).
- [14] 徐杰, 朱显桥. 一种研究系统内均匀磁场的新方法 [J]. 舰船电子工程, 2013, 33(8): 157-160.
XU J, ZHU X Q. A new method of investigating the systemic uniform magnetic field [J]. Ship Electronic Engineering, 2013, 33(8): 157-160 (in Chinese).
- [15] 许森. 三轴磁场模拟装置的设计 [D]. 上海: 上海交通大学, 2012: 51-52.
XU M. The design of three-axis magnetic field simulation device [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2012: 51-52 (in Chinese).
- [16] 刘颖玮, 胡长德, 朱砂. 地磁仿真环境系统的构建 [J]. 电子测量技术, 2010, 33(1): 4-7.
LIU Y W, HU C D, ZHU S. Foundation of kind of magnetic environment simulation [J]. Electronic Measurement Technology, 2010, 33(1): 4-7 (in Chinese).
- [17] 余胜威. MATLAB 优化算法案例分析与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2014: 156-157.
YU S W. Case analysis and application of MATLAB optimization algorithm [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014: 156-157 (in Chinese).
- [18] 陈浩, 徐敏, 谢亮, 等. 保形网格策略在 CFD/CSD 耦合中的应用 [J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(5): 732-738.
CHEN H, XU M, XIE L, et al. Applying shape preserving grid deformation to CFD/CSD coupling [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(5): 732-738 (in Chinese).
- [19] 武建安, 吴祖河, 王亨, 等. 基于有限元仿真的磁感应肿瘤治疗设备线圈优化设计 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2016, 56(4): 406-410.
WU J A, WU Z H, WANG H, et al. Optimization of a coil design for magnetic hyperthermia treatment based on the finite element method [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2016, 56(4): 406-410 (in Chinese).
- [20] 任吉刚, 罗震, 李洋, 等. 基于有限元的铁磁物质电阻点焊磁场分布分析 [J]. 焊接学报, 2015, 36(8): 47-50.
REN J G, LUO Z, LI Y, et al. Magnetic field distribution of ferromagnetic workpieces resistance spot welding based on finite element [J]. Transactions of the China Welding Institution, 2015, 36(8): 47-50 (in Chinese).

作者简介:

吕志峰 男,博士研究生。主要研究方向:地磁导航及其半实物仿真系统,导航、制导与仿真。

王仕成 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:导航、制导与仿真。

Optimal design of multi-coil system for generating uniform magnetic field based on intelligent optimization algorithm and finite element method

LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng*, ZHAO Xin, LI Ting

(Precision Guidance and Simulation Lab, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To solve the problem of high-order derivation and reliability evaluation of optimization results in the multi-coil system magnetic field uniformity optimization design, an optimization design method based on intelligent optimization algorithm and finite element method is proposed. First, the parameters to be optimized are determined, and the magnetic field deviation rate is taken as the objective function. Then, the objective function is optimized by the intelligent optimization algorithm. Finally, based on the optimized structural parameters, the corresponding finite element numerical simulation model is established to verify the reliability of the optimization results. The structural parameters of two sets of Helmholtz coils are optimized. The simulation results show that the optimal parameters obtained by the proposed method are superior to the parameters obtained by traditional derivation method. And the reliability of the optimization results is confirmed by the finite element numerical method.

Keywords: magnetic field uniformity; optimization design; intelligent optimization algorithm; finite element method; credibility assessment

Received: 2018-09-05; Accepted: 2018-11-23; Published online: 2018-12-27 16:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.2210.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11602296,61503393)

* Corresponding author. E-mail: wshcheng@vip.163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0525

进气道结构对固体冲压发动机补燃室燃烧及内壁流场的影响



王金金¹, 查柏林^{1,*}, 张炜¹, 惠哲¹, 苏庆东¹, 何齐²

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025; 2. 南昌航空大学 测试与光电工程学院, 南昌 330063)

摘 要: 为研究进气道结构对固体冲压发动机补燃室燃烧及内壁烧蚀的影响, 采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 单步涡耗散燃烧模型与 KING 硼粒子点火燃烧模型, 开展了双下侧 90° 进气结构和双侧 180° 进气结构固体冲压发动机补燃室内燃气燃烧数值模拟, 对比分析了补燃室燃气燃烧流场特征和内壁烧蚀环境特征。结果表明: 双侧 180° 进气结构在补燃室中形成大漩涡, 有利于燃气与空气的掺混燃烧, 至补燃室出口位置, 总燃烧效率超过 90%, 且该结构有效减少了粒子对内壁的冲刷侵蚀; 在双下侧 90° 进气结构补燃室中, 凝聚相粒子和燃气贴近补燃室一侧运动, 导致氧气浓度和温度分布不均, 不利于燃气的掺混燃烧, 总燃烧效率为 74%, 在远离补燃室进气道一侧形成高温热烧蚀、高浓度粒子侵蚀、高速射流冲刷和热应力集中的综合破坏; 双侧 180° 进气结构的固体冲压发动机补燃室总体性能优于双下侧 90° 进气结构的冲压发动机补燃室。

关 键 词: 固体冲压发动机; 补燃室; 进气道结构; 燃烧效率; 烧蚀

中图分类号: V438

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0989-10

固体冲压发动机具有结构简单、比冲高、质量轻等优点^[1], 是现代火箭技术中应用非常广泛的动力装置。在固体冲压发动机的研究过程中, 补燃室综合性能的研究对提高固体冲压发动机性能具有重要意义。

为研究补燃室综合性能, 1989 年, Cherng 等^[2]利用 SIMPLE 算法研究了不同进气道角度和进气道位置对补燃室内燃烧的影响, 结果表明, 通过优化圆顶高度和入口流动角, 可以提高混合效率和燃烧效率, 且仿真结果和试验结果吻合。1995 年, 董岩等^[3]采用二维 $k-\varepsilon$ 模型对固体冲压发动机补燃室二次燃烧进行了数值模拟, 结果表明, 经数值模拟设计的二次燃烧补燃室构型比普

通补燃室构型燃烧效率有明显提高。2001 年, Stowe^[4]对补燃室内的两相流化学反应进行了数值模拟, 结果表明, 采用两相化学燃烧时, 燃烧效率误差为 16%, 而纯气相燃烧模拟时的误差会超过 27%。2011 年, 刘杰等^[5]将旋转射流技术引入固体冲压发动机设计中, 开展了旋转进气和补燃室含硼一次燃气三维反应流场仿真研究, 研究发现存在一个最佳进气角, 可以使燃烧效率最大, 且一次旋流数增加可以促进二次燃烧。2014 年, 胡旭等^[6]对不同进气道结构下的固体冲压发动机补燃室二次燃烧性能进行了仿真研究, 得到进气结构对补燃室性能的影响规律, 其中, 对称进气结构有助于燃气与空气的掺混燃烧。2015 年, 王洪

收稿日期: 2018-09-05; 录用日期: 2019-01-11; 网络出版时间: 2019-02-22 11:42

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190221.1809.007.html

基金项目: 火炸药重大专项

* 通信作者: E-mail: zhabailin@163.com

引用格式: 王金金, 查柏林, 张炜, 等. 进气道结构对固体冲压发动机补燃室燃烧及内壁流场的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 989-998. WANG J J, ZHA B L, ZHANG W, et al. Effect of air-inlet structures on combustion and flow field of inner wall in secondary combustion chamber of solid rocket ramjet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 989-998 (in Chinese).

远等^[7]研究了空气旋转进气对含硼固体冲压发动机二次燃烧性能的影响,研究表明旋流进气方式减小了硼颗粒点火时间,在旋流数为 0.385 时,点火时间最小。2016 年,巩伦昆等^[8]研究了结构尺寸对固体燃料冲压发动机燃速影响,结果表明,结构尺寸中突扩比对燃速起着关键的作用,燃气燃烧速率与突扩比近似呈线性关系。2017 年,王洪远和唐田田^[9]对含铝颗粒固体燃料冲压发动机燃烧速率特性进行了分析,仿真结果表明,在补燃室燃烧过程中,影响平均燃速的因素由强到弱依次为来流空气质量流量、铝颗粒含量、来流空气总温以及铝颗粒直径。2018 年,李唯暄等^[10]研究了旋流燃烧室构型对固体燃料冲压发动机自持燃烧性能的影响,仿真以及实验结果表明,在旋流工况下,相对台阶高度对火焰稳定以及燃烧特性有显著影响,相对台阶高度的改变对特征速度与推力的作用不大,而在无旋工况下,特征速度和推力则随相对台阶高度的增加而增加。

综上所述,目前针对固体冲压发动机补燃室相关的研究,主要集中于提高补燃室燃烧效率上,包括在补燃室结构设计^[11-13]、硼颗粒点火燃烧^[14-16]、推进剂配方^[17]等,其中补燃室结构设计包括改变一次燃气出口的角度和数目,空气进气道的压力、射流的速度、方向、进气角度^[10,12,18],空气与燃料的比值^[19-20]等。但是,关于固体冲压发动机振动环境^[21]、热防护^[22]和烧蚀条件^[23-24]等研究相对较少,而补燃室绝热层耐烧蚀性能是影响补燃室综合性能的重要指标之一。

因此,为研究不同进气道结构对固冲发动机二次燃烧和内壁烧蚀环境的影响,本文采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型、单步涡耗散燃烧模型以及 KING 硼粒子点火燃烧模型,对目前导弹应用比较广泛的双下侧 90° 进气结构和双侧 180° 进气结构冲压发动机补燃室掺混燃烧进行数值模拟,对比分析两种进气道结构对补燃室燃气掺混燃烧和内壁烧蚀的影响,为固体冲压发动机结构设计提供参考。

1 物理模型

两种不同进气道的补燃室结构简图及主要尺寸如图 1 所示。Case 1 为双下侧 90° 进气结构,进气道间的夹角为 90° ; Case 2 为双侧 180° 进气结构,进气道间夹角为 180° 。补燃室结构尺寸参考文献[6],一次燃气由直径为 40 mm 的圆形喷口沿轴线方向进入补燃室。

为简化模型,对补燃室中的内流场作如下假设:

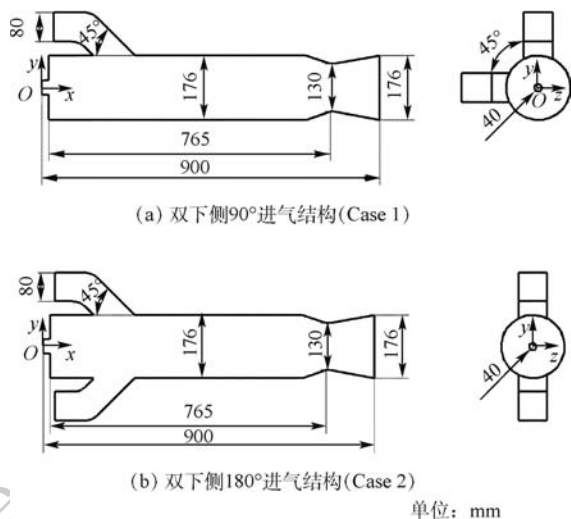


图 1 两种不同进气道结构的补燃室结构简图
Fig. 1 Structure diagram of secondary combustion chamber under two air-inlet structures

- 1) 补燃室内气相射流为准定常流动,忽略燃气与补燃室壁面的热交换作用。
- 2) 补燃室燃气为理想气体,服从理想气体状态方程 $pV = nRT$ 。

2 计算模型

本文采用 CFD 数值模拟方法分析进气道结构对补燃室掺混燃烧的影响。为降低计算难度,补燃室内的湍流流场和组分燃烧采用三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解^[24],即

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W dV + \int_{\Omega} (F(W) - G(W)) n dS = \int_{\Omega} H dV \quad (1)$$

式中: W 为守恒向量; V 为流体微元; n 为法向方向; $F(W)$ 和 $G(W)$ 为无黏和黏性通量; dS 为矢量面积元; H 为化学反应模型或体积力的源向量。

2.1 湍流模型

目前雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解中,常用的湍流模型有 $k-\varepsilon$ 湍流模型、 $k-\omega$ 湍流模型、雷诺应力模型等。由于 $k-\varepsilon$ 湍流模型具有收敛稳定、精度适当、计算量小等优点,成为 CFD 分析中应用最广的湍流模型。在计算精度要求相对较小时, $k-\varepsilon$ 湍流模型满足大部分计算要求^[23],故本文通过自编程 CFD 数值模拟方法,采用基于密度的 $k-\varepsilon$ 湍流模型进行计算,并考虑辐射对流场的影响。在该模型中,湍流输运方程可表示成湍流能量输运方程和能量耗散方程:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = G_b + G_k - \rho \varepsilon - Y_k + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \varepsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) = G_\varepsilon + D_\varepsilon - Y_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中: μ 为流体动力黏度; μ_t 为湍流黏性系数; u_j 为速度在 j 上的分量; k 为湍动能; ε 为湍动能耗散率; σ_k 和 σ_ε 为 k 和 ε 引起的正应力; ρ 为流体密度; G_k 为湍动能的产生项; G_ε 为湍动能耗散率 ε 的产生项; D_ε 为交叉扩散项; Y_M 为可压湍流中脉动扩张的贡献; Y_k 和 Y_ε 分别为 k 和 ε 由于湍流产生的耗散项; G_b 为浮力引起的湍流动能 k 的产生项; S_k 和 S_ε 为自定义的源项。

2.2 燃烧模型

由于补燃室中流场流动比较复杂, 为方便计算其中的化学反应过程, 实现各组分净反应速率的有效控制, 采用单步涡耗散燃烧模型^[18]。主要的气相化学燃烧反应为



凝聚相颗粒点火燃烧模型主要有 L-W 模型和 KING 硼颗粒点火模型。目前由于 KING 模型的数学表达更容易表征一些关键的物理化学参数, 因而在硼颗粒点火计算中被广泛应用。而发动机实际工作过程中, 高速射流对硼颗粒表面液态层产生气动剥蚀效应, 促进了硼颗粒的点火燃烧。结合文献[6]中推导的气动剥蚀计算, 在原有 KING 模型的基础上, 加入高速射流对硼颗粒表面氧化层厚度的影响, 硼颗粒氧化层厚度随时间的变化关系为

$$\frac{dx}{dt} = \frac{(R_B/2 - R_E - R_H) M_{\text{B}_2\text{O}_3}}{4\pi r_B^2 \rho_{\text{B}_2\text{O}_3}} + \frac{\tau(x_1^2 \sin \phi_1 + x_2 \sin \phi_2)}{2\mu_{\text{B}_2\text{O}_3} r_B^2 (\cos \phi_1 - \cos \phi_2)} \quad (5)$$

式中: r_B 为硼颗粒的半径; x 为硼颗粒氧化层厚度; τ 为黏性应力分量; $\mu_{\text{B}_2\text{O}_3}$ 为液态 B_2O_3 黏性; $\rho_{\text{B}_2\text{O}_3}$ 为 B_2O_3 密度; $M_{\text{B}_2\text{O}_3}$ 为 B_2O_3 摩尔质量; R_B 、 R_E 和 R_H 分别为硼消耗速率、 B_2O_3 蒸发速率和 B_2O_3 与水的反应速率; ϕ_1 和 ϕ_2 为剥离角度。

硼的燃烧速率为

$$v_B = 4\pi r_B D \ln(1 + 0.667\omega_{\text{O}_2})/t \quad (6)$$

式中: ω_{O_2} 为颗粒周围环境气体中 O_2 的质量分数; 扩散系数 $D = 1.5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ 。

2.3 边界条件类型

一次燃气入口和空气入口均采用质量流量入口, 为简化计算, 一次燃气入口由 H_2 、 H_2O 、 CO 、 CO_2 和 N_2 组成, 各成分的质量百分比分别为 10%、1%、47%、1% 和 41%, 总质量流量为 2.4 kg/s, 硼颗粒

含量为燃气的 35%, 燃气温度为 1 800 K; 空气入口的质量流量为 4 kg/s、总温为 573 K, 氧含量为 23%。根据文献[6], 凝聚相粒子的粒径设为 5 μm ; 补燃室内壁采用绝热无滑移壁面条件(见图 2); 各组分质量梯度和压力梯度为 0; 补燃室出口采用压力出口边界, 压强和温度分别为 1 atm (1 atm = 1.01 kPa) 和 300 K。

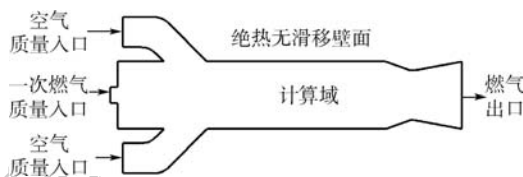


图 2 边界条件
Fig. 2 Boundary condition

2.4 燃烧效率表征方法

喷管出口截面燃烧效率反映了补燃室结构、一次燃气进气、冲压空气进气对燃烧的综合影响。截面燃烧效率通过截面的组分燃烧完成率来表示。任意截面处的气相组分二次燃烧效率为

$$\eta_{i,g} = 1 - \frac{\int_A \rho_{i,g} \mu_{i,g} \omega_{i,g} dA}{\dot{m}_{i,g}} \quad (7)$$

式中: $\eta_{i,g}$ 、 $\rho_{i,g}$ 、 $\mu_{i,g}$ 、 $\omega_{i,g}$ 和 $\dot{m}_{i,g}$ 分别为对应截面上第 i 种可燃气体的燃烧效率、密度、黏性系数、质量分数和入口的总质量流量; A 为积分截面。

气相燃气的总燃烧效率为

$$\eta_g = \frac{Q_{\text{CO}} \lambda \eta_{\text{CO}} + Q_{\text{H}_2} (1 - \lambda) \eta_{\text{H}_2}}{Q_{\text{CO}} \lambda + Q_{\text{H}_2} (1 - \lambda)} \quad (8)$$

式中: Q_{CO} 和 Q_{H_2} 分别为 CO 和 H_2 的燃烧热值; η_{H_2} 和 η_{CO} 分别为 H_2 和 CO 的燃烧效率; λ 为 CO 的在气相组分中占的质量百分比。

任意截面处硼颗粒的二次燃烧效率 η_B 为

$$\eta_B = 1 - \left(\int_A \dot{m}_B dA \right) / \dot{m}_{\text{Bin}} \quad (9)$$

式中: $\dot{m}_{\text{Bin}}$ 为燃气入口处硼颗粒质量流量; $\dot{m}_B$ 为该截面上硼颗粒残余质量流量。任意截面处的燃烧总效率 η 为

$$\eta = \frac{\beta Q_{\text{CO}} \lambda \eta_{\text{CO}} + \beta Q_{\text{H}_2} \lambda \eta_{\text{H}_2} + (1 - \beta) Q_B \eta_B}{[Q_{\text{CO}} \lambda + Q_{\text{H}_2} (1 - \lambda)] \beta + Q_B (1 - \beta)} \quad (10)$$

式中: Q_B 为硼的燃烧热值; β 为气相组分占的质量比。

2.5 网格划分及无关性验证

图 3 为固体冲压发动机补燃室的网格分布。根据固体冲压发动机补燃室的结构特点, 补燃室纵向采用双重 O 型网格划分。由于燃气发生器出口射流速度组分相对复杂, 对燃烧室出口、补燃室内壁等区域进行加密处理。

为验证计算的准确性和可靠性,需对网格进行验证。图 4 给出了网格无关性验证结果,当网格节点数大于 120 万时,网格节点数对壁面平均气膜有效度几乎没有影响,因此选用 150 万网格计算。

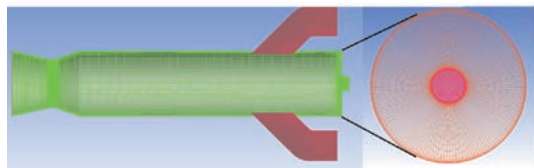


图 3 网格划分

Fig. 3 Mesh partition

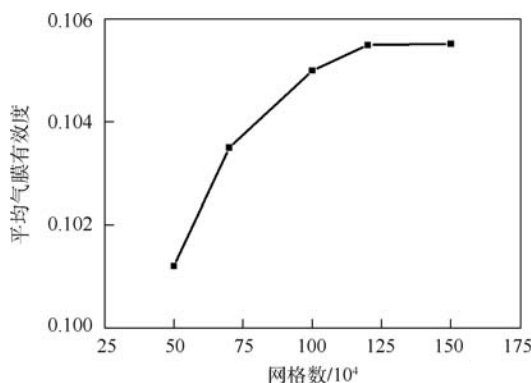


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independency verification

3 计算结果与分析

3.1 补燃室流场特征分析

图 5 为补燃室内不同截面处的 O_2 浓度分布,截面间相距 100 mm。从图中可以看出,两种结构中,截面内 O_2 浓度分布不均,呈轴对称分布,富氧区紧靠进气道一侧。其中,Case 1 富氧区呈“C”字形分布,至补燃室出口位置,富氧区 O_2 浓度依然比较高,与贫氧区形成较大浓度差。Case 2 中,进气道出口位置富氧区 O_2 浓度较高,随着向补燃室下游发展,富氧区 O_2 浓度逐渐降低,至补燃出口位置,富氧区 O_2 浓度降低,贫氧区 O_2 浓度增加。结果说明 Case 2 有利于空气中的 O_2 与一次燃气的有效混合。

图 6 为补燃室内温度分布。从图中可以看出,两种结构补燃室头部温度约为 2 200 K。整个补燃室中, O_2 浓度分布与温度分布形成互补,呈现出高温区 O_2 浓度低,低温区 O_2 浓度高的特点。其中,Case 1 中高温区保持单侧分布,最高温度超过 2 500 K;Case 2 从空气入口至补燃室出口,温度逐步混合均匀,仅小部分区域温度稍高,与 Case 1 相比较,温度相对均匀。Case 2 有利于补燃室温度的扩散。

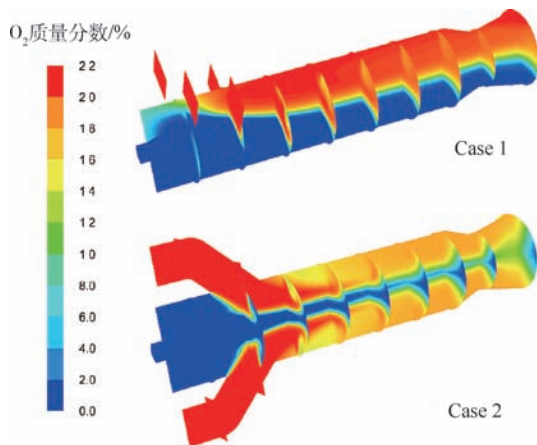
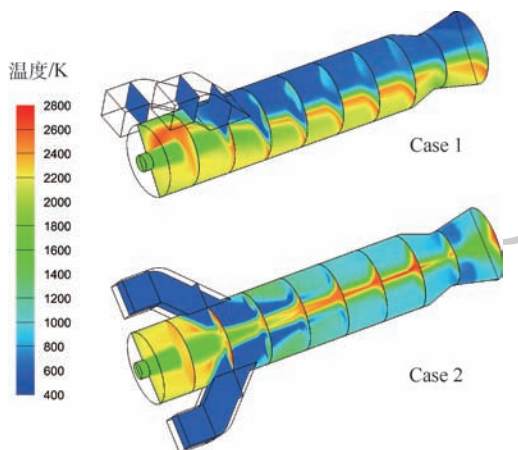
图 5 补燃室内 O_2 浓度分布Fig. 5 O_2 concentration distribution in secondary combustion chamber

图 6 补燃室内温度分布

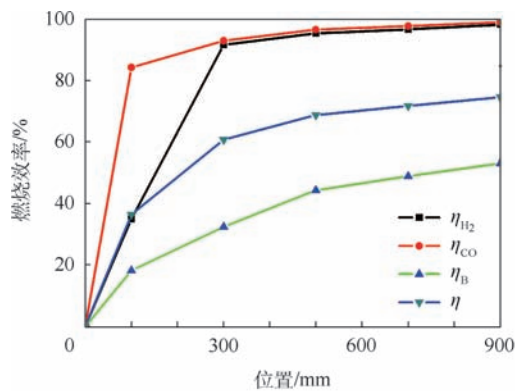
Fig. 6 Temperature distribution in secondary combustion chamber

综上,Case 1 中,一次燃气与空气相互分离, O_2 浓度分布和温度分布互补;Case 2 中,燃气的温度分布和 O_2 浓度分布逐渐趋于均匀。结果表明,与 Case 1 相比,Case 2 更有利于空气与一次燃气的掺混,且有利于温度的扩散。

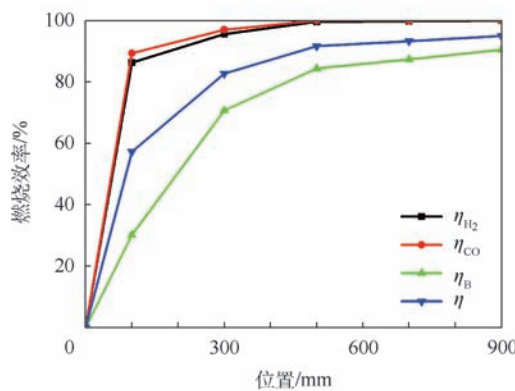
3.2 补燃室燃烧效率分析

图 7 为两种补燃室不同截面位置的燃烧效率对比。从图中可以看出,至距补燃室头部 300 mm 位置,两种结构中的气相组分燃烧效率超过 90%,说明气相化学反应主要集中在补燃室头部位置。另外,从图 7 还可以看出,至补燃室出口截面,Case 1 的总燃烧效率为 74%,Case 2 的总燃烧效率超过 95%,Case 2 的燃烧效率高于 Case 1。结果说明双侧 180°进气结构冲压发动机补燃室中,一次燃气与空气得到了更加充分的掺混和燃烧,总燃烧效率更高。

固体冲压发动机补燃室内的流动存在头部回



(a) Case 1



(b) Case 2

图 7 补燃室不同截面燃气成分燃烧效率

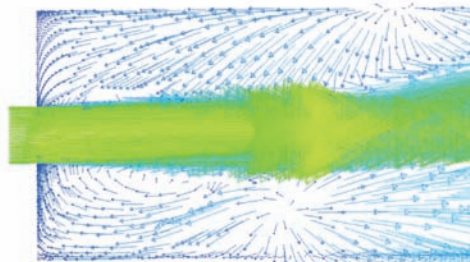
Fig. 7 Combustion efficiency of gas components with different cross sections

流和轴向涡流。头部回流是由一次燃烧轴向流动过程中形成的引射抽吸作用形成的,头部回流在补燃室掺混燃烧中发挥重要作用。图 8 为补燃室头部对称截面上的射流速度矢量图。由图可知,空气射流和燃气对冲后,一部分空气在进气道出口位置形成小涡旋,大部分空气与中心一次燃气冲击后分流。其中一部分空气形成逆向回流,回到补燃室头部,形成较强的回流区漩涡,并与轴向运动的一次燃气发生激烈的摩擦卷吸作用。对比图 8 中 Case 1 和 Case 2 两种补燃室头部涡旋可以看出,Case 2 补燃室头部形成 2 个大的涡旋,空气与一次燃气反生剧烈掺混;Case 1 空气入口在补燃室单侧形成较大冲击,头部回流相对较小,导致补燃室前段的燃烧效率偏低。

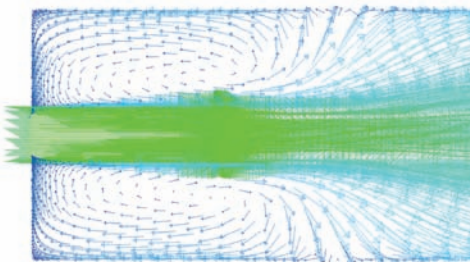
图 9 为 $x = 400 \text{ mm}$ 位置截面的射流速度矢量分布。空气射流和燃气对冲后,一部分空气沿着斜向进气道向补燃室下游发展。如图 9(a) 所示,Case 1 中,空气射流单向压制一次燃气,空气与燃气间形成小旋涡,结合图 5 和图 6 可知,燃气的燃烧面积相对较小,燃烧效率低。而 Case 2 结构中,空气与一次燃气撞击后,沿着补燃室内壁向两

侧运动,形成 4 个大的对称漩涡(见图 9(b)),促进了燃气与空气的有效掺混。

图 10 为补燃室中粒子的运动轨迹和速度分布。由图可知,Case 1 中,补燃室凝聚相粒子与一次燃气运动轨迹一致,燃气中的氧含量低,不利于凝聚相粒子的点火燃烧。Case 2 中,燃气与空气



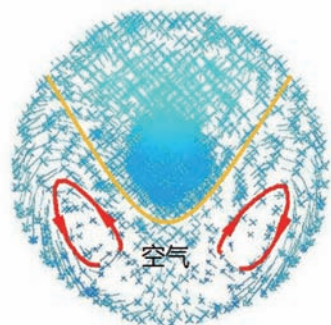
(a) Case 1 ($y-z$ 平面)



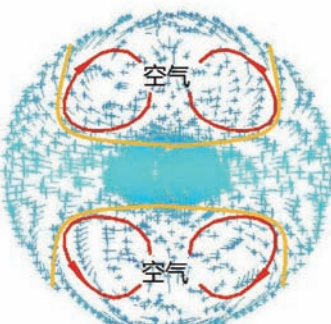
(b) Case 2 ($y=0$ 平面)

图 8 补燃室头部射流速度矢量分布

Fig. 8 Jet velocity vector distribution on head of secondary combustion chamber



(a) Case 1



(b) Case 2

图 9 截面 400 mm 位置的射流速度矢量分布

Fig. 9 Jet velocity vector distribution on cross section of 400 mm

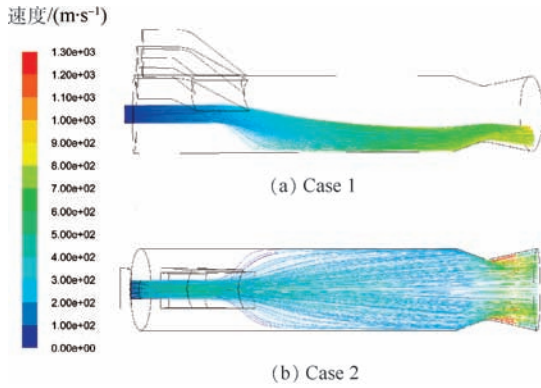


图 10 凝聚相粒子运动轨迹和速度分布

Fig. 10 Motion path line of condensed phase particles and their velocity distribution

掺混的过程中,一次燃气中颗粒相发生扩散,增强了燃气与空气的掺混,形成强烈的掺混扩散区域和扩散火焰峰面。在火焰面上,燃气与空气中的 O_2 发生剧烈的化学反应,并释放热能,提高燃气温度,达到硼颗粒的点火条件,促进硼颗粒燃烧。随着燃烧向下游发展,反应基本完成, O_2 质量浓度和燃气温度逐渐均匀并降低。对比 Case 1 和 Case 2 可以看出,双侧 180° 进气结构可促进凝聚相粒子的扩散,实现凝聚相粒子与空气混合燃烧。

因此,Case 1 中燃气与空气间的掺混漩涡小,凝聚相粒子沿高温低氧区运动,燃气无法充分地混合燃烧,燃烧效率低;Case 2 有利于补燃室中燃气与空气间形成较大的掺混漩涡,且有利与凝聚相粒子与空气混合,促进了燃气的二次点火,总燃烧效率相对更高。

3.3 补燃室内壁流场特征分析

固体冲压发动机补燃室烧蚀工况是影响补燃室综合性能的重要指标之一,在分析补燃室燃烧效率的同时,需考虑补燃室内壁附近的射流环境对补燃室结构完整性的影响。目前固冲补燃室内壁主要采用硅橡胶复合材料等作为绝热材料。影响绝热材料耐烧蚀性能的主要因素有温度、 O_2 含量、气流冲刷和凝聚相粒子的侵蚀。

图 11 为两种进气道结构补燃室内壁温度分布,从图中可以看出,Case 1 补燃室头部温度约为 2 200 K,补燃室中段射流混合区温度超过 2 500 K。在该温度环境下,绝热材料表面会发生剧烈的热分解作用,导致绝热层烧蚀率增加,并形成局部热应力集中,损伤材料结构完整性,进而影响补燃室的工作寿命。因此,补燃室中段是热防护的重点位置。结合图 5 还可以看出,Case 1 补燃室壁面高温区具有单侧分布、面积大、 O_2 浓度低的特点;Case 2 高温区对称分布,整体受热相对均匀,且壁

面 O_2 浓度梯度相对较小。为进一步分析补燃室内壁烧蚀工况特征,提取 Case 1 和 Case 2 壁面纵向温度最高和最低方向的 O_2 浓度、温度和射流速度分布特征进行分析(沿图 11 黑色标记线方向提取数据)。

图 12 ~ 图 14 为两种补燃室结构内壁面高温区和低温区附近温度、 O_2 浓度及速度分布曲线。从图中可以看出,Case 1 和 Case 2 高温区具有温度高、 O_2 浓度低、射流速度快的特点;Case 1 低温区的温度约为 600 K,高温区温度超过 2 600 K,温差较大,容易造成材料热应变不均,导致材料龟裂。另外,Case 1 中补燃室单侧高温区表面气流

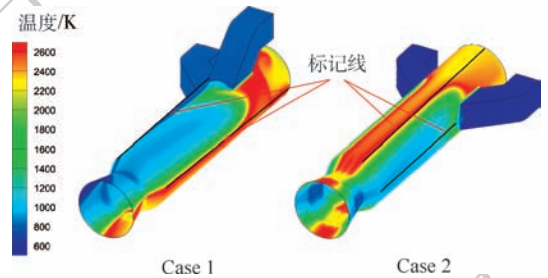


图 11 补燃室内壁温度分布

Fig. 11 Temperature distribution on internal walls of secondary combustion chamber

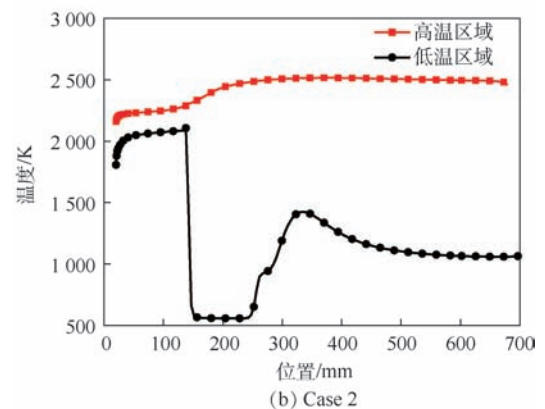
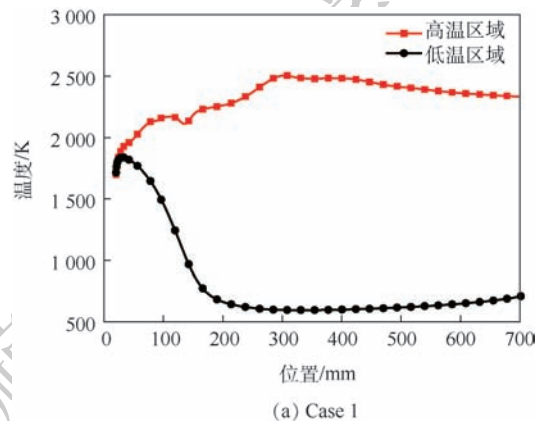


图 12 温度分布曲线

Fig. 12 Curves of temperature distribution

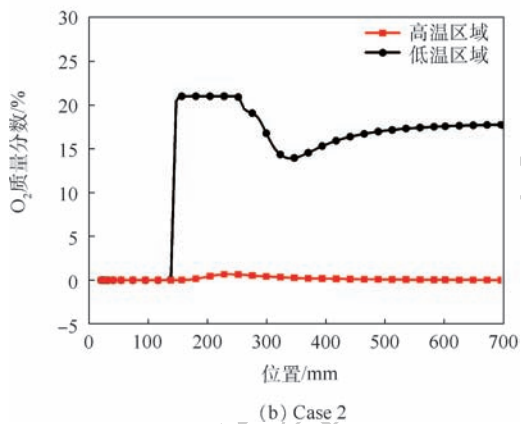
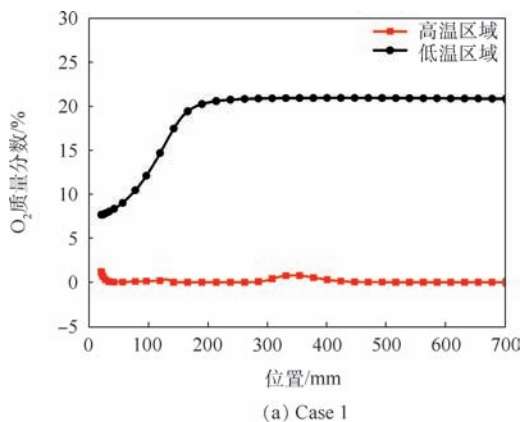


图 13 O_2 质量分数分布曲线

Fig. 13 Curves of O_2 mass fraction distribution

速度超过 200 m/s,凝聚相粒子在气流的带动下冲刷在补燃室内壁(见图 10(a)),形成高温热分解、高速射流冲刷、高浓度粒子侵蚀和热应力集中的综合作用,对补燃室内壁产生严重破坏。目前,大部分绝热材料的抗粒子侵蚀性能较差,在高温热作用和粒子冲击作用下,表面热防护层脱落,引起绝热材料局部损伤变形,破坏热防护结构的完整性。

Case 2 中补燃室中段和后段低温区温度高达 1000 K 以上,高温区和低温区温差相对较小,平衡了高温区热膨胀引起的局部应力集中,保证补燃室工作过程中相对稳定的力学环境。但低温区 O_2 浓度大于 15%,该处壁面以氧化烧蚀为主。另外,Case 2 中,凝聚相粒子沿中心轴扩散并燃烧(如图 10(b)所示),粒子浓度逐渐降低,到达壁面的粒子相对较小,避免了高浓度粒子对绝热层壁面的侵蚀作用,保证补燃室工作过程中相对稳定的烧蚀环境。Case 2 补燃室高温区的主要烧蚀行为是高温热分解作用,低温区为热氧化烧蚀。

综合分析,Case 1 在远离补燃室进气道一侧形成高温热分解、高浓度粒子侵蚀、高速射流冲刷和热应力集中的综合破坏作用;Case 2 有效避免了高浓度粒子侵蚀和高速射流的直接冲刷,烧蚀

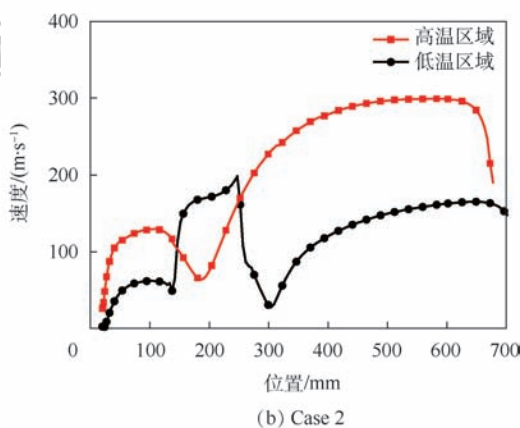
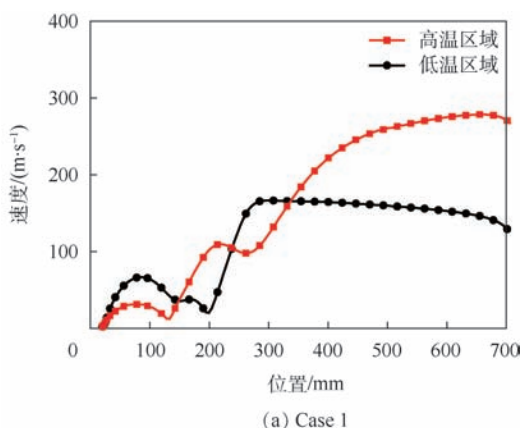


图 14 速度分布曲线

Fig. 14 Curves of velocity distribution

的重点部位为高温区,烧蚀的主要模式为化学烧蚀和高温热分解作用;Case 2 内壁整体射流环境优于 Case 1。

4 结 论

本文采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型、单步涡耗散燃烧模型以及 KING 硼粒子点火燃烧模型,开展了双下侧 90° 进气结构和双侧 180° 进气结构冲压发动机补燃室内燃烧数值模拟,对比分析了补燃室燃气燃烧特征和内壁的烧蚀环境。获得以下结论:

1) 两种进气道结构对应补燃室中温度和 O_2 浓度对称分布,呈现出高氧低温和低氧高温分布特征。双下侧 90° 进气结构中,一次燃气与空气相互分离, O_2 浓度分布和温度分布互补;双侧 180° 进气结构中,燃气的温度分布和 O_2 浓度分布逐渐趋于均匀。Case 2 更有利于空气与一次燃气的掺混,且有利于温度的扩散。

2) 两种进气道结构的补燃室内均形成头部回流和轴向涡流。其中双侧 180° 进气结构中,一次燃气与空气之间形成大漩涡,燃气中的气相组分和凝聚相颗粒与空气中的氧得到充分混合和燃烧,至补燃室出口位置,总燃烧效率超过 95%;双

下侧 90°进气结构补燃室总燃烧效率为 74%。

3) 双下侧 90°进气结构中,补燃室远离进气道一侧壁面受高温热分解、高速射流冲击和高浓度粒子侵蚀作用,周向高温烧蚀和粒子侵蚀不均,容易形成局部烧蚀破坏和热应力集中。

4) 双侧 180°进气冲压发动机补燃室结构中,补燃室中后段轴向内壁面温度相对均匀,且凝聚相粒子集中在中心轴线方向,扩散过程中浓度降低,形成的高温热烧蚀作用和粒子侵蚀作用相对较低。烧蚀的重点部位为高温区,烧蚀的主要模式为化学烧蚀和高温热分解作用,Case 2 内壁整体射流环境优于 Case 1。

参考文献 (References)

- [1] 鲍福廷,黄熙君,张振鹏,等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京:中国宇航出版社,2006:1-2.
BAO F T, HUANG X J, ZHANG Z P, et al. Integral solid propellant ramjet rocket motor[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2006: 1-2 (in Chinese).
- [2] CHERNG D L, YANG V, KUO K K. Numerical study of turbulent reacting flows in solid-propellant ducted rocket combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(6): 678-685.
- [3] 董岩,余为众,吕希诚. 固体火箭冲压发动机二次燃烧室流场数值计算和试验研究[J]. 推进技术, 1995, 16(1): 27-32.
DONG Y, YU W Z, LV X C. Numerical simulation and experimental investigation on the airbreathing combustor of a solid propellant ramrocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(1): 27-32 (in Chinese).
- [4] STOWE R A. Two phase flow combustion modeling of a ducted rocket: AIAA-2001-3641[R]. Reston: AIAA, 2001.
- [5] 刘杰,李进贤,冯喜平,等. 旋转射流对含硼固体火箭冲压发动机二次燃烧的影响[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 355-359.
LIU J, LI J X, FENG X P, et al. Influence of the swirl injection for secondary combustion of boron based ducted rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 355-359 (in Chinese).
- [6] 胡旭,徐义华,王洪远,等. 进气道结构对含硼固冲发动机二次燃烧性能影响分析[J]. 四川兵工, 2014, 35(12): 133-137.
HU X, XU Y H, WANG H Y, et al. Analyzing the performance of boron-based propellant ducted engine with different air inlet structure[J]. Sichuan Ordnance Journal, 2014, 35(12): 133-137 (in Chinese).
- [7] 王洪远,徐义华,胡旭,等. 空气旋转进气对含硼固体冲压发动机二次燃烧性能影响的研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(4): 619-625.
WANG H Y, XU Y H, HU X, et al. Research on the characteristics of secondary combustion of boron-based ducted rocket with swirling air injection[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(4): 619-625 (in Chinese).
- [8] 巩伦昆,陈雄,周长省,等. 结构尺寸对固体燃料冲压发动机燃速影响的仿真研究[J]. 兵工学报, 2016, 37(5): 798-807.
GONG L K, CHEN X, ZHOU C S, et al. Numerical investigation on effect of solid fuel ramjet geometry on solid fuel regression rate[J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(5): 798-807 (in Chinese).
- [9] 王洪远,唐田田. 含铝颗粒固体燃料冲压发动机燃烧速率特性分析[J]. 首都师范大学学报(自然科学版), 2017, 38(6): 30-36.
WANG H Y, TANG T T. Fuel regression rate analysis of aluminum solid fuel ramjet[J]. Journal of Capital Normal University (Natural Science Edition), 2017, 38(6): 30-36 (in Chinese).
- [10] 李唯喧,陈雄,周长省,等. 旋流燃烧室构型对固体燃料冲压发动机自持燃烧性能影响[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1312-1322.
- [11] LI W X, CHEN X, ZHOU C S, et al. Effects of combustion chamber configuration on characteristic of solid fuel ramjet self-sustaining combustion in swirl flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1312-1322 (in Chinese).
- [12] LIU T M, HWAGN Y H. Calculation of flow fields in side-inlet ramjet combustors with an algebraic Reynolds stress model[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(6): 686-693.
- [13] 冯喜平,董韬,李进贤,等. 侧向旋转射流进气对固冲发动机性能的影响[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(6): 591-594.
FENG X P, DONG T, LI J X, et al. Influence of dual-side inlet swirl-injection on performance of solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(6): 591-594 (in Chinese).
- [14] 郭莹,吴虎,韩文俊. 含硼固体火箭冲压发动机中燃气旋流角对补燃室的影响[J]. 科学技术与工程, 2009, 9(4): 1080-1084.
GUO Y, WU H, HAN W J. Effects of jet rotational angle on the second combustor of boron-based propellant solid rocket ramjets[J]. Science Technology and Engineering, 2009, 9(4): 1080-1084 (in Chinese).
- [15] NATNA B, GANY A. Combustion characteristics of boron-fueled solid fuel ramjet with aft-burner[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(5): 694-701.
- [16] YEH C L, KUO K K. Ignition and combustion of boron particles[J]. Progress of Energy and Combustion Science, 1996, 22(3): 511-541.
- [17] FOELSCHE R O, BURTON R L, KRIER H. Ignition and combustion of boron particles in hydrogen/oxygen explosion products: AIAA-1997-0127[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [18] 谢爱元,武晓松,马虎,等. 聚乙烯在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 368-374.
XIE A Y, WU X S, MA H, et al. Numerical simulation for combustion characteristic of polyethylene in solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 368-374 (in Chinese).
- [19] 张永芝,李卓,李海龙. 固体火箭冲压发动机补燃室流场三维数值计算研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 22-26.
ZHANG Y Z, LI Z, LI H L. Three-dimensional numerical simulation of afterburner low field of solid rocket ramjet[J]. Aero-engine, 2009, 35(3): 22-26 (in Chinese).
- [20] 彭灯辉,王丹丹,杨涛,等. 固体燃料冲压发动机燃烧效率建模与数值分析[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 251-256.

PENG D H, WANG D D, YANG T, et al. Modeling and numerical analysis on combustion efficiency of solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (2) : 251-256 (in Chinese).

[20] CROWE C T, TROUTT T R, CHUNG J N. Numerical models for two-phase turbulent flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1996, 28 : 11-43.

[21] 高金海, 马艳红, 洪杰, 等. 高超声速飞行器冲压燃烧室随机振动响应分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34 (8) : 981-985.

GAO J H, MAO Y H, HONG J, et al. Random vibration response analysis of hypersonic flight vehicle ramjet combustor chamber structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34 (8) : 981-985 (in Chinese).

[22] 孙冰, 刘小勇, 林小树, 等. 固体火箭冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. 推进技术, 2002, 23 (5) : 375-378.

SUN B, LIU X Y, LIN X S, et al. Computation of ablation of thermal-protection layer in solid rocket ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23 (5) : 375-378 (in Chinese).

[23] 沈振华. 富氧环境下固体火箭冲压发动机补燃室热防护层烧蚀数值仿真及实验研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.

SHEN Z H. Numerical simulation and experimental analysis of adiabatic wall ablation in solid rocket ramjet [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017 (in Chinese).

[24] 李理, 杨涛, 程兴华, 等. 固体火箭冲压发动机补燃室硅基绝热层烧蚀模型[J]. 推进技术, 2012, 33 (3) : 450-454.

LI L, YANG T, CHENG X H, et al. Ablation model of silicon insulator in ramjet combustion chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33 (3) : 450-454 (in Chinese).

作者简介:

王 金 金 男, 博士研究生。主要研究方向: 火箭发动机流场分析及航天材料烧蚀评估。

查柏林 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 火箭发动机及航天材料性能失效评估。

张 炜 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 推进系统检测与故障诊断。

Effect of air-inlet structures on combustion and flow field of inner wall in secondary combustion chamber of solid rocket ramjet

WANG Jinjin¹, ZHA Bailin^{1,*}, ZHANG Wei¹, HUI Zhe¹, SU Qingdong¹, HE Qi²

(1. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. School of Measuring and Optical Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to study the effect of air-inlet structures on combustion and ablation combustion chamber of solid ramjet, the flow field characteristics in the secondary in the secondary combustion chamber of solid rocket ramjet with bilateral 180° air-inlet structure and bilateral 90° air-inlet structure on both down sides were analyzed based on the standard $k-\varepsilon$ turbulence model, a one-step eddy-dissipation combustion model and combustion mode of boron particles of KING. The results show that large whirlpools are formed in the secondary combustion chamber with bilateral 180° air-inlet structure, which is beneficial to the mixing and combustion of gas and air. The total combustion efficiency of gas phase is 90% at the outlet of the secondary combustion chamber. Moreover, the erosion due to particles is effectively reduced. In the secondary combustion chamber with bilateral 90° air-inlet structure, condensed phase particles and gas move along the unilateral combustion chamber wall, leading to the uneven distribution of oxygen mass fraction and temperature, which are not conducive to combustion of gas. The total combustion efficiency of gas phase is 74%. Comprehensive destruction due to high-temperature thermal ablation, high-concentration particle erosion, high-velocity jet flushing and thermal stress concentration occurs at the side far from the inlet. The overall performance of the secondary combustion chamber with bilateral 180° air-inlet structure is better than that with bilateral 90° air-inlet structure on both down sides.

Keywords: solid rocket ramjet; secondary combustion chamber; air-inlet structure; combustion efficiency; ablation

Received: 2018-09-05; **Accepted:** 2019-01-11; **Published online:** 2019-02-22 11:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190221.1809.007.html

Foundation item: Explosives and Propellants Major Project

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0534

卫星微振动液阻隔振器建模与试验研究

刘巧斌¹, 史文库¹, 柯俊², 陈志勇^{1,*}, 曹飞¹, 闵海涛¹

1. 大学汽车仿真与控制国家重点实验室, 长春 130022; 2. 浙江理工大学机械与自动控制学院, 杭州 310018)

摘

要: 卫星微振动隔振器建模是进一步整星振动仿真、优化和控制的基础。针对五参数分数阶导数模型无法描述液体阻尼式卫星隔振器幅变特性的缺点, 根据试验数据, 分别对各位移振幅激励下的隔振器的动特性曲线进行参数识别, 根据参数识别结果, 对五参数分数阶导数模型进行幅值相关性修正, 引入幅变因子。由仿真结果与试验结果的对比可知, 引入了幅变因子的分数阶导数模型可以很好地预测隔振器的幅变特性。在提出的改进型分数阶导数模型的基础上, 进行了模型参数影响分析。所提出的建模方法可为微振动隔振器的设计和分析提供参考。

关键词: 微振动; 分数阶导数模型; 幅变动特性; 试验测试; 参数影响

中图分类号: V214⁺.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-0999-09

卫星上所搭载的精密仪器设备经常处于低频微幅的振动环境中。液体阻尼式隔振器(简称液阻隔振器)是一种广泛应用于卫星微振动隔离的隔振装置^[1-5]。

建立准确、简洁而物理意义清晰的隔振器模型, 是进一步对隔振器进行性能预测、结构改进以及优化控制的基础。国内外学者在液阻隔振器建模方面进行了大量的研究, 建立了各式各样的液阻隔振器模型, 总体而言可以分为3类: 第1类为质量-弹簧-阻尼元件模型, 通过将隔振器等效为一些简单的质量、弹簧和阻尼元件的串并联, 从而实现隔振器性能的仿真预测^[6-8]; 第2类为流体力学集中质量模型, 通过建立流体力学模型, 根据力学等效原理, 将连续流体等效为集中质量, 对液体阻尼的非线性特性进行分析^[9-10]; 第3类为流固耦合有限元模型, 这种建模方法通过建立隔振器的流体-固体耦合作用的有限元分析模型, 并在有

限元模型中施加载荷激励与提取响应, 从而计算隔振器的动特性^[11-12]。

分数阶导数建模方法是介于第1类和第2类的新方法, 这种建模方法来源于黏弹性材料的分数阶本构模型。近年来, 学者们引入分数阶导数建立了隔振系统模型, 取得了一系列成果^[13-16]。分数阶导数模型能够在使用较少的参数条件下, 实现对黏弹性材料宏观力学性能的准确预测^[17-19], 因此本文采用一种改进型分数阶导数模型对波纹管式液阻隔振器进行建模, 并通过试验验证模型的正确性。

1 隔振器结构和工作原理

本文所研究的隔振器是一种波纹管式液阻隔振器, 主要用于卫星微振动的隔离。图1为波纹管式液阻隔振器的结构示意图。隔振器的主要承载功能由外部的金属波纹管承担, 并通过金

收稿日期: 2018-09-07; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2019-01-04 11:18

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190102.1427.003.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB0106203); 吉林省科技发展计划(20150307034GX); 吉林省重大科技攻关项目(20170204063GX)

*通信作者. E-mail: czy_jlu@163.com

引用格式: 刘巧斌, 史文库, 柯俊, 等. 卫星微振动液阻隔振器建模与试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 999-1007. LIU Q B, SHI W K, KE J, et al. Modeling and experimental study of hydraulic damping isolator for satellite micro-vibration isolating[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 999-1007 (in Chinese).

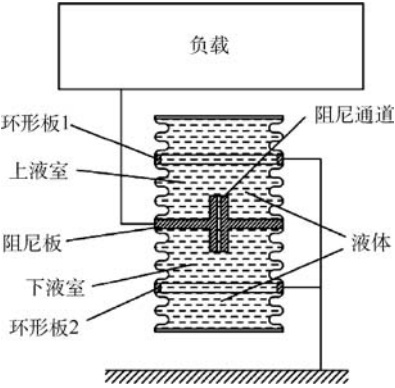


图1 波纹管式液阻隔振器结构示意图
Fig. 1 Schematic diagram of bellow type vibration isolator with hydraulic damping

属波纹管的弹性变形吸收振动能量,从而实现振动的隔离。此外,阻尼板上下的波纹管构成的液室在外部载荷的作用下,产生体积膨胀效应和活塞泵吸效应,这2个效应使得上下液室存在压力差,在压力差的作用下,液体通过阻尼通道来回振荡运动,产生阻尼,消耗振动能量,实现冲击振动的快速衰减。

在静态载荷和动态载荷的作用下,波纹管式液阻隔振器呈现出不同的刚度和阻尼特性,其刚度阻尼特性具有明显的随激励频率变化的频变特性和随激励振幅变化的幅变动特性。

2 改进型分数阶导数模型

为了实现对波纹管式液阻隔振器频变、幅变动特性的模拟,借鉴 Pritz^[16]所提出的五参数黏弹性材料本构关系模型,建立波纹管式液体阻尼隔振器的五参数分数阶导数模型,在此基础上,进行参数的幅值相关性修正,从而建立起可以同时进行频变和幅变分析的改进型分数阶导数模型。黏弹性材料的分数阶导数本构关系模型为

$$\sigma(t) + \tau^\beta \frac{d^\beta}{dt^\beta} \sigma(t) = K_0 \varepsilon(t) + K_0 \tau^\beta \frac{d^\beta}{dt^\beta} \varepsilon(t) + (K_\infty - K_0) \tau^\alpha \frac{d^\alpha}{dt^\alpha} \varepsilon(t) \quad (1)$$

式中: $\sigma(t)$ 为应力; $\varepsilon(t)$ 为应变; K_0 、 K_∞ 、 τ 、 α 和 β 分别为分数阶导数本构关系模型的5个参数,可由时间的应力应变关系曲线的拟合获得。

对式(1)进行拉普拉斯变换,获得材料的微观弹性模量表达式,将其推广至宏观上,可得复刚度表达式,即

$$K(s) = K_0 + (K_\infty - K_0) \frac{(s\tau)^\alpha}{1 + (s\tau)^\beta} = K_1 + jK_2 \quad (2)$$

式中: $s = j\omega = j \cdot 2\pi f$, $j = \sqrt{-1}$, ω 为圆频率, f 为角频率; K_1 为存储刚度; K_2 为损耗刚度。图2所示是复刚度、存储刚度和损耗刚度三者之间的几何关系, φ 为滞后角。

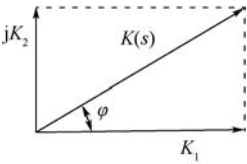


图2 复刚度、存储刚度和损耗刚度三者之间的几何关系
Fig. 2 Geometric relationship among complex stiffness, storage stiffness and loss stiffness

由式(2)的复刚度,进一步定义动刚度和滞后角的表达式分别为

$$K_d = \sqrt{K_1^2 + K_2^2} \quad (3)$$

$$\varphi = \arctan\left(\frac{K_2}{K_1}\right) \quad (4)$$

式中:动刚度 K_d 的数值大小即为图2中的对角线长度。

结合波纹管式液体阻尼隔振器的结构和实测动特性曲线,对式(2)的分数阶导数模型进行改进,考虑幅变特性对5个参数的影响,将分数阶导数模型改进为

$$k(s, x) = k_s(x) + (k_1(x) - k_s(x)) \frac{(s\tau(x))^{\alpha(x)}}{1 + (s\tau(x))^{\beta(x)}} \quad (5)$$

式中:引入幅变因子 x , 将式(2)中的初始动刚度 K_0 , 高频动刚度 K_∞ , 时滞因子 τ , 分数阶因子 α 和 β 这5个参数由不考虑幅变特性的常数改进为含幅变特性的 $k_s(x)$ 、 $k_1(x)$ 、 $\tau(x)$ 、 $\alpha(x)$ 和 $\beta(x)$ 这5个幅变参数。

3 幅变动特性模型参数识别

为了进行分数阶导数模型的参数识别,对波纹管式液阻隔振器进行动静特性试验。试验在MTS 831.10弹性试验机上进行。该试验台采用液压伺服控制系统产生作动位移,位移激励的最大振幅范围为 ± 50 mm,最大激振力为25 kN,最大激振频率为200 Hz。图3(a)所示是试验台的示意图,通过上下夹具将隔振器固定在试验台上,在夹具上下端分别布置有力传感器,在下夹具下方设置有作动器,作动器通过液压伺服系统产生所需的位移激励。图3(b)所示是动静特性试验台的实物图。通过在隔振器下端施加位移振动激励载荷,在隔振器上方测量传递力,从而计算获得

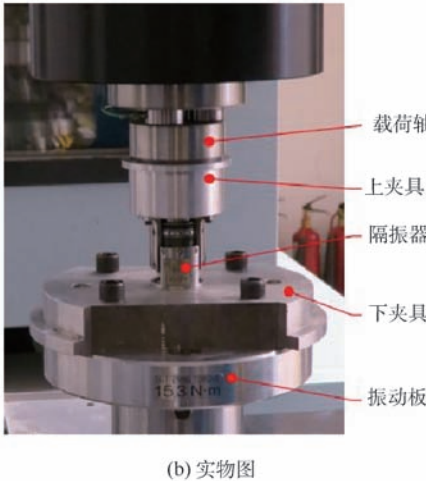
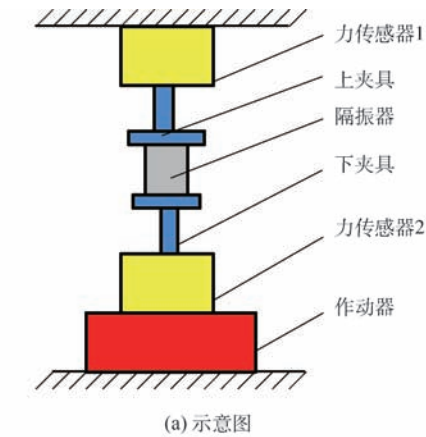


图 3 隔振器动静特性试验台示意图和实物图
Fig. 3 Schematic diagram and picture of dynamic and static characteristic testbed for vibration isolator

实际的刚度和阻尼。在静特性试验时,分别采集位移激励幅值最大值为 0.1、0.5、1.0、1.5 和 2.0 mm 的 5 组数据,获得隔振器的位移-力滞回特性曲线,通过计算滞回曲线的斜率,即可得到隔振器的静刚度。在动特性试验时,分别施加位移振幅为 0.1、0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 mm,频率为 5~200 Hz 的正弦扫频位移激励 6 组。由于试验台激励器作动频率的限制,扫频激励最小频率为 5 Hz,扫频频率间隔为 1 Hz。

通过对比不同幅值的静刚度滞回曲线,发现位移激励对静刚度的影响很小。为了研究的方便,忽略金属波纹管静刚度的幅变特性,在分数阶导数模型中,令静刚度 k_s 为常数。图 4 所示是位移激励最大幅值为 1 mm 时的隔振器静刚度特性曲线,根据试验曲线拟合获得静刚度 $k_s = 18.12 \text{ N/mm}$ 。图 5 所示是动特性扫频试验测得的隔振器被动端相对主动端的力传递率曲线,由图可知,随着位移激励振幅的增加,隔振器的隔振性能下降,说明所研究的隔振器适用于微振动的隔离,对于大幅振动的隔离性能不如微幅振动。

根据试验数据和式(3)~式(5),通过调用 MATLAB 的 nlinfit 函数,采用非线性最小二乘法分别对试验幅变动特性曲线的参数进行识别。图 6 所示是模型参数识别的流程图。识别获得的不同幅值激励下的分数阶导数模型参数如表 1 所示。

分析表 1 的参数识别结果可知,4 个参数呈现明显的幅值相关性。通过曲线拟合发现,使用二次多项式可以对这 4 个参数的幅值相关性进行有效的拟合,拟合结果如表 2 所示。由相关系数

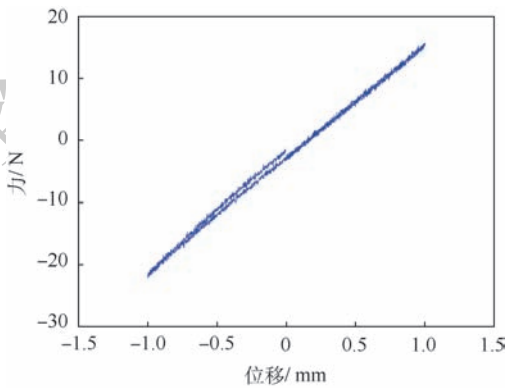


图 4 隔振器静特性曲线
Fig. 4 Static characteristic curve of vibration isolator

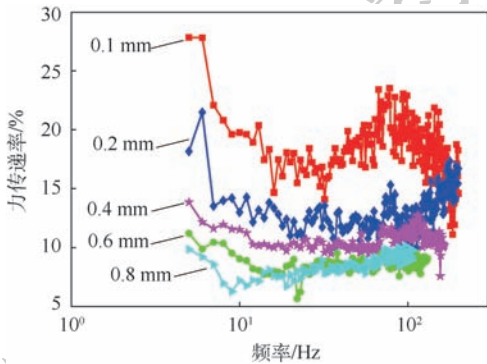


图 5 隔振器动特性试验力传递率曲线
Fig. 5 Force transmissibility curves of vibration isolator in dynamic characteristic test

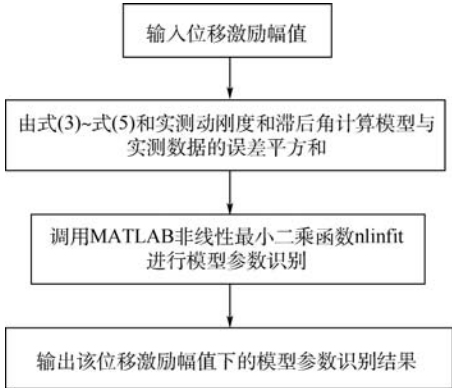


图 6 模型参数识别流程图
Fig. 6 Flowchart of model parameter identification

表 1 不同幅值激励下的动特性模型参数识别结果

Table 1 Model parameter identification results of dynamic characteristic under different amplitude excitation

幅值/mm	$k_1/(N \cdot mm^{-1})$	α	β	τ/s
0.1	120.127	0.918	0.900	0.026 1
0.2	116.651	0.927	0.902	0.034 6
0.4	103.674	1.092	1.049	0.044 4
0.6	97.369	1.094	1.046	0.057 3
0.8	94.464	1.141	1.091	0.060 6
1.0	93.918	1.132	1.085	0.063 9

表 2 参数识别结果的二次多项式拟合

Table 2 Second-order polynomial fitting of identified parameters

参数	二次项系数	一次项系数	常数	相关系数
k_1	42.341	-76.807	128.456	0.996
α	-0.426	0.721	0.835	0.968
β	-0.348	0.603	0.829	0.962
τ	-0.041	0.087	0.018	0.997

可知,拟合值和最小二乘法参数识别结果的相关系数达到 0.96 以上,说明拟合效果很好。4 个参数的幅值相关性的二次多项式拟合结果表达式分别为

$$k_1(x) = 42.341x^2 - 76.807x + 128.456 \quad (6)$$
$$\alpha(x) = -0.426x^2 + 0.721x + 0.835 \quad (7)$$
$$\beta(x) = -0.348x^2 + 0.603x + 0.829 \quad (8)$$
$$\tau(x) = -0.041x^2 + 0.087x + 0.018 \quad (9)$$

图 7(a)~(d)所示分别是参数 k_1 、 α 、 β 和 τ 的识别结果和拟合结果的对比。由图可知,动态硬化刚度 k_1 随着激励幅值的增大而减小,说明位移激励的幅值越大,液体的高频动态硬化现象越小;而参数 α 、 β 和 τ 随着激励幅值的增加而增大,说明激励幅值增大,分数阶导数的阶次增加,液体阻尼增大,时滞增加,阻尼通道内的液柱共振频率减小。以上结论和相关液阻减振器的幅变动特性研究结论相一致^[20-21],并与试验结果相吻合,说明了理论建模和参数识别结果的可靠性。

联合式(5)~式(9),用提出的改进型分数阶导数模型对隔振器的动特性进行仿真,并与实测数据进行对比,图 8 是在幅值为 0.2、0.6 和 1.0 mm 时采用改进型分数阶导数模型的仿真结果与实测动刚度和滞后角的对比。由仿真结果与实测结果的对比可知,采用改进型分数阶导数模型可以对波纹管式液阻隔振器的幅变、频变动特性进行准确的描述。实测动刚度曲线由于夹具和激振器的条件限制,存在一些噪声干扰,因此在数值上出现一些波动。

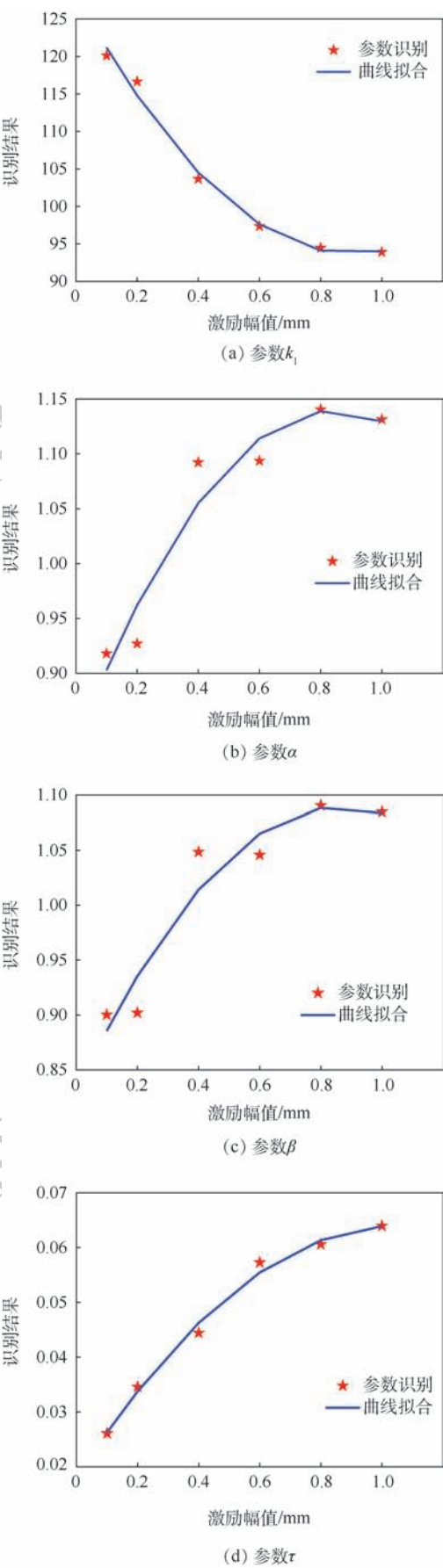


图 7 参数 k_1 、 α 、 β 和 τ 识别结果与拟合结果对比

Fig. 7 Comparison between identified and fitting results of parameter k_1 , α , β and τ

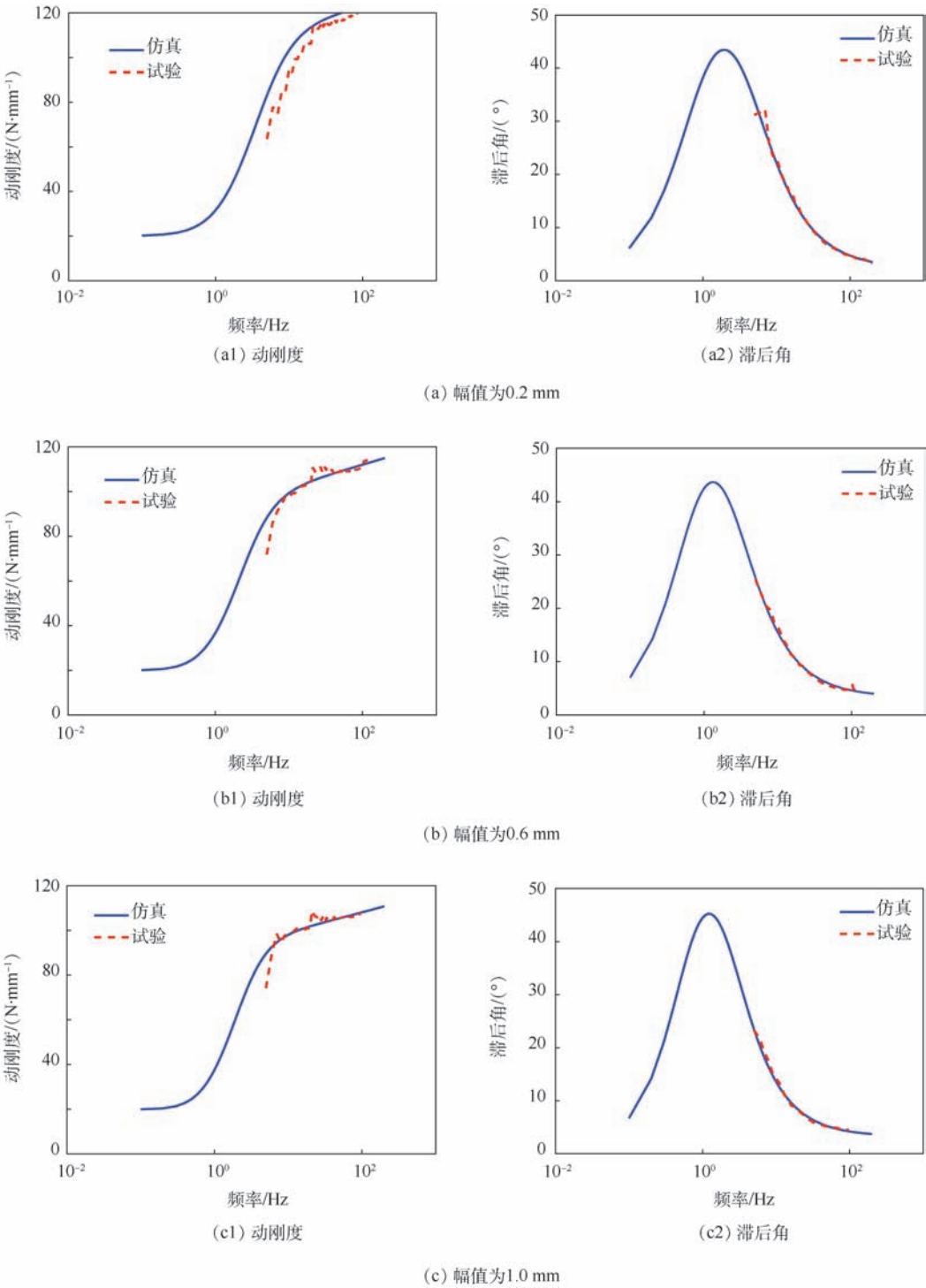


图 8 不同幅值的动刚度和滞后角仿真与试验曲线对比

Fig. 8 Comparison of simulation and experimental dynamic stiffness and loss angle curves with different amplitudes

4 参数影响分析

为分析分数阶导数模型的主要模型参数对隔振器动特性曲线的影响。采用控制变量方法分别研究模型中 5 个参数分别相对初始参数变化 0.8 ~ 1.2 倍时相应的动特性曲线的变化情况。

图 9 所示是高频动刚度 k_1 对动刚度和滞后角的影响, k_{10} 为初始值, 由图可知, 随着 k_1 的增加, 动刚度和滞后角增加, 此外, k_1 主要影响高频动刚度和峰值滞后角的数值。

图 10 所示是静刚度 k_s 对动刚度和滞后角的影响, k_{s0} 为初始值, 由图可知, k_s 主要影响动刚

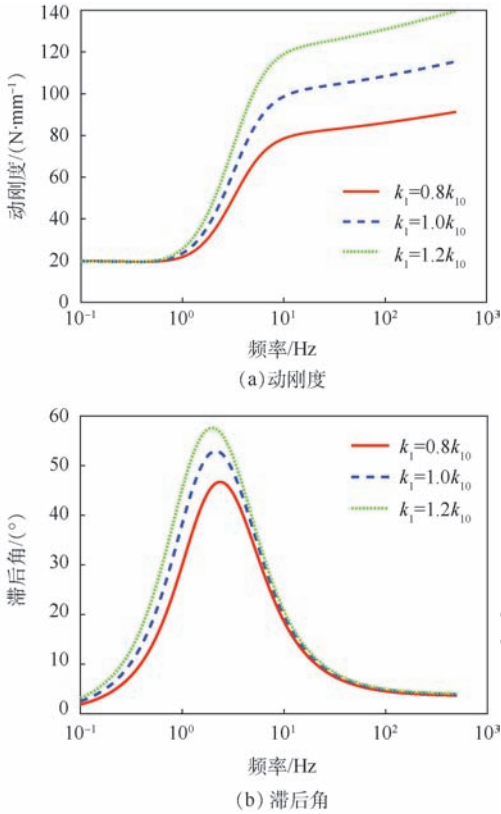


图9 参数 k_1 对动刚度和滞后角的影响
Fig. 9 Influence of parameter k_1 on dynamic stiffness and loss angle

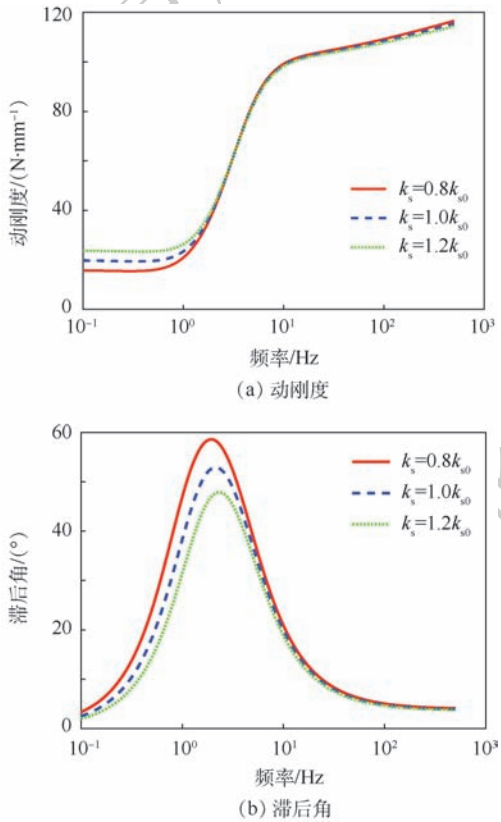


图10 参数 k_s 对动刚度和滞后角的影响
Fig. 10 Influence of parameter k_s on dynamic stiffness and loss angle

度曲线的低频段和滞后角曲线的峰值,随着 k_s 的增加,低频动刚度增大,滞后角峰值减小。

图 11 所示是分数阶导数的分子阶次 α 和分母阶次 β 对动刚度和滞后角的影响, α_0 和 β_0 为初始值。由图可知,这 2 个参数控制了隔振器动特性曲线的液柱共振区,分数阶因子 α 和 β 的数值越大,液柱共振区间范围的动刚度和滞后角越大,动刚度曲线的斜率越大,滞后角峰值越高,说明液体阻尼的惯性效应越明显。当分数阶因子为 1 时,分数阶模型转化为线性速度阻尼系统,系统阻力主要与位移的导数成正比;而分数阶因子为 2 时,系统转化为质量惯性系统,系统阻力主要与位移的二阶导数成正比。对于本文所研究的黏弹性液阻隔振器,分数阶因子介于 1 和 2 之间,在激励幅值小时,由于弹性力的影响更明显,分数阶因子出现略小于 1 的现象,与表 1 所示的参数识别结果所揭示的规律相一致。

图 12 所示是时滞因子 τ 对动刚度曲线和滞后角的影响, τ_0 为初始值。由图可知, τ 改变后,曲线沿横坐标平移,说明时滞因子 τ 主要表征阻尼通道中液柱的共振频率,随着时滞的增加,共振

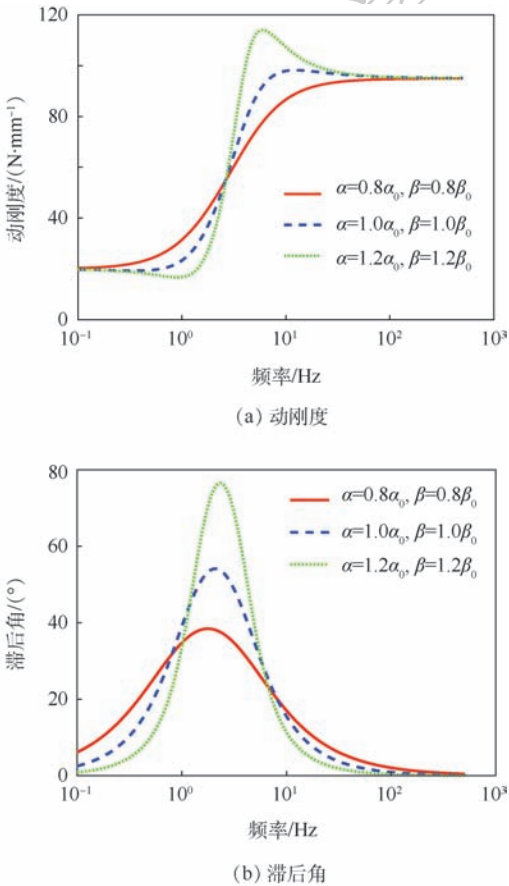
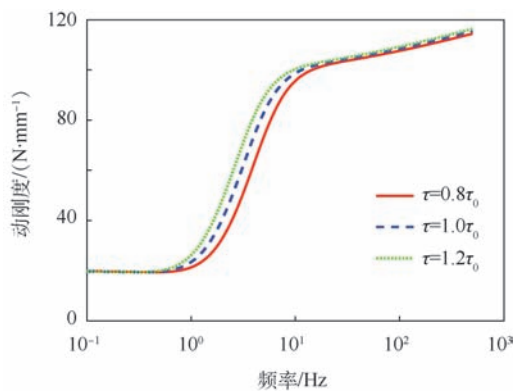
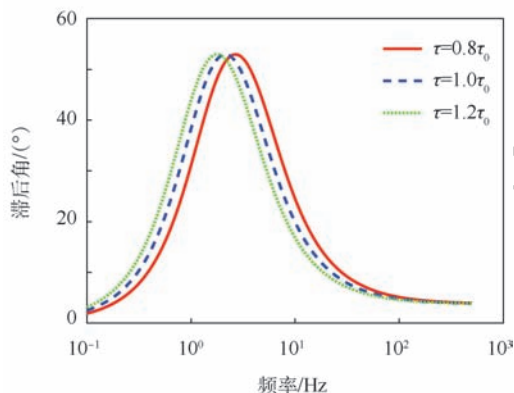


图11 参数 α 和 β 对动刚度和滞后角的影响
Fig. 11 Influence of parameter α and β on dynamic stiffness and loss angle



(a) 动刚度



(b) 滞后角

图 12 参数 τ 对动刚度和滞后角的影响

Fig. 12 Influence of parameter τ on dynamic stiffness and loss angle

频率减小,曲线整体左移。

5 结 论

本文在分析了某卫星微振动液阻隔振器结构和工作原理的基础上,建立了隔振器改进型分数阶导数模型,对隔振器的幅变、频变动特性进行仿真,并与实测动特性曲线进行对比,验证了所提出的模型的正确性,可为类似微振动隔振器的动特性建模提供参考。主要结论如下:

1) 微振动液阻隔振器具有频变特性,在液柱共振时,隔振器动刚度和阻尼角出现峰值,从而可以提高隔振器衰减大幅振动的能力。

2) 微振动液阻隔振器具有明显的幅变特性,随着激励振幅的增加,分数阶的阶次因子逐渐增大,时滞因子逐渐增大,动态硬化等效线刚度逐渐减小,可采用二次多项式对分数阶导数动特性模型的参数幅变相关性进行拟合。

3) 由分数阶导数模型的参数影响分析结果可知,液阻隔振器的静刚度 k_s 主要影响动刚度曲线的起点和滞后角曲线的峰值;动态硬化等效线

刚度 k_1 主要影响动刚度曲线的高频段和滞后角曲线的峰值;分数阶因子 α 和 β 共同决定了动刚度特性曲线共振区斜率和峰值频率;时滞因子 τ 主要影响动特性曲线液柱共振峰值频率点的位置。

参考文献 (References)

- [1] 刘兴天,孔祥森,申军烽,等. 卫星遥感器微振动隔离用液体阻尼隔振器[J]. 光学精密工程,2017,25(9):2448-2453.
LIU X T, KONG X S, SHEN J X, et al. Liquid damping isolator for micro-vibration isolation of satellite remote sensors[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(9): 2448-2453 (in Chinese).
- [2] 王杰,赵寿根,吴大方,等. 一种基于黏性流体介质的微振动隔振器机理研究[J]. 振动工程学报,2015,28(2):237-247.
WANG J, ZHAO S G, WU D F, et al. Mechanism of a microvibration isolator based on viscous fluid medium[J]. Journal of Vibration Engineering, 2015, 28(2): 237-247 (in Chinese).
- [3] 张庆君,王光远,郑钢铁. 光学遥感卫星微振动抑制方法及关键技术[J]. 宇航学报,2015,36(2):125-132.
ZHANG Q J, WANG G Y, ZHENG G T. Micro-vibration suppression method and key technology of optical remote sensing satellite[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(2): 125-132 (in Chinese).
- [4] 王杰,赵寿根,吴大方,等. 微振动隔振器动态阻尼系数的测试方法[J]. 航空学报,2014,35(2):454-460.
WANG J, ZHAO S G, WU D F, et al. Test method for dynamic damping coefficient of micro-vibration isolators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 454-460 (in Chinese).
- [5] 董光旭,罗亚军,严博,等. 基于正负刚度并联的低频隔振器研究[J]. 航空学报,2016,37(7):2189-2199.
DONG G X, LUO Y J, YAN B, et al. Research on low frequency isolators based on parallel connection of positive and negative stiffness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2189-2199 (in Chinese).
- [6] 王光远,关新,陈祥,等. 双状态非线性隔振器参数设计与试验研究[J]. 宇航学报,2011,32(1):7-14.
WANG G Y, GUAN X, CHEN X, et al. Parameter design and experimental study of two-state nonlinear vibration isolator[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 7-14 (in Chinese).
- [7] XIAO R, SUN H, CHEN W. An equivalence between generalized Maxwell model and fractional Zener model[J]. Mechanics of Materials, 2016, 100: 148-153.
- [8] 王超新,孙靖雅,张志谊,等. 最优阻尼三参数隔振器设计和试验[J]. 机械工程学报,2015,51(15):90-96.
WANG C X, SUN J Y, ZHANG Z Y, et al. Design and experiment of a three-parameter isolation system with optimal damping[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(15): 90-96 (in Chinese).
- [9] SHI W K, QIAN C, CHEN Z Y, et al. Modeling and dynamic properties of a four-parameter Zener model vibration isolator[J]. Shock and Vibration, 2016, 2016: 5081812.

- [10] 李方硕,陈前,周俊辉. 双腔液固混合介质隔振器刚度阻尼特性分析[J]. 振动与冲击, 2016, 35(10): 91-95.
LI F S, CHEN Q, ZHOU J H. Stiffness and damping properties of dual-chamber liquid and solid mixture vibration isolator[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(10): 91-95 (in Chinese).
- [11] 刘永刚,司东宏,马伟,等. 流固耦合下含夹层阻尼的多层金属波纹管刚度和阻尼研究[J]. 机械工程学报, 2014, 50(5): 74-81.
LIU Y G, SI D H, MA W, et al. Research on stiffness and damping of sandwich damping model bellows considering fluid-solid interaction[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(5): 74-81 (in Chinese).
- [12] 陈志勇,史文库,王清国,等. 基于液固耦合有限元分析的驾驶室液压悬置结构参数[J]. 吉林大学学报(工学版), 2011, 41(s2): 98-103.
CHEN Z Y, SHI W K, WANG Q G, et al. Structure parameter of light vehicle cab's hydraulic mount based on fluid-structure interaction finite element analysis[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2011, 41(s2): 98-103 (in Chinese).
- [13] 李军强,刘宏昭,王忠民. 线性粘弹性本构方程及其动力学应用研究综述[J]. 振动与冲击, 2005, 24(2): 116-121.
LI J Q, LIU H Z, WANG Z M. Review on the linear constitutive equation and its dynamics applications to viscoelastic materials [J]. Journal of Vibration and Shock, 2005, 24(2): 116-121 (in Chinese).
- [14] DENG R, DAVIES P, BAJAJ A K. A nonlinear fractional derivative model for large uni-axial deformation behavior of polyurethane foam[J]. Signal Processing, 2006, 86(10): 2728-2743.
- [15] MAZZEO G, BONINI C. Fractional differentiation in passive vibration control [J]. Nonlinear Dynamics, 2002, 29(1-4): 343-362.
- [16] PRITZ T. Five-parameter fractional derivative model for polymeric damping materials[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 265(5): 935-952.
- [17] ARIKOGLU A. A new fractional derivative model for linearly viscoelastic materials and parameter identification via genetic algorithms[J]. Rheologica Acta, 2014, 53(3): 219-233.
- [18] WU J, SHANGGUAN W B. Dynamic optimization for vibration systems including hydraulic engine mounts[J]. Journal of Vibration and Control, 2010, 16(9): 1235-1240.
- [19] KIM S Y, LEE D H. Identification of fractional-derivative-model parameters of viscoelastic materials from measured FRFs[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 324(3): 570-586.
- [20] 郑玲,刘巧斌,犹佐龙,等. 半主动悬置幅变动特性建模与试验分析[J]. 机械工程学报, 2017, 53(14): 98-105.
ZHENG L, LIU Q B, YOU Z L, et al. Development of modified lumped parameter model involving amplitude-dependence characteristics on semi-active engine mount and experimental verification[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(14): 98-105 (in Chinese).
- [21] FAN R, LU Z. Fixed points on the nonlinear dynamic properties of hydraulic engine mounts and parameter identification method: Experiment and theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 305(4): 703-727.

作者简介:

刘巧斌 男, 博士研究生。主要研究方向: 振动噪声控制。

史文库 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 振动噪声控制。

陈志勇 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 振动噪声控制。

Modeling and experimental study of hydraulic damping isolator for satellite micro-vibration isolating

LIU Qiaobin¹, SHI Wenku¹, KE Jun², CHEN Zhiyong^{1,*}, CAO Fei¹, MIN Haitao¹

(1. State Key Laboratory of Automotive Simulation and Control, Jilin University, Changchun 130022, China;

2. Faculty of Mechanical Engineering and Automation, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: The modeling of satellite micro-vibration isolators is the basis for further simulation, optimization and control of system vibration. Because the model of five-parameter fractional derivative cannot describe amplitude variable performance of the damping satellite vibration isolator, according to the experimental data, parameter identification of dynamic characteristic curves of isolator under different displacement amplitude excitation was conducted. According to the parameter identification result, the amplitude correlation correction were conducted to five-parameter fractional derivative model, and the amplitude variable factor was introduced. From the comparison between the simulation results and the experimental results, it can be seen that the modified fractional derivative model with amplitude variable factor can well predict the amplitude variable characteristics of the vibration isolator with hydraulic damping. Based on the proposed fractional derivative model, the influence of main model parameters was analyzed. The proposed modeling method can provide reference for the design and analysis of micro-vibration isolators.

Keywords: micro-vibration; fractional derivative model; amplitude variable dynamic characteristic; experiment test; parameter influence

Received: 2018-09-07; **Accepted:** 2018-11-08; **Published online:** 2019-01-04 11:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190102.1427.003.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB0106203); Jilin Province Science and Technology Development Program (20150307034GX); Jilin Province Major Science and Technology Research Project (20170204063GX)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0538

基于平流层风场预测的浮空器轨迹控制

李魁, 邓小龙, 杨希祥*, 侯中喜

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘 要: 平流层风场环境对浮空器设计和轨迹控制具有重要影响。针对平流层风场建模,以长沙地区 2005—2010 年的风场数据为例,首先采用本征正交分解(POD)方法对风场数据进行降阶处理;然后分别采用 Fourier 级数与 BP 神经网络算法对平流层风场进行预测,并对 2 种模型的预测精度进行比较分析;最后通过建立临近空间浮空器的动力学模型和高度调控模型,分析 2 种风场预测模型对浮空器轨迹控制的影响。研究结果表明,相对于 Fourier 预测模型,基于 BP 神经网络预测模型的预测精度更高,可信度更强,能够更好地为浮空器飞行轨迹控制提供参考价值。

关 键 词: 本征正交分解(POD)方法; Fourier 级数; BP 神经网络算法; 风场预测; 临近空间浮空器

中图分类号: V321.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)05-1008-11

临近空间是介于航空与航天区域之间、尚未为人类所开发利用的大气层,其独特的资源优势成为了人们关注的焦点^[1]。临近空间底部的平流层具有气流稳定,空气流动相对缓慢的特点,特别是在一定时间内,平流层底部存在风速较小的准零风层^[2],一般指平流层高度为 17 ~ 22 km 大气层内存在的一个上下层纬向风风向相反,上层为东风层,下层为西风层,经向风小,平均全风速小于 10 m/s 的区域。该区域可用于部署长时间驻空低动态飞行器进行高分辨率对地观测、通信中继等任务。

浮空器一般指飞行高度在海拔 20 ~ 30 km 之间的临近空间低动态飞行器,通过携带光学、微波等遥感载荷和无线通信载荷,可实现对特定区域的长期、实时、全天候、全天时的高分辨率对地观测和高速移动通信,可为空天预警、战场侦察监视、实时监控、反恐维稳、防灾减灾、环境监测和高

速通信等应用需求提供崭新的技术手段^[3]。

针对准零风层现象,通过控制浮空器上升或下降可以使其进入不同的风层,借助相应风层的风场,使浮空器以期望的方向和速度进行飞行,理论上能以较小的能源和动力代价实现区域驻留。近年来,这种基于风场环境利用的临近空间浮空器在民用和军事上取得了突破性的进展。民用上,谷歌公司提出的“Project Loon”项目采取超压球体制,通过调节副气囊内空气量对 2 km 范围内不同高度风层的利用进行飞行轨迹设计,通过对气球组网的控制进行区域连续覆盖,目的是为偏远地区提供网络服务^[4]。军事上,诺斯罗普·格鲁曼(Northrop Grumman)公司提出的“STRATACUS”项目采用零压球体制的诺格气球通过控制氦气温度对不同高度层风场的利用进行飞行轨迹设计,目的是通过跨多网协作的平流层气球群为战区提供 C4ISR 服务^[5]。国内西北工业大学常

收稿日期: 2018-09-12; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-11-27 12:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181126.1416.001.html

基金项目: 湖南省自然科学基金(2018JJ3590, 2018JJ3587)

* 通信作者。E-mail: nkyangxixiang@163.com

引用格式: 李魁, 邓小龙, 杨希祥, 等. 基于平流层风场预测的浮空器轨迹控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1008-1018. LI K, DENG X L, YANG X X, et al. Trajectory control of aerostat based on prediction of stratospheric wind field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1008-1018 (in Chinese).

晓飞等^[6]通过控制轨迹控制器姿态调整浮空气球高度,利用准零风层上下区域纬向风反向的特点实现东西方向控制;利用轨迹控制器产生经向控制力,通过系绳拖动气球实现南北方向控制。

综上所述,基于风场利用的临近空间浮空器是当前研究前沿,通常采取借助平流层底部准零风层纬向风相反的特点实现在一定区域的驻留。因此,对平流层风场环境的研究是开展浮空器轨迹控制和区域驻留研究的前提和保障。本文以长沙地区风场数据为例,研究平流层风场随空间和时间的变化特点,通过本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)方法对风场数据进行降阶处理;在此基础上,分别采用 Fourier 级数与 BP 神经网络算法对平流层风场进行预测,并分析了基于 2 种平流层风场预测模型对浮空器轨迹控制的影响。

1 平流层风场预测模型

POD 方法是风场建模中常用的一种方法,本文在采用 POD 方法对风场数据进行降阶处理的基础上,分别采用 Fourier 级数与 BP 神经网络算法对风场进行预测,风场预测模型原理如图 1 所示。

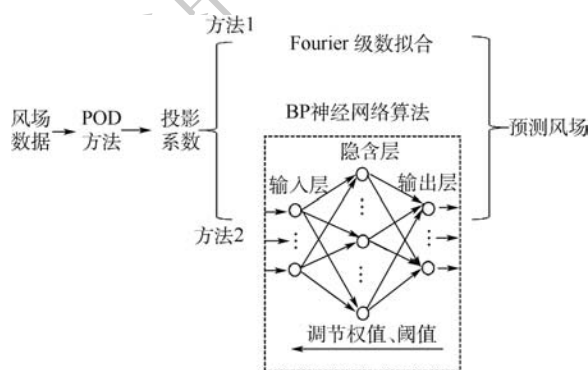


图 1 风场预测模型原理图

Fig. 1 Schematic of wind field prediction model

1.1 基于 POD 方法的风场降阶模型

建立海拔高度 $h_1 \sim h_L$ 的风场模型,即

$$\mathbf{A} = [\mathbf{V}(h_L) \quad \cdots \quad \mathbf{V}(h_2) \quad \mathbf{V}(h_1)]^T \quad (1)$$

式中: $\mathbf{V}$ 为风速。假设风场模型统计天数为 M_d , 则 $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{L \times M}$, 通常 $M_d \geq L$ 。

定义相关矩阵^[7]:

$$\mathbf{R} = \mathbf{A}\mathbf{A}^T \quad (2)$$

则 $\mathbf{R} \in \mathbf{R}^{L \times L}$, 显然 $\mathbf{R}$ 是实对称正定矩阵, 可分解为

$$\mathbf{R} = \mathbf{D}\mathbf{A}\mathbf{D}^T \quad (3)$$

式中: $\mathbf{A}$ 为 L 个由大到小排列的特征值 ($\lambda_1 >$

$\lambda_2 > \cdots > \lambda_L$) 组成的对角阵; $\mathbf{D}$ 为 L 个列为互相正交的特征向量 $\mathbf{d}_k (k=1, 2, \cdots, L)$, 它是 L 维向量的一组基, 称为最优 POD 基, 又称为 POD 模态。

矩阵 $\mathbf{A}$ 的 $m_d (m_d=1, 2, \cdots, M_d)$ 列 (即第 m_d 天的风场) $\mathbf{A}_m^T$ 可以表示为

$$\mathbf{A}_m^T = \mathbf{a}\mathbf{D}^T \quad (4)$$

式中: 系数矩阵 $\mathbf{a}$ 由 L 个值组成, 计算式为

$$\mathbf{a} = \mathbf{A}_m^T \mathbf{D} \quad (5)$$

若要提取主要的物理信息, 利用截断后的前 r 阶 POD 模态较全阶模态所捕获的能量比求出需要选取的 POD 模态阶数, 将特征值从大到小排列, 模态能量比公式为

$$I(r) = \frac{\sum_{i=1}^r \lambda_i}{\sum_{i=1}^L \lambda_i} \quad (6)$$

以长沙地区为例, 采用 2005-01-01—2010-12-31 每天 00:00 所测量的风场数据, 风场数据由国防科技大学气象海洋学院提供, 数据记录了长沙地区 00:00 (世界时) 的风速、湿度、温度和气压等气象要素, 数据覆盖海拔高度 0 ~ 60 km 每隔 0.5 km 所对应的天气数据。考虑到临近空间低动态飞行器驻空期间的工作高度范围, 本文针对海拔高度 10 ~ 30 km 进行研究, 下面分别从东西和南北方向进行分析。

相对模态能量分布主要用于识别数据降阶处理所需的模态数量。图 2(a) 给出了东西方向风场各阶 POD 模态的相对模态能量, 前 5 种模态能量所占的比重相对于其他模态能量具有明显的区别, 图 2(b) 表示 POD 模态的累积模态能量, 显示前 6 阶 POD 模态可以捕获到东西方向风场总特征性的 99.24%。

由图 3(a) 可知, 南北方向风场的相对模态能量分布除第 1 阶 POD 模态之外, 其余模态能量呈逐渐下降的趋势, 若只选取前 5 种模态进行降阶处理, 不足以表现出风场的主要特征, 因此, 南北方向风场不能像东西方向一样高效地进行降阶建模。图 3(b) 显示出前 11 阶 POD 模态能够捕获到南北方向风场总特征性的 99.16%。东西方向上前 6 阶 POD 模态的风场模型如图 4(a) 所示, 南北方向上前 11 阶 POD 模态的风场模型如图 4(b) 所示。

1.2 基于 Fourier 级数的风场预测模型

通过 POD 方法可以获得风场数据在最优 POD 基上的投影系数, 若每一阶 POD 模态的投影系数都具有明显的空间相关性和周期性, 可采用

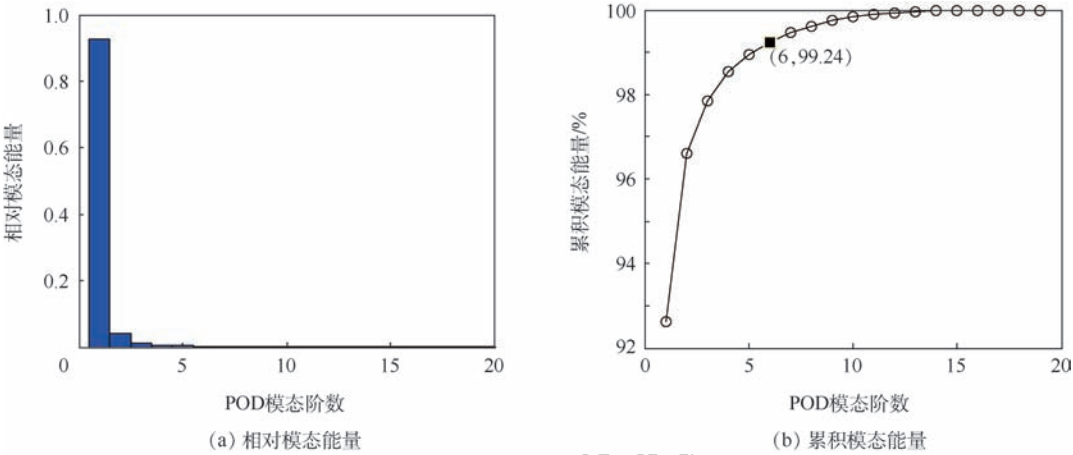


图2 东西方向风场 POD 模态的相对和累积模态能量
Fig. 2 Relative and cumulative modal energy of east-west wind field POD modes

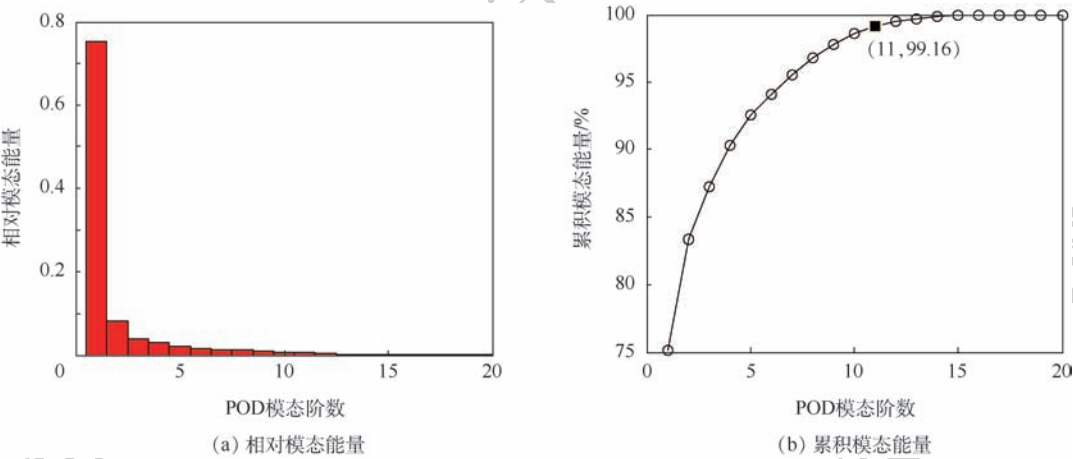


图3 南北方向风场 POD 模态的相对和累积模态能量
Fig. 3 Relative and cumulative modal energy of north-south wind field POD modes

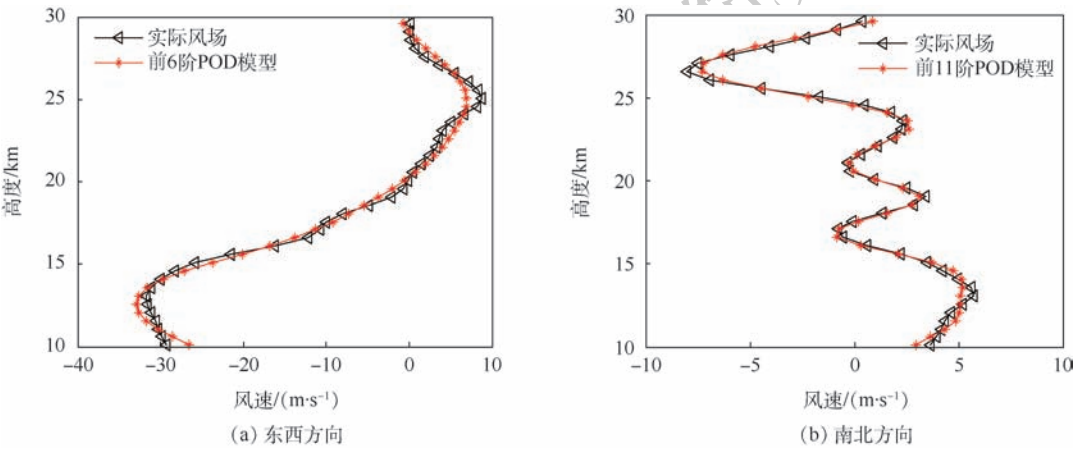


图4 POD 降阶模型
Fig. 4 POD reduced order model

Fourier 级数直接进行表示。通过最优 POD 基与 Fourier 级数所表示的投影系数可计算出风速随时间的变化情况,从而可对未来风场进行预测^[8],其计算式为

$$V(t) = \sum_{i=1}^r a_i(t) D_i^T = \sum_{i=1}^r \left(\sum_{k=0}^{m_i} \left(a_{ki} \cos\left(\frac{2k\pi t}{T}\right) + b_{ki} \sin\left(\frac{2k\pi t}{T}\right) \right) \right) D_i^T \tag{7}$$

式中: t 为时间, d ; m_i 为 Fourier 级数展开的项数; a_{ki} 和 b_{ki} 为 Fourier 系数; T 为投影系数的振荡周期。

通过 POD 方法对 2005-01-01—2009-12-31 五年风场数据进行降阶处理,得到相应的投影系数,分别以东西和南北方向的第 1 阶 POD 模态的投影系数为例,根据投影系数存在的规律性和周期性,采用 Fourier 级数进行拟合,如图 5 所示。

由图 5 可知,相对于南北方向,东西方向的

第 1 阶 POD 模态的投影系数更紧凑、周期性更强,其 Fourier 级数拟合度高达 91.1%,而南北方向上的拟合度只达到 32.2%,因此东西方向上的预测风场更能体现出实际风场的变化趋势。如图 6 所示,基于 Fourier 级数预测出的风场与实际风场具有一定的误差,预测精度不高。除此之外,风场预测误差具有随机性,表现在 Fourier 级数拟合系数与实际投影系数两者之间的偏差。

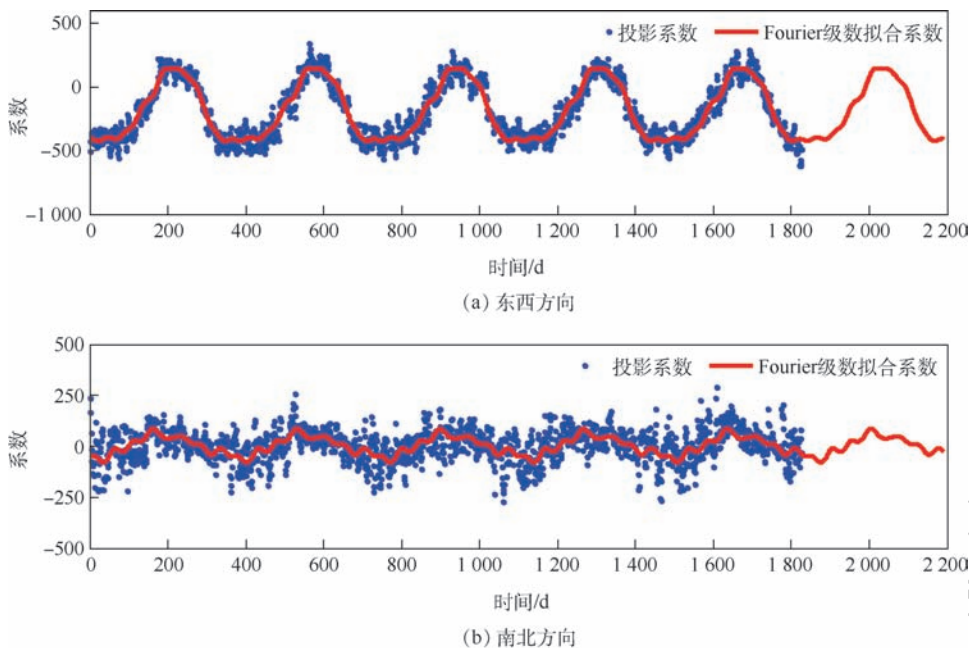


图 5 Fourier 级数拟合
Fig. 5 Fourier series fitting

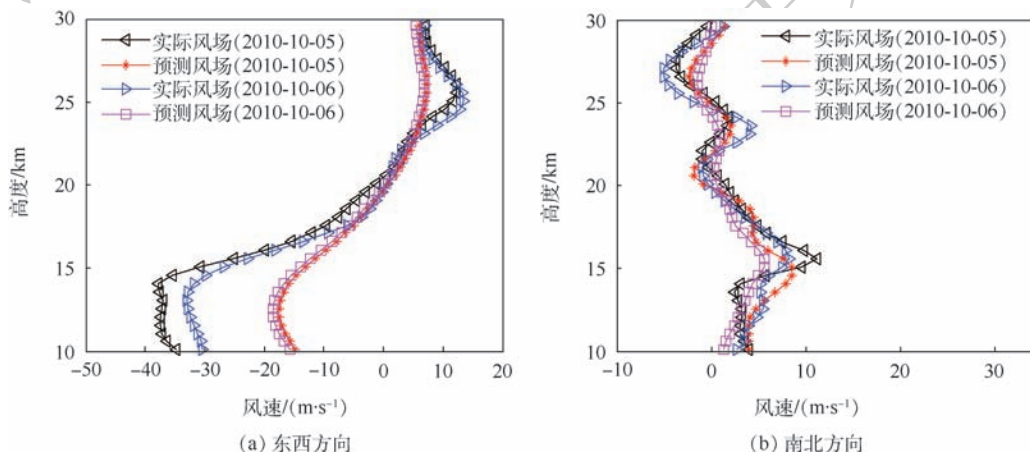


图 6 基于 Fourier 风场预测
Fig. 6 Prediction of wind field based on Fourier

1.3 基于 BP 神经网络的风场短期预测模型

针对 Fourier 预测模型预测精度不高的问题,在对风场数据进行 POD 方法降阶处理后,采用 BP 神经网络算法对风场进行短期预测,将投影系数进行 BP 神经网络建模,通过训练好的网络对投影系数进行预测。

BP 神经网络模型一般分为 3 层前馈网或 3 层感知器:输入层、中间层(也称隐含层)和输出层。主要特点:各层神经元只与相邻层神经元相连接,同层的内神经元彼此独立没有连接,同时各层神经元之间也不存在反馈连接,从而构成了层次分明的前馈型神经网络系统^[9-10],BP 神经网络

拓扑结构如图 1 中虚线框图所示。

BP 算法的实质是将一组输入、输出问题转化成非线性映射问题,并通过梯度下降算法迭代求解权值^[11-13]。平流层风场短期预测中,对于输出层有

$$\begin{cases} o_k = f(n_k) & k = 1, 2, \dots, n \\ n_k = \sum_{j=0}^n w_{jk} y_j & k = 1, 2, \dots, n; j = 0, 1, \dots, n \end{cases} \quad (8)$$

对于隐含层有

$$\begin{cases} y_i = f(n_i) & i = 1, 2, \dots, m \\ n_i = \sum_{j=0}^n v_{ij} x_j & i = 1, 2, \dots, m; j = 0, 1, \dots, n \end{cases} \quad (9)$$

式中:变量含义见文献[11-13]。

设输出层和隐层的转移函数为单极性 S 型函数

$$f(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (10)$$

当网络输出与实际输出不等时,存在输出误差 E ,定义如下:

$$E = \frac{1}{2} (d_k - o_k)^2 \quad (11)$$

将以上误差定义展开至隐含层有

$$E = \frac{1}{2} [d_k - f(n_k)]^2 = \frac{1}{2} \left[d_k - f \left(\sum_{j=0}^m w_{jk} y_j \right) \right]^2 \quad (12)$$

进一步展开至输入层有

$$E = \frac{1}{2} \left\{ d_k - f \left[\sum_{j=0}^m w_{jk} f \left(\sum_{i=0}^n v_{ij} x_i \right) \right] \right\}^2 = \frac{1}{2} \left\{ d_k - f \left[\sum_{j=0}^m w_{jk} f \left(\sum_{i=0}^n v_{ij} x_i \right) \right] \right\}^2 \quad (13)$$

网络输入误差是各层权值 w_{jk} 、 v_{ij} 的函数,因此调整权值可改变误差 E 。显然,调整权值的原则是使误差不断的减小。因此在本文所建立的预测模型中将采用一个常用而又有效的方法——快速梯度下降法,使权值的调整量与误差的负梯度成正比:

$$\begin{aligned} \Delta w_{jk} &= -\eta \frac{\partial E}{\partial w_{jk}} \quad j = 1, 2, \dots, m; k = 1, 2, \dots, n \\ \Delta v_{ij} &= -\eta \frac{\partial E}{\partial v_{ij}} \quad i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (14)$$

式中:负号表示梯度下降; $\eta \in (0, 1)$ 为学习速率。

引入误差信号:

$$\begin{cases} \delta_k^o = -\partial E / \partial n_k \\ \delta_j^y = -\partial E / \partial n_j \end{cases} \quad (15)$$

可推导出误差调整公式为

$$\begin{cases} \Delta w_{jk} = \eta \delta_k^o y_j = \eta (d_k - o_k) o_k (1 - o_k) y_j \\ \Delta v_{ij} = \eta \delta_j^y x_i = \eta \left(\sum_{k=1}^l \delta_k^o w_{jk} \right) y_j (1 - y_j) x_i \\ \delta_k^o = (d_k - o_k) o_k (1 - o_k) \\ \delta_j^y = \left(\sum_{k=1}^l \delta_k^o w_{jk} \right) y_j (1 - y_j) \end{cases} \quad (16)$$

为了预测 2010-10-05 的风场,通过 POD 方法对 10 月 5 日以前的风场数据进行降阶处理,得到相应的投影系数,分别以东西和南北方向的第 1 阶 POD 模态的投影系数为例,通过 BP 神经网络算法对投影系数的变化进行预测,如图 7 所示。

将最优 POD 基与通过 BP 神经网络算法预测

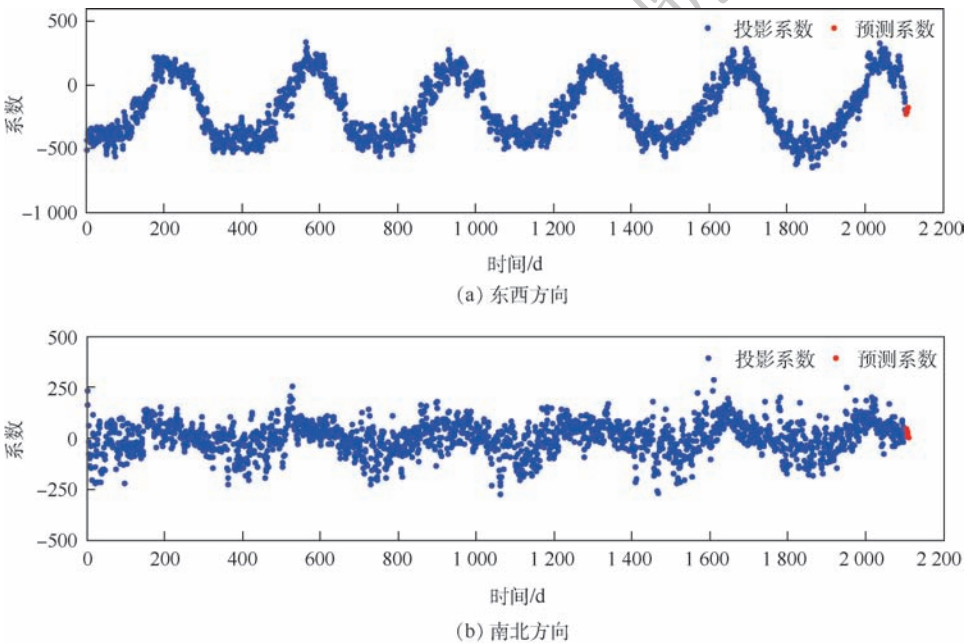


图 7 基于 BP 神经网络预测系数

Fig. 7 Prediction of coefficients based on BP neural network

出的系数结合可对未来的风场进行预测,如图 8 所示,东西方向上的预测风场能够大致体现出实际风场的变化趋势,南北方向上的预测精度虽然不高,但由于南北方向上的风速较小,随高度的变

化比较复杂,因此其预测风场具有一定的参考价值。BP 神经网络算法是一种误差反向传播算法,不依赖于数据的周期性和规律性,因此基于 BP 神经网络算法只能对未来短期内的风场进行预测。

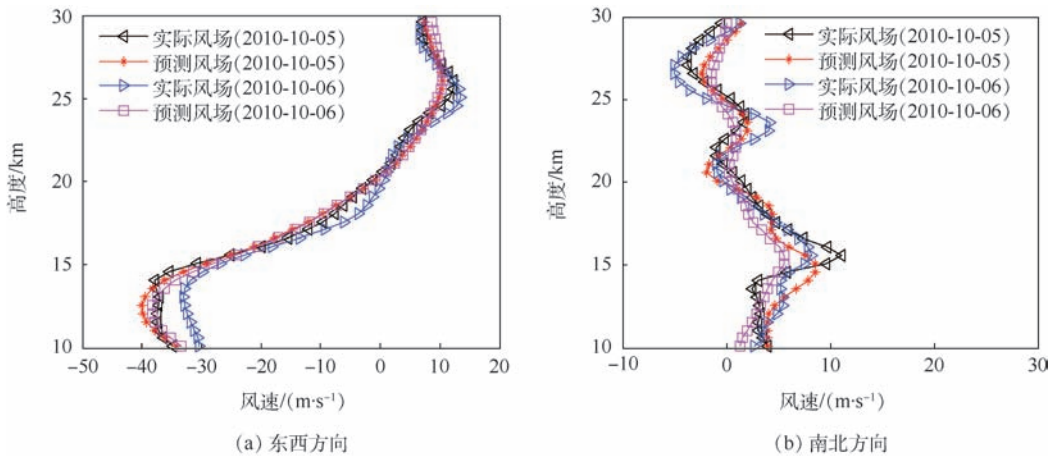


图 8 基于 BP 神经网络风场预测

Fig. 8 Prediction of wind field based on BP neural network

2 风场预测误差分析

分别将东西和南北方向的预测风场与实际风场进行比较,对风场预测误差进行分析,如图 9 所示。随高度的变化,基于 BP 神经网络算法的风场预测误差在 $-5 \sim 5$ m/s 小范围波动,而基于 Fourier 级数拟合的风场预测误差范围较大。在高度 20 km 附近,2 种风场预测模型的预测误差都接近于 0;在 15 km 附近,基于 Fourier 级数拟合的预测风场与实际风场相差约 20 m/s,因此基于 BP 神经网络算法的预测风场与实际风场更吻合,其

风场预测精度更高。

2 种风场预测方法采取的 POD 降阶阶数一致,降阶模型导致的误差也一致,因此风场预测精度与投影系数的拟合程度有直接的关系。分别将 2 种预测模型的拟合系数与实际投影系数进行比较分析,以第 1 阶 POD 模态的投影系数为例,如图 10 和图 11 所示。相对于 Fourier 级数拟合误差,基于 BP 神经网络所获取的系数拟合误差范围更小,误差值的分布更加平整、均匀,说明采用 BP 神经网络算法的系数拟合程度更高,可信度更强。

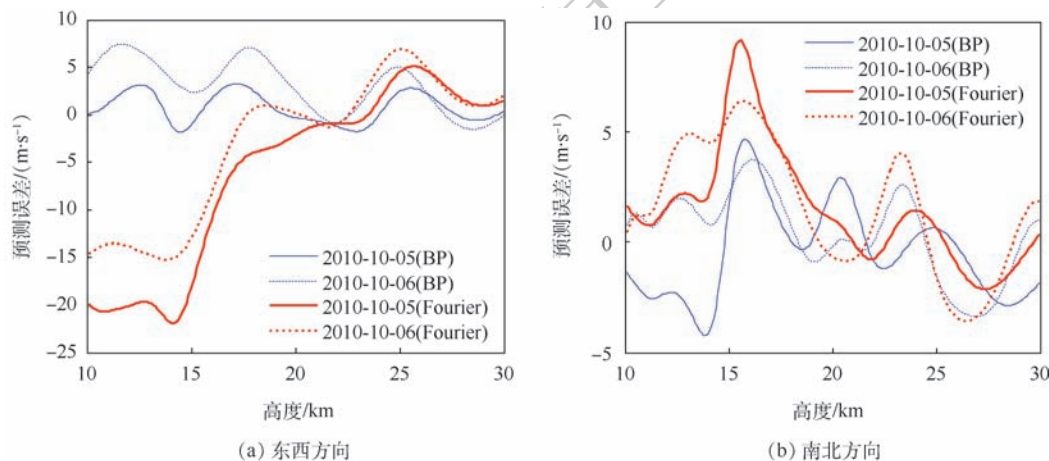


图 9 风场预测误差

Fig. 9 Wind field prediction errors

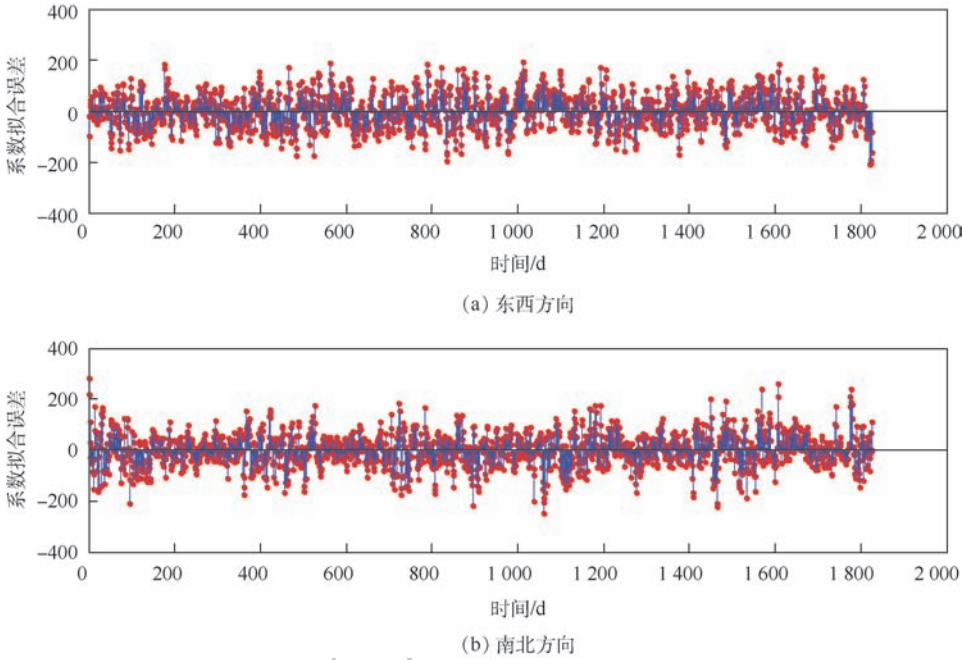


图 10 Fourier 级数拟合误差
Fig. 10 Fourier series fitting errors

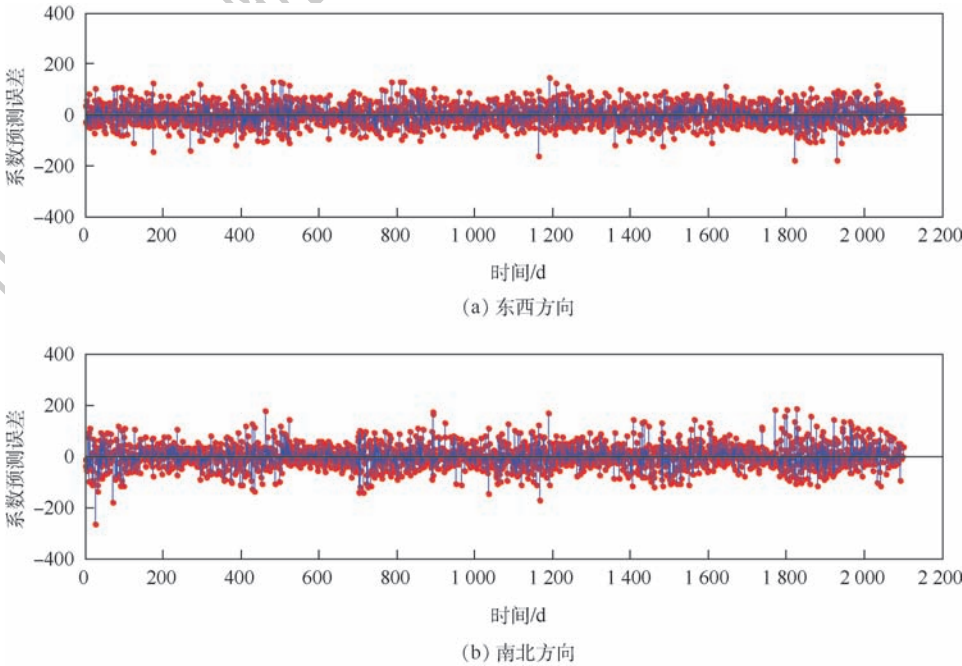


图 11 BP 神经网络预测误差
Fig. 11 Prediction errors of BP neural network

3 动力学建模

对不同高度纬向风场综合利用,通过高度调控对浮空器进行东西方向的飞行控制,建立浮空器系统的质点模型,忽略球体弹性变形和姿态变化的影响^[14]。下面分别对竖直和水平方向建立动力学模型。

由牛顿第二定律,竖直方向动力学方程为

$$\sum F_{\text{vertical}} = \frac{d(Mv_{\text{vertical}})}{dt} \quad (17)$$

式中: M 为浮空器总质量和附加惯性质量的总和; v_{vertical} 为升降速度。附加惯性质量为飞行器由于运动所排开空气对其反作用效应,对于体积小的飞行器,其作用可以忽略,但对于体积较大的浮空类飞行器,应考虑附加惯性质量的影响:

$$M = m_{\text{system}} + k\rho_a V_R \quad (18)$$

其中: m_{system} 为浮空器系统各部分的质量之和; k

为附加惯性质量系数; V_R 为浮空器体积。

浮空器内气体状态方程:

$$PV_R = m_{He} R_{He} T + m_{air} R_a T \quad (19)$$

式中: m_{He} 为浮空器内氦气质量; R_{He} 为氦气常数; m_{air} 为浮空器内空气质量; R_a 为空气常数; T 为气体温度,由于系统高度变化远快于温度变化,假定氦气温度与环境温度相同。浮空器在竖直方向所受外力包括浮力 F_b 、重力 G 、气动阻力 F_d :

$$F_{vertical} = F_b + G + F_{dv} \quad (20)$$

$$F_b = \rho_a g V_R \quad (21)$$

$$G = Mg \quad (22)$$

$$F_{dv} = \frac{1}{2} C_D \rho_a v_{vertical}^2 S_{xy} \quad (23)$$

式中: ρ_a 为大气环境密度; S_{xy} 为参考面积。本文采用正球形浮力体,其阻力系数 C_D 经验公式为^[15]

$$\begin{cases} C_D = \frac{24}{Re} + \frac{6}{1 + \sqrt{Re}} + 0.4 & Re \leq 2.7 \times 10^5 \\ \lg C_D = 25.821 - 4.825 \lg Re & 2.7 \times 10^5 < Re \leq 3.7 \times 10^5 \\ \lg C_D = -0.699 - 0.347 e^{-38.533 (\lg \frac{Re}{3.7 \times 10^5})^{5.306}} & 3.7 \times 10^5 < Re \leq 10^6 \\ C_D = 0.2 & Re > 10^6 \end{cases} \quad (24)$$

其中: Re 为雷诺数。

由牛顿第二定律,水平方向动力学方程为

$$\sum F_{horizontal} = \frac{d(Mv_{horizontal})}{dt} \quad (25)$$

在水平方向只受气动阻力 F_{dh} :

$$F_{dh} = \frac{1}{2} C_D \rho_a v_{horizontal}^2 S_{xz} \quad (26)$$

式中: $v_{horizontal}$ 为水平方向空速; S_{xz} 为参考面积。

浮空器通过高度调控主要是对不同高度风层的风进行有效利用。高度调控分系统通过将空气排出或压入副气囊,改变浮空器的总重量,进而调整驻空浮重平衡状态。当需要提升浮空器的飞行高度时,开启排气阀,副气囊中空气受内外压差作用而排出,减少浮空器总重,在到达预期飞行高度时控制浮重平衡。反之,当需要降低浮空器的飞行高度时,鼓风机做功,将环境空气压入副气囊,增加浮空器总重,在到达预期飞行高度时控制浮重平衡即可。

当浮空器处于上升调控过程,空气阀门打开,副气囊中空气被排出,空气质量的变化^[16]为

$$\frac{dm_{air}}{dt} = -\sqrt{\frac{2\Delta P \rho_a (\pi R_{air}^2)^2}{K}} \quad (27)$$

式中: m_{air} 为副气囊空气质量; ΔP 为超压气球与

大气环境压差; R_{air} 为阀门开口半径; K 为阀系数。

当浮空器处于下降调控过程,鼓风机做功将外界空气压入副气囊,空气质量变化^[17]为

$$\frac{dm_{air}}{dt} = \rho_a V_{in}(h) \quad (28)$$

式中: V_{in} 为单位时间进气量。

4 飞行仿真与分析

根据长沙地区风场数据统计,在10~11月的时间段内,平流层20 km附近存在风速较小的准零风层,因此,通过对临近空间浮空器的飞行高度进行调控,综合利用平流层风场能量,可实现在一定区域内驻留。浮空器高度调控的范围越大,外界压强的影响越大,对其材料要求、技术水平越高,因此,通过上述所说的2种风场预测方法对18~22 km高度范围2010-09-29—2010-10-03五天的东西方向风场进行预测,如图12所示,从其中的实际风场轮廓线可看出,在19 km高度附近存在零风层,在其上下存在风向相反的风层。

根据9月29日的预测风场轮廓线,通过高度调控,将浮空器飞行在风速为零的高度,由于预测风场与实际风场具有偏差,浮空器将会偏离起始位置,随风自由飘行,因此,计算出这一天实际的飞行位移,再根据9月30日的预测风场轮廓线,搜索出需要的风速所在高度,并对浮空器进行高度调控。

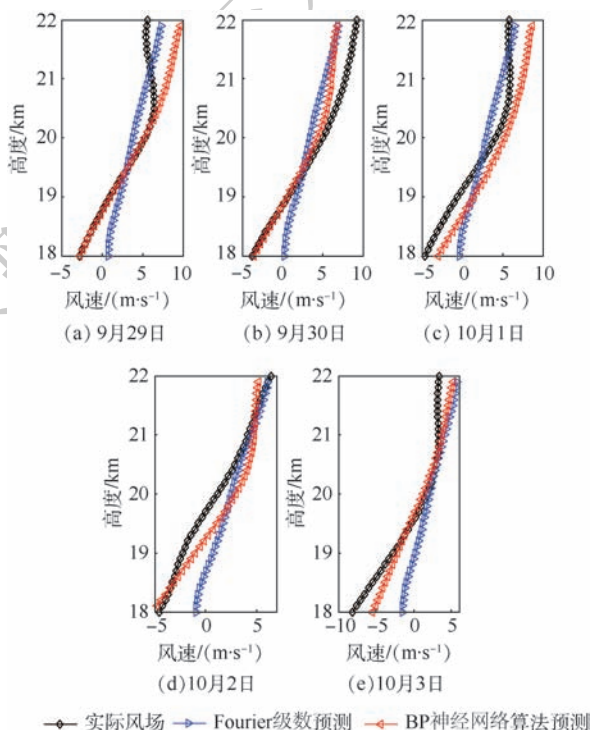


图12 五天风场预测

Fig. 12 Wind field prediction for 5 days

依次反复进行调控,具体工作流程如图 13 所示。

分别以 Fourier 级数预测风场与 BP 神经网络算法预测风场作为参考,根据工作流程,通过仿真,得到浮空器飞行过程中竖直方向的运动状态如图 14 所示。从图 14(a)可看出,基于 Fourier 级数预测风场,浮空器五天飞行从 18 km 高度调节到了 22 km,调控范围较大,基于 BP 神经网络算法预测风场,大大减少了浮空器的调控范围,从而可以增强浮空器的使用寿命,减小对浮空器材料与技术的要求。相对于 Fourier 级数预测风场,基于 BP 神经网络算法预测风场的高度调控范围较小,则高度调控过程中所消耗的时间较短,大大减小了对浮空器排气阀和鼓风机的要求性能,如图 14(b)所示。

相对于 Fourier 级数预测模型,基于 BP 神经网络算法预测模型的预测精度更高,因此,以 BP 神经网络算法预测风场作为参考更为准确,浮空器在东西方向上将随较小的风速来回飘行,使其在东西方向上的驻空范围较小,能够充分利用经向风场能量,实现在一定区域内驻留,如图 15 所示。

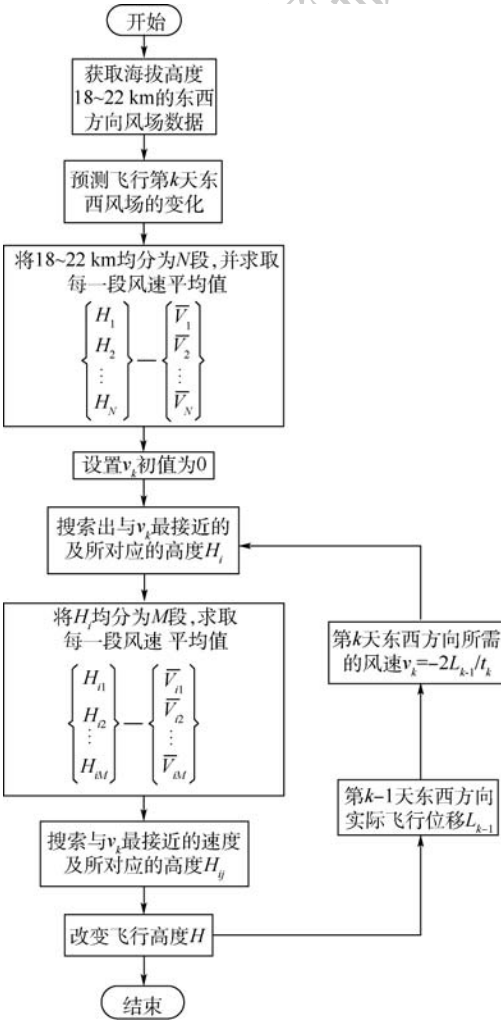


图 13 工作流程图

Fig. 13 Diagram of work process

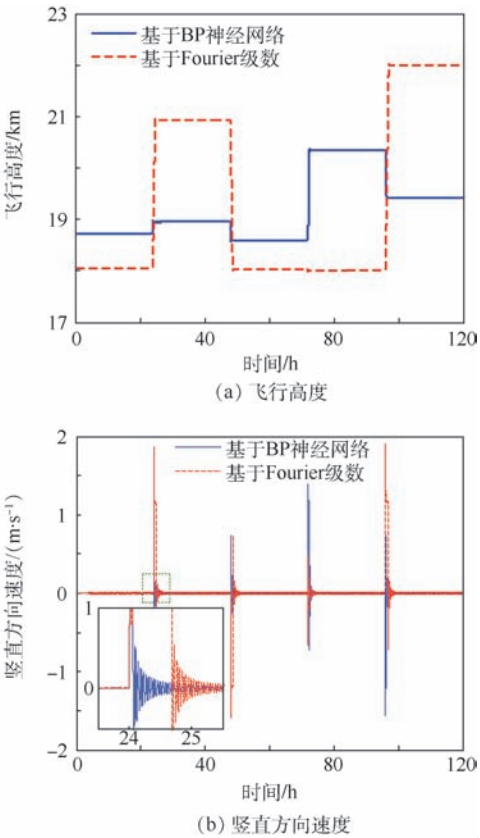


图 14 竖直方向运动状态

Fig. 14 Motion state in vertical direction

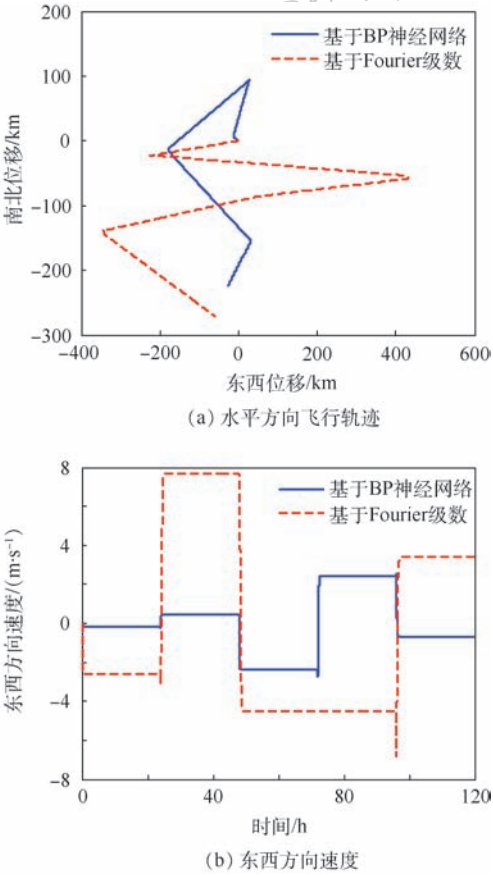


图 15 水平方向运动状态

Fig. 15 Motion state in horizontal direction

5 结 论

本文通过 POD 方法将平流层风场数据进行高精度高效率降阶处理后,采用了 2 种预测模型对风场进行预测,分别考虑了 2 种风场预测模型对浮空器轨迹控制的影响,得出:

1) 以长沙地区为例,选取海拔高度 10 ~ 30 km 五年风场数据,采用了一种对平流层风场数据进行降阶处理的 POD 方法,在此基础上,分别采用了 Fourier 级数与 BP 神经网络算法对平流层风场进行预测。

2) 对 2 种模型的预测精度进行了比较分析,通过建立临近空间浮空器的动力学模型和高度调控模型,分析了 2 种风场预测模型对浮空器轨迹控制的影响。

3) 相对于 Fourier 预测模型,基于 BP 神经网络预测模型的预测误差波动的范围更小,误差值的分布更加平整、均匀,预测精度更高,可信度更强,能够更好地为浮空器飞行轨迹控制提供参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 王彦广,李健全,李勇,等. 近空间飞行器的特点及其应用前景[J]. 航天器工程,2007,16(1):50-57.
WANG Y G, LI J Q, LI Y, et al. Characters and application prospects of near space flying vehicles [J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(1): 50-57 (in Chinese).
- [2] 陶梦初,何金海,刘毅. 平流层准零风层统计特征及准两年周期振荡对其影响分析[J]. 气候与环境研究,2012,17(1):92-102.
TAO M C, HE J H, LIU Y. Analysis of the characteristics of the stratospheric quasi-zero wind layer and the effects of the quasi-biennial oscillation on it [J]. Climatic and Environmental Research, 2012, 17(1): 92-102 (in Chinese).
- [3] 李春霖,罗蓉媛,陈彤曦. 平流层通信新思路-谷歌气球计划[J]. 通信技术,2015,48(2):125-129.
LI C L, LUO R Y, CHEN T X. New idea for stratospheric communications-Google Loon [J]. Communications Technology, 2015, 48 (12): 125-129 (in Chinese).
- [4] ATHAR R, MATTHEWS T, LAVIGNE J, et al. Atmospheric C4ISR unmanned station (STRATACUS) [C] // AIAA Balloon Systems Conference. Reston: AIAA, 2017: 1-25.
- [5] 王艳奎. 临近空间飞行器应用前景及发展分析[J]. 国防科技,2009,30(2):20-24.
WANG Y K. An analysis on application prospects and development of near-space vehicles [J]. National Defense Science & Technology, 2009, 30(2): 20-24 (in Chinese).
- [6] 常晓飞,白云飞,符文星,等. 基于平流层特殊风场的浮空器定点方案研究[J]. 西北工业大学学报,2014,32(1):12-17.
CHANG X F, BAI Y F, FU W X, et al. Research on fixed-point aerostat based on its special stratosphere wind field [J]. Journal of Northwestern Polytechnical, 2014, 32 (1): 12-17 (in Chinese).
- [7] 陈兴权,王解先,谷川. 基于主成分分析的 BP 神经网络在形变预测中的应用[J]. 大地测量与地球动力学,2008,28(3):72-76.
CHEN X Q, WANG J X, GU C. Application of BP neural network based on principal component analysis in deformation forecasting [J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2008, 28 (3): 72-76 (in Chinese).
- [8] HEIKKILÄ U, SHI X, PHIPPS S J, et al. 10Be in late deglacial climate simulated by ECHAM5-HAM-Part 2: Isolating the solar signal from 10Be deposition [J]. Climate of the Past Discussions, 2013, 9(5): 5627-5657.
- [9] 杨晓亮,徐建源,林莘. 主成分 BP 神经网络预测模型在风电场输出功率中的应用 [C] // 2010 输变电年会论文集, 2010.
YANG X L, XU J Y, LIN X. Application of principal component bp neural network prediction model to output power of wind farm [C] // 2010 Annual Conference of Power Transmission and Transformation, 2010 (in Chinese).
- [10] 范高峰,王伟胜,刘纯,等. 基于人工神经网络的风电功率预测[J]. 中国电机工程学报,2008,28(34):118-123.
FAN G F, WANG W S, LIU C, et al. Wind power prediction based on artificial neural network [J]. Chinese Journal of Electrical Engineering, 2008, 28 (34): 118-123 (in Chinese).
- [11] 农吉夫,黄文宁. 基于主成分分析的 BP 神经网络长期预报模型[J]. 广西师范学院学报(自然科学版),2008,25(4):46-51.
NONG J F, HUANG W N. Long-term prediction model of BP neural networks based on principle component analysis [J]. Journal of Guangxi Normal University (Natural Science Edition), 2008, 25(4): 46-51 (in Chinese).
- [12] 李春祥,牛东晓,孟丽敏. 基于层次分析法和径向基函数神经网络的中长期负荷预测综合模型[J]. 电网技术,2009,33(2):99-104.
LI C X, NIU D X, MENG L M. A comprehensive model of medium and long term load forecasting based on analytic hierarchy process and radial basis function neural network [J]. Power System Technology, 2009, 33(2): 99-104 (in Chinese).
- [13] 张明理,杨晓亮,滕云,等. 基于主成分分析与前向反馈传播神经网络的风电场输出功率预测[J]. 电网技术,2011,35(3):183-187.
ZHANG M L, YANG X L, TENG Y, et al. Wind farm output power prediction based on principal component analysis and forward feedback propagation neural network [J]. Power System Technology, 2011, 35(3): 183-187 (in Chinese).
- [14] 常晓飞,尚妮妮,符文星,等. 平流层浮空器快速部署平台的建模与仿真[J]. 宇航学报,2014,35(10):1135-1140.
CHANG X F, SHANG N N, FU W X, et al. Modeling and simulation of rapid deployment system for stratospheric aerostat [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35 (10): 1135-1140 (in Chinese).
- [15] 吕明云,巫资春. 高空气球热力学模型与上升过程仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(5):505-509.

LV M Y, WU Z C. Thermodynamic model and numerical simulation of high altitude balloon ascending process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(5):505-509 (in Chinese).

[16] 苗景刚, 周江华, 杨新. 动态过程的飞艇排气特性分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(2):153-158.

MIAO J G, ZHOU J H, YANG X. Analysis of airship exhaust characteristics in dynamic process[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2):153-158 (in Chinese).

[17] 凡永华, 于云峰, 闫杰. 高空飞艇高度控制系统设计及仿真[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(24):5957-5961.

FAN Y H, YU Y F, YAN J. High altitude airship altitude control system design and simulation[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(24):5957-5961 (in Chinese).

作者简介:
李魁 男, 硕士研究生。主要研究方向: 临近空间飞行器动力学与控制。

杨希祥 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 临近空间飞行器总体设计、动力学与控制。

Trajectory control of aerostat based on prediction of stratospheric wind field

LI Kui, DENG Xiaolong, YANG Xixiang*, HOU Zhongxi

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The stratospheric wind environment has an important influence on the aerostat design and trajectory control. Taking the wind field data from 2005 to 2010 in Changsha as an example, this paper firstly uses the proper orthogonal decomposition (POD) method to reduce order of the wind field data, and then uses the Fourier series and BP neural network algorithm to predict the stratospheric wind field. The prediction accuracy of the two models is compared and analyzed. Finally, the dynamic model and height control model of the near-space aerostat are established, and the influence of the two wind field prediction models on the trajectory control of the aerostat is analyzed. The research results show that the prediction model based on the BP neural network is more accurate and more reliable than the Fourier prediction model, and it can provide a better reference value for the flight trajectory control of the aerostat.

Keywords: proper orthogonal decomposition (POD) method; Fourier series; BP neural network algorithm; wind field prediction; near-space aerostat

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0559

航空替代燃料低温点火关键物质研究

臧雪静, 周冠宇, 杨晓奕

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘

要: 液体燃料低温条件下挥发的燃油组分对于点火启动有显著影响。通过对航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 燃料低温条件气相组分分析, 得到了 -40°C 到 15°C 燃料挥发组分及含量分布规律, 确定低温条件发动机点火关键物质并进行点火边界测试及分析。通过加入轻烃物质煤基费托燃料点火性能有显著提高作用, 其改善顺序为环烷烃最优, 其次是支链烷烃, 直链烷烃。对航空替代燃料应用于发动机低温冷启动及高空再点火过程有一定指导意义。

关键词: 替代燃料; 轻烃组分; 低温点火; 蒸气压; 液体燃料

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-1019-07

随着替代燃料的不断发展, 将新型替代燃料应用到现有的燃气轮机中需要适应现有发动机性能^[1]。在恶劣条件下, 例如冷启动和高空再点火, 此时温度范围为 $-40 \sim 10^{\circ}\text{C}$ ^[2], 燃料的雾化性能较差, 燃料挥发性的影响因素对于点火过程至关重要。对于液体燃料而言, 燃料特性会通过影响点火电嘴附近的燃料蒸汽浓度对点火性能产生显著影响^[3]。因此, 为了保证在恶劣条件下发动机正常启动, 需要气态组分中包含更多的燃料蒸汽补偿较低的燃烧效率^[4]。

根据前人研究, 燃料中的轻烃组分具有较高的挥发性, 意味着火核需要较少的潜热来蒸发相同数量的燃料蒸汽^[5]。Holley 等^[6]通过测试发现具有较低碳数的烃类物质扩散能力较强, 在实际过程中更易点燃。Burger 等^[7]发现在低温条件下燃料物化性能变差, 燃料的挥发性能优劣直接关系到点火的成功与否。Rye 和 Wilson^[8]通过实验得出随着碳原子数增多蒸气压降低。轻烃组分会显著降低燃料的初馏点, 具有更优的蒸发性能^[9]。当足够多的轻烃物质以蒸汽形式存在于点火电极周围, 会显著增加点火成功可能性。

总结前人研究可以发现, 液体燃料蒸发特性对于发动机点火启动特性有直接影响。低闪点、高蒸气压的小分子烃类物质会率先挥发, 改变液体燃料上部气体组成, 对于点火启动起关键作用。然而, 前人并未给出该轻烃物质的具体成分及影响大小。因此, 本文对航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 在低温条件下的挥发组分进行测试, 定量分析该轻烃物质组成及比例, 确定低温条件影响点火关键物质。为了避免燃烧室自身结构和工况条件方面的影响, 本文根据统一标准, 利用爆炸极限测定仪测试同一温度下掺混点火关键组分的混合燃料的点火边界, 以确定关键物质对于点火的影响程度, 为研究低温条件下发动机点火过程提供理论依据。

1 试验材料及方法

1.1 燃料组成及理化性能

实验选用的测试燃料为航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T。航空煤油 RP-3 物质组成较为复杂, 其中链烷烃含量最大, 芳香烃和烯烃等不饱和烃

收稿日期: 2018-09-26; 录用日期: 2018-11-16; 网络出版时间: 2018-12-19 16:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181218.1454.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFE0120100)

* 通信作者: E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式: 臧雪静, 周冠宇, 杨晓奕. 航空替代燃料低温点火关键物质研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1019-1025.
ZANG X J, ZHOU G Y, YANG X Y. Key composition of aviation alternative fuel on ignition performance at low temperature[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1019-1025 (in Chinese).

含量也较多^[10]。本研究采用同一批次的航空煤油 RP-3 进行试验以避免不同批次产生的误差。F-T 燃料成分相对简单,主要为链烷烃,不含环烷烃及芳香烃。二者理化性质见表 1。

将航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 两种燃料注满自带 3 mm PTFE 垫片的 60 mL 顶空取样瓶内密封,用注射器吸取部分液体,使瓶内剩余 30 mL,营造液体上部真空环境。通过制冷机制冷,将试样分别置于 -40℃ 到室温条件下静置 24 h,使其达到气液平衡状态。用安捷伦石英注射器在试样液面近处吸取 2.5 mL 上部混合燃料蒸汽,手动注射至 GS-MS 测试仪内进行成分检测。利用峰面积法,采用 NIST08 标准谱库对所测组分进行检索分析,流程图见图 1。

实验样品组成分析采用 GC-MS 测试仪(Agilent 7890/5975C)。液相组分测试色谱条件:HP-5MS 色谱柱,载气为高纯氦气,流量为 1 mL/min,分流比为 50 : 1,进样口温度为 280℃,柱温为 50℃,保持 5 min,以 2.5℃/min 升温至 300℃,保持 5 min。质谱条件:离子源为电子轰击离子源(EI),离子源温度为 230℃,四级杆温度为 150℃。气相组分测试色谱条件:进口温度为 280℃,分流比为 20 : 1;柱温为 30℃,保持 1 min,以 5℃/min 升温至 100℃,停留 1 min 后再以 10℃/min 升温至 250℃。

表 1 航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 理化性质
Table 1 Physicochemical properties of aviation kerosene RP-3 and coal-based F-T

测试燃料	密度/(kg · m ⁻³)	闪点/℃	冰点/℃	20℃黏度/(mm ² · s ⁻¹)	热值/(MJ · kg ⁻¹)
RP-3	788	43.0	-47	1.72	42.8
F-T	758	55.5	-28	2.22	47.4



图 1 低温条件碳氢燃料气相组分检测流程图
Fig. 1 Flowchart of gas phase component detection of hydrocarbon fuels under low temperature conditions

碳氢燃料中的轻烃物质具有较高的蒸气压和较低的闪点,低温条件下会率先挥发,在液体上部形成燃料蒸汽。轻烃物质分子量越小,其蒸气压越高,闪点越低。由此可见蒸气压与闪点存在一个相互矛盾的关系。而航空燃油闪点对航空安全至关重要,是衡量航空燃油火灾危险性的一个重要参数^[11]。根据替代燃油相关标准规定,航空燃料闪点不能低于 38℃^[12],否则容易出现安全性问题。因此本文测试了混合燃油的闪点和蒸气压,以便对添加比例进行限定。蒸气压测试采用 MINIVAP VPXpert 蒸气压测定仪(符合 ASTM D6378-10 标准^[13])。闪点测试采用宾斯基-马丁闭口闪点实验仪(符合 SH/T 0733—2004 标准^[14])。

1.2 点火边界测试

点火边界测试采用型号为 HWP21-30S 爆炸极限测定仪(符合 GB/T 21844—2008^[15] 标准)。实验装置主要由燃烧系统、真空系统、配气系统、制冷系统、图像采集系统和自动化控制软件构成。

点火边界测试通过调节总压改变点火油气比,即加入一定质量的燃料,测试达到设定温度后容器内蒸汽分压,调节进气阀控制进气压力,通过测试点火成功时通入容器内部空气压力,根据理想气体状态方程转化为空气质量,在点火边界处计算油气比。根据油样质量体积 V_f 和油样密度 ρ 得到油样质量 m_f ,测定平衡之后燃料蒸汽分压 p_1 以及最终点火压力 p_2 ,得到进气压力并根据理想气体状态方程换算为进气质量 m_a ,最终得到油气比 f 。

$$m_a = (p_2 - p_1) VM / (RT)$$

$$m_f = V_f \rho$$

式中: V 为容器空气体积; M 为空气摩尔质量; R 为通用气体常数; T 为温度。

2 结果与讨论

2.1 碳氢燃料液相组分分布

燃料蒸汽组成与液体中物质组成密切相关,因此在试验前首先对液体样品进行测定。结果如表 2 所示,航空煤油 RP-3 组成成分非常复杂,主要是碳原子数为 7~20 的烷烃类,涵盖链烷烃、环烷烃、芳香烃和烯烃等诸多成分,其中链烷烃占比较大,达到了总量的 64% 左右,其次是芳香烃和环烷烃,还包括少量的烯烃和萘。相比之下,煤基费托 F-T 不含芳香烃和环烷烃,且分布在 $C_9 \sim C_{16}$ 之间直链烷烃占比高达 74%,比航空煤油同碳数直链烷烃占比多一倍左右。碳氢燃料液体组成成分的差异,是导致不同种类碳氢燃料理化

表 2 航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 液相组分分布
Table 2 Distribution of components in liquid phase of aviation kerosene RP-3 and coal-based F-T

碳数	RP-3					F-T		%
	直链烷烃	支链烷烃	环烷烃	芳香烃	烯烃和萘	直链烷烃	支链烷烃	
7	0.18	0.21	1.31	3.06	0	0	0	
8	1.01	0.84	4.75	2.02	0	0.43	0	
9	3.53	1.96	3.55	7.00	0	9.46	2.21	
10	5.75	6.53	2.51	5.49	1.26	11.33	5.32	
11	6.73	9.56	0.38	0.45	2.24	12.18	4.26	
12	6.25	5.41	0	0	0	11.42	3.55	
13	4.47	4.63	1.56	0	0	10.29	2.33	
14	2.39	1.89	0	0	0	8.41	1.30	
15	0.88	0.17	0	0	0	6.30	0	
16	0.17	0.90	0	0	0	4.55	0	
17	0	0.67	0	0	0	3.05	0	
≥18	0	0	0	0	0.27	3.61	0	
总计	31.36	32.77	14.06	18.02	3.77	81.03	18.97	

性能及燃料蒸汽组分分布存在区别的重要因素。

2.2 温度对航空煤油 RP-3 气相组分分布的影响

蒸发性是液体燃料最重要的特性之一,对液体燃料的储存、运输和在发动机中的使用有密切的关系。在液体燃料燃烧前,燃料中的易挥发组分首先与上部空气形成可燃混合气,然后进行燃烧。特别是在低温条件下,燃料的挥发性受到抑制,较难与上部空气形成良好混合气,对正常燃烧带来不利影响。因此,本文探究了碳氢燃料在室温至 -40℃ 条件下的气相组分分布情况,确定构成点火关键物质的轻烃组成。

表 3 是样品航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 在 15℃ 下挥发气相组分分布情况,由于二者液相成分存在差异,其挥发气体含量及分布也有所不同。根据质谱定量分析可知,常温条件下,航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 气相主要由碳原子数为

表 3 15℃ 条件下航空煤油 RP-3 与煤基费托 F-T 气相组分分布
Table 3 Distribution of components in gas phase of aviation kerosene RP-3 and coal-based F-T at 15℃

碳数	RP-3	F-T
6	8.36	0
7	28.32	2.13
8	23.27	10.21
9	27.39	63.96
10	10.89	21.87
11	0.42	1.83

6 ~ 10 的碳氢化合物组成。其中,航空煤油气相组分中含量最高的为 C₇ (28.32%), 其次为 C₉ 和 C₈, 分别占比 27.39% 和 23.27%。煤基费托气相组分中含量最高为的 C₉ (63.96%), 其次是 C₁₀ 和 C₈, 分别占比 21.87% 和 10.21%。此外,高碳数碳氢化合物 (C₁₁) 在二者气相组分中占比较小。

图 2 所示为不同温度条件下,航空煤油 RP-3 气相组分中具有不同碳数烃类的相对含量随温度的变化情况。低温条件下,航空煤油 RP-3 气相组分主要为 C₆ ~ C₁₀ 碳氢化合物。随着温度降低, C₆、C₇ 和 C₈ 此类低碳数碳氢化合物增多,以 C₉ 和 C₁₀ 为主的高碳数碳氢化合物减少。碳氢化合物同系物所含碳原子数越小,即相对分子质量越小,液体在蒸发过程中需要克服分子间作用力越小,气体分子受束缚程度越小,越容易从液面逸出,从而表现出较高的蒸气压,在气相组成中占比较大。

图 3 所示为不同温度条件下,航空煤油 RP-3 气相组分中具有不同族组成烃类的相对含量随温度变化情况,并与 15℃ 条件下液相成分进行对比。

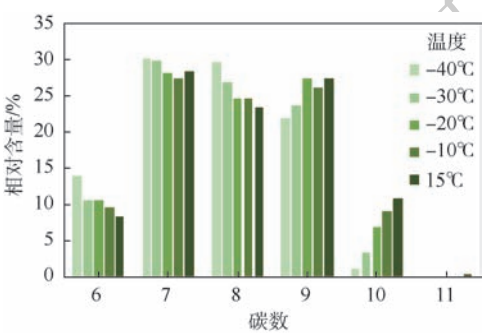


图 2 温度对航空煤油 RP-3 气相不同碳数轻烃物质分布的影响

Fig.2 Influence of temperature on light hydrocarbon distribution with different carbon numbers in aviation kerosene RP-3 gas phase

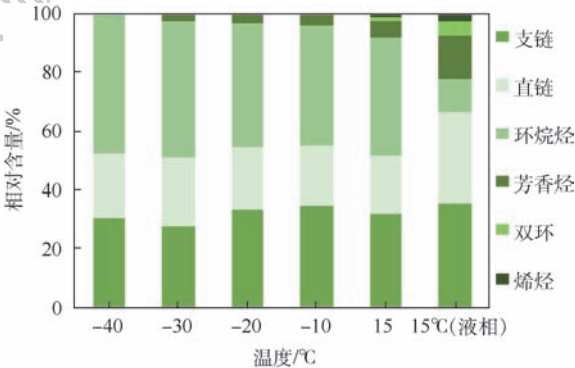


图 3 温度对航空煤油 RP-3 气相不同族组成轻烃物质分布的影响

Fig.3 Influence of temperature on light hydrocarbon distribution with different structures in aviation kerosene RP-3 gas phase

航空煤油液相组分中占比最大的是链烷烃,其次是环烷烃(9.73%)和芳香烃。对于航空煤油气相组分而言,环烷烃占比重最大,其次是支链烷烃和直链烷烃。随着温度进一步降低,气相组分中环烷烃相对比例略有增加。在不同温度条件下,航空煤油气相中均检测到碳数6~10的直链烷烃,且含量在总物质中位于前列。气相中芳香烃含量较低,即使常温条件最多不超过5%,且随着温度逐渐降低,芳香烃含量进一步减少。当温度低于40℃时,航空煤油气相组分中没有检测到芳香烃。

2.3 温度对煤基费托 F-T 气相组分分布的影响

根据煤基费托气相组分检测结果可知,低温条件下煤基费托挥发组分介于C₇~C₁₁之间,其中C₉含量最高,占总含量65%左右;其次是C₁₀和C₈,分别占比20%和10%左右。随温度降低,煤基费托气相组分中C₇、C₈和C₉含量略有增加,C₁₀含量略有下降。在气相族组分分布上,随着温度降低,煤基费托气相组分中直链烷烃含量稍有增长,逐步接近液相中直链烷烃含量。总体而言,温度对煤基费托在碳数和族组成的分布与航空煤油相比影响不大,绝对变化量不超过5%,如图4和图5所示。

对于纯物质而言,饱和蒸气压只取决于液体的性质和温度,与该物质在气相、液相中的数量无关。对于同种物质而言,温度越低,蒸气压越小^[16]。对于多组分混合物,蒸汽组成与各组分饱和蒸气压以及各组分在混合物含量有关。根据气相道尔顿分压定律和液相拉乌尔定律,可表示为

$$y_i = \frac{p_i}{p} = x_i p_i^* / \sum (x_i p_i^*)$$

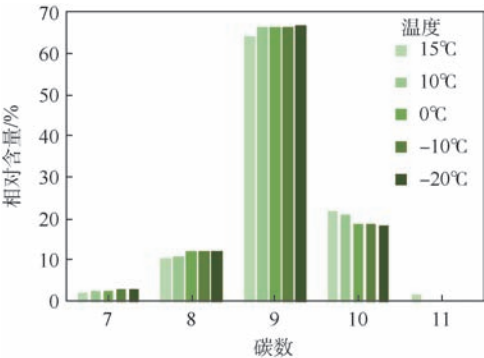


图4 温度对煤基费托 F-T 气相不同碳数轻烃物质分布影响

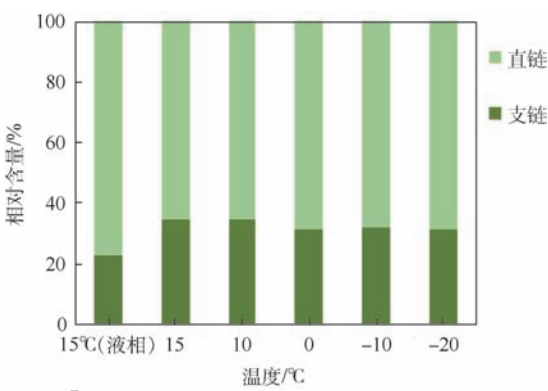


图5 温度对煤基费托 F-T 气相不同族组成轻烃物质分布影响

Fig.5 Influence of temperature on light hydrocarbon distribution with different structures in coal-based F-T gas phase

式中: y_i 为蒸汽中各组分含量; x_i 为液体中各组分含量; p_i^* 为纯组份的饱和蒸气压; p_i 为各组分蒸汽分压; p 为总压^[8]。因此,最终挥发成分中各物质的含量既与本身挥发性能好坏有关,又与液相中本身所占比例有关,是一个综合作用的结果。

综合以上分析,航煤气相中碳原子数为6~10的直链烷烃单一比例较大,环烷烃中甲基环己烷C₇H₁₄占比最大,支链烷烃中甲基居多。煤基费托F-T气相中碳原子数为7~11的直链烷烃占比高达67%,其中正癸烷含量最高,其次是正壬烷。以2种燃料中单组分占比最高的直链烷烃为例,结合文献[8]提到的计算方法,根据已知的纯物质组分数据^[17]计算出不同温度下蒸气压(单位:kPa)变化情况,其中常温与文献[18]进行对比,验证该公式具有较好适用性。随着温度降低,具有相同碳数的直链烷烃蒸气压逐渐减小。同一温度条件下,碳原子数目越小,其蒸气压越大,分子约束力较小,表现出较优的蒸发性能,如表4所示。

表4 直链烷烃蒸气压随温度变化

正构烷烃	Table 4 Variation of vapor pressure of n-alkanes with temperature					
	kPa					
	25℃ ^[18]	25℃	15℃	-10℃	-20℃	-30℃
C ₆	20.2	2.337	12.921	3.426	1.834	0.920
C ₇	6.1	6.077	3.598	0.776	0.377	0.170
C ₈	1.9	1.844	1.031	0.192	0.088	0.037
C ₉	0.6	0.594	0.313	0.049	0.021	0.008
C ₁₀	-	0.191	0.095	0.012	0.005	0.002

2.4 点火关键物质与点火边界

对于液体燃料而言,燃料浓度需要处于一定

Fig.4 Influence of temperature on light hydrocarbon distribution with different carbon numbers in coal-based F-T gas phase

的范围内时混合气才能燃烧。而在实际发动机中,燃料的燃烧伴随着高速气流条件,燃料在火焰筒内滞留时间较短。因此,在短时间内迅速形成混合良好的可燃混合气体对于燃烧过程,尤其是低温恶劣条件下的燃烧过程影响较大。对于高空点火而言,由于发动机处于冷状态,气流的温度和压力较低,燃料本身蒸发过程受到限制,若不能再短时间内不能形成较好的可燃混合气,便会直接影响到发动机的点火启动。对于航空煤油和煤基费托而言,二者液相组成不同,同种条件下点火成功油气比不同,航空煤油气相组分中轻烃组分所占比例更大,具有更优的点火性能。煤基费托 F-T 较窄的点火边界会导致其在实际应用中对发动机的控油规律做出一定改变^[19]。因此,为了在不更改发动机设计的前提下仍应用煤基费托燃料,需要对其成分进行调配,使其挥发的轻烃物质有利于低温条件下点火启动。

根据前人研究可知,轻烃物质对发动机点火有改善作用,且混合可燃气体质量的优劣与轻烃物质的含量及种类有关。因此,为了确定影响点火的关键轻烃物质,同时为了避免燃烧室自身结构和工况条件方面的影响,本文根据统一标准,利用爆炸极限测定仪测试同一温度(37.8℃)下掺混点火关键组分的混合燃料的点火边界。由于煤基费托 F-T 本身不含环烷烃,并结合上述碳数分布特征,猜想低温条件下影响航空煤油和煤基费托燃料出现差异的关键物质是环烷烃。选取环烷烃(甲基环己烷)作为添加物质,并与相同碳数(C₇)的直链烷烃(正庚烷)和支链烷烃(2-甲基己烷)进行横向对比,结果如表 5 所示。

为了得到各轻烃物质对点火的影响程度大小,本实验首先在煤基费托 F-T 分别添加 5% 甲基环己烷、2-甲基己烷和正庚烷。将测试容器进行抽真空处理,注入一定质量的待测油样,待其蒸

发完全后得到燃油蒸汽分压,调节进气阀通入空气达到最终点火压力。根据理想气体状态方程,在点火边界处计算换算油样蒸汽与通入空气的质量比(表 5)。

根据测试结果,煤基费托 F-T 点火油气比比航空煤油高 17.5%,意味着在恶劣条件下较难实现成功点火。添加 5% 的 C₇ 烃类物质的煤基费托 F-T 点火性能得到明显改善:当供油质量固定时,轻烃物质能够有效降低点火油气比。其中,环烷烃降低作用最为明显,比普通煤基费托 F-T 点火油气比降低了 25.15%,其次是支链烷烃和直链烷烃,分别降低了 22.75% 和 8.60%。其中,添加 5% 正庚烷的混合燃料(0.2875)仍未实现标准航空煤油 RP-3 的点火油气比(0.2677)。由于国际标准中规定航空煤油闪点不低于 38℃,且考虑到各烃类物质挥发性和易燃性不同,因此需要重新调整添加比例以确保混合之后的燃料闪点满足安全要求,见表 6。

以混合燃料达到闪点临界值时的比例作为参考,重新调整添加比例进行点火油气比测定。通过实验结果发现,对于煤基费托 F-T 而言,为确保在实际添加过程中满足闪点要求,甲基环己烷和正庚烷的添加比例不应超过 5.5% 和 7.5%,2-甲基己烷不应超过 3%。对于航空煤油 RP-3 而言,甲基环己烷和正庚烷的添加比例不应超过 2% 和 3%,2-甲基己烷不应超过 1.5%。为了进一步说明环烷烃对点火的贡献作用,添加相同比例不同碳原子数目的环烷烃,按上述方法测试其点火油气比。结果表明添加的环烷烃碳原子数目越多,分子质量越大,对点火的贡献率越小。

根据以上分析可知,蒸气压高、闪点低的小分子烃类物质会带动周围气体分子向上部运动,能够有效改变燃油上部蒸汽组成实现一个混合更加

表 6 RP-3 和 F-T 添加不同比例 C₇ 理化性质及油气比

Table 6 Physical properties and fuel-to-air ratio of RP-3 and F-T added with different proportions of C ₇				
试样	闪点/ ℃	蒸气压/ kPa	热值(MJ· kg ⁻¹)	37.8℃ 油气比
RP-3	43.0	0.6	42.81	0.2677
RP-3 + 2% 甲基环己烷	39.0	1.0	42.81	0.2374
RP-3 + 3% 正庚烷	37.5	1.1	42.85	0.2448
RP-3 + 1.5% 2-甲基己烷	37.5	0.9	42.83	0.2581
F-T	55.5	0.3	47.40	0.3146
F-T + 5.5% 甲基环己烷	37.5	1.2	47.18	0.2326
F-T + 7.5% 正庚烷	38.5	1.6	47.19	0.2387
F-T + 3% 2-甲基己烷	39.0	1.5	47.31	0.2544

表 5 37.8℃ 时 F-T 添加 5% C₇ 烃类物质油气比
Table 5 Fuel-to-air ratio of F-T added with 5% C₇ hydrocarbons at 37.8℃

试样	密度/ (g· cm ⁻³)	供气 压力/ kPa	供气 质量/ g	供油 质量/ g	油气比	降低 程度/ %
RP-3	0.7880	27.18	1.4719	0.3940	0.2677	
F-T	0.7580	22.25	1.2046	0.3790	0.3146	0
FT + 5% 甲基环己烷	0.7588	29.75	1.6111	0.3794	0.2355	25.15
F-T + 5% 2-甲基己烷	0.7541	28.65	1.5512	0.3770	0.2430	22.75
F-T + 5% 正庚烷	0.7543	24.22	1.3116	0.3772	0.2875	8.60

均匀、易燃性更优良的燃油蒸汽环境,对恶劣条件下点火起贡献作用。考虑到在实际条件下飞机的飞行工况会发生变化,特别是高空冷启动条件下进气量降低,对点火不利。根据以上测试结果,在煤基费托燃料中只需添加少量轻烃物质,即可显著降低煤基费托燃料点火油气比。在油量相同的情况下,燃料点火成功所需的油气比越低,越能保证即使在较小进气量情况下,仍能正常点火起动,见表 7。

在点火能量一定的条件下,燃料点火成功与可燃蒸汽浓度大小密切相关。可燃浓度越大,且燃烧极限越低,则同等条件下更易实现成功点火。而轻烃物质的蒸气压和燃烧极限对于燃料点火而言具有相反的作用:一方面,添加轻烃物质的混合燃料蒸气压升高,更容易形成可燃蒸汽,有助于点火成功;另一方面,添加物质本身具有较高的燃烧下限,使得混合燃料整体燃烧下限提高,更难以达到点火边界。因此若要实现燃料点火成功,需要考虑燃料挥发性与燃烧性的综合作用结果。根据燃烧极限数据可知,在相同条件下,甲基环己烷虽不如 2-甲基己烷挥发性好,但其提高燃烧下限带来的负面作用低于 2-甲基己烷。例如在压力 30 kPa 条件下,甲基环己烷挥发的蒸气比例 (1.033 3%) 更容易达到燃烧下限 (1.031 8%),因此添加甲基环己烷实现了最低的点火油气比。

表 7 添加 C₇ 碳氢燃料可燃蒸汽分压与燃烧下限

Table 7 Flammable vapor partial pressure and flammable lower limit of hydrocarbons added with C ₇			
试样	燃油蒸汽分压 (总压 30 kPa)	分压 占比/% (30 kPa 修正值)	燃烧下限/%
煤基费托 F-T	0.22	0.733 3	0.905 6
F-T+5% 甲基环己烷	0.31	1.033 3	1.031 8
F-T+5% 2-甲基己烷	0.32	1.066 7	1.107 1
F-T+5% 正庚烷	0.30	1.000 0	1.148 3

3 结 论

1) 定量测定了 -40℃ 到 15℃ 航空煤油 RP-3 和煤基费托 F-T 气相组成及比例,确定了影响点火起动的关键物质是环烷烃。

2) 通过在煤基费托燃料中添加少量环烷烃及相同碳数不同结构 C₇ 烃类物质,对混合燃料的点火油气比、蒸气压、闪点和燃烧极限进行测试并分析其对于点火的影响程度。其中环烷烃对点火的贡献作用最大,比未添加的煤基费托 F-T 点火油气比降低了 25.15%,其次是支链烷烃和直链

烷烃,分别降低了 22.75% 和 8.60%。

3) 燃料点火成功除了与挥发性有关,与物质本身燃烧极限也有关,最终点火贡献大小取决于二者综合作用结果。当供油质量固定时,通过添加小分子轻烃物质能够有效降低贫油点火油气比,对低温条件煤基费托燃料点火起动有一定改善作用。

参考文献 (References)

[1] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency [C] // Gas Turbines Power. New York : ASME, 1985, 107 (1) , 24-37.

[2] JEAN J, FOSSI A, DECHAMPLAIN A, et al. Assessment of bio-fuels/jet A-1 blends to meet cold start and altitude relight requirements [C] // Turbine Technical Conference and Exposition. New York : ASME, 2017 : V04BT04A055.

[3] GROHMANN J, RAUCH B, KATHROTIA T, et al. Investigation of differences in lean blowout of liquid single-component fuels in a gas turbine model combustor [C] // 52nd AIAA/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference. Reston : AIAA, 2016.

[4] VALCO D J, MIN K, OLDANI A, et al. Low temperature autoignition of conventional jet fuels and surrogate jet fuels with targeted properties in a rapid compression machine [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36 (3) , 3687-3694.

[5] JEAN J, FOSSI A, DECHAMPLAIN A, et al. Evaluating and testing biofuels to meet cold start and altitude relight requirements [J]. International Journal of Energetic Materials & Chemical Propulsion, 2014, 13 (4) : 319-337.

[6] HOLLEY A T, DONG Y, ANDAC M G, et al. Ignition and extinction of non-premixed flames of single-component liquid hydrocarbons, jet fuels, and their surrogates [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31 (1) : 1205-1213.

[7] BURGER V, YATES A, MOSBACH T, et al. Fuel influence on targeted gas turbine combustion properties: Part II — Detailed results [C] // Turbine Technical Conference and Exposition. New York : ASME, 2014 : V03AT03A003.

[8] RYE L, WILSON C. The influence of alternative fuel composition on gas turbine ignition performance [J]. Fuel, 2012, 96 : 277-283.

[9] ZIGAN L, SCHMITZ I, FL GEL A, et al. Effect of fuel properties on spray breakup and evaporation studied for a multihole direct injection spark ignition injector [J]. Energy & Fuels, 2010, 24 (8) : 4341-4350.

[10] 范学军, 俞刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析 [J]. 推进技术, 2006, 27 (2) : 187-192.

FAN X J, YU G. Analysis of thermal properties of Daqing RP-3 aviation kerosene [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27 (2) : 187-192 (in Chinese).

[11] 王盛园. 基于国产燃油物理—化学特性的油箱可燃性评估技术研究 [D]. 南京 : 南京航空航天大学, 2012.

WANG S Y. Research on fuel tank flammability evaluation technology based on domestic physico-chemical properties [D]. Nanjing : Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

- 2012(in Chinese).
- [12] ASTM International. Standard specification for aviation turbine fuels1; ASTM D1655-15c [S]. West Conshohocken: ASTM, 2015.
- [13] ASTM International. Standard test method for determination of vapor pressure (VP_x) of petroleum products, hydrocarbons, and hydrocarbon-oxygenate mixtures (triple expansion method); ASTM D6378-10[S]. West Conshohocken: ASTM, 2010.
- [14] 中华人民共和国国家发展和改革委员会. 闪点测定法(泰克闭口杯法): SH/T 0733—2004[S]. 北京: 中国石油工业出版社, 2004.
- National Development and Reform Commission. Flash point method (Tektronix closed cup method): SH/T 0733—2004 [S]. Beijing: China Petroleum Industry Press, 2004 (in Chinese).
- [15] 全国危险化学品管理标准化技术委员会. 化合物(蒸气和气体)易燃性浓度限值的标准试验方法: GB/T 21844—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.
- National Technical Committee for the Management of Hazardous Chemicals. Standard test method for flammability limits of compounds(vapours and gases): GB/T 21844—2008[S]. Beijing: China Standard Press, 2008 (in Chinese).
- [16] MOSES C A, ROETS P N J. Properties, characteristics, and combustion performance of sasol fully synthetic jet fuel[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2008, 131(4): 431-443.
- [17] RYE L. The public-access computer systems forum[EB/OL]. Sheffield: University of Sheffield Libraries(2011-10-23) [2012-01-10]. <http://www.cheric.org/research/kdb/>.
- [18] 王永华, 武京波, 陶澍, 等. 挥发性有机物气液分配常数与分子结构的关系[J]. 应用基础与工程科学学报, 1996, 4(3): 260-265.
- WANG Y H, WU J B, TAO W, et al. Relationship between gas-liquid partition constant and molecular structure of volatile organic compounds[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 1996, 4(3): 260-265 (in Chinese).
- [19] 周冠宇, 王洪波, 王智超, 等. 煤基费托航空燃料燃烧性能及航程[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(8): 1632-1638.
- ZHOU G Y, WANG H B, WANG Z C, et al. Combustion performance and range of coal-based Fischer-Tropsch aviation fuel [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1632-1638 (in Chinese).
- 作者简介:
臧雪静 女, 硕士研究生。主要研究方向: 航空替代燃料性能。
杨晓奕 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空替代燃料制备及性能。

Key composition of aviation alternative fuel on ignition performance at low temperature

ZANG Xuejing, ZHOU Guanyu, YANG Xiaoyi*

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

Abstract: Liquid fuel volatile compositions play an important role for ignition at low temperatures. The composition distribution of aviation kerosene RP-3 and coal-based Fischer-Tropsch F-T fuel in the vapor phase under low temperatures were analyzed in this research. The volatile components and content distribution of the fuel from -40°C to 15°C were obtained, and the key materials for engine ignition in low temperature conditions were determined and the ignition boundary test and analysis were carried out. The addition of light hydrocarbons significantly improves the ignition performance of coal-based Fischer-Tropsch fuel. Cycloalkanes are preferential, which are followed by branched alkanes and n-alkanes. It is of significance for the application of aviation alternative fuels in engine cold start and high-altitude relight process.

Keywords: alternative fuel; light hydrocarbons; low temperature ignition; vapor pressure; liquid fuel

Received: 2018-09-26; **Accepted:** 2018-11-16; **Published online:** 2018-12-19 16:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181218.1454.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2016YFE0120100)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0468

圆弧翼型跨声速流动的动态模态分析

胡万林, 于剑, 刘宏康, 阎超*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 跨声速翼型的激波周期性自激振荡会给机翼结构带来附加的脉动载荷, 从而加剧飞行器表面结构的疲劳损伤。使用动态模态分解 (DMD) 方法研究了跨声速下绕厚度 18% 的对称双圆弧翼型的压力脉动场, 分析了 DMD 提取的各阶主模态的频率特征、压力脉动的空间分布以及压力脉动随激波振荡的时间演化过程, 并使用 DMD 模态进行流场重构。结果表明, DMD 方法能准确捕捉流场各特征频率的模态, 第 1 阶模态是激波抖振的主频, 在激波的自激振荡过程中占主导作用, 前 7 阶模态重构的流场损失函数降低至 4% 以内, 误差主要分布于激波间断处。

关 键 词: 跨声速流动; 自激振荡; 动态模态分解 (DMD); 圆弧翼型; 流场重构

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-1026-07

在跨声速机翼表面存在着明显的附面层分离和激波与附面层干扰等复杂的流动现象。跨声速状态下激波附面层干扰引起的跨声速抖振问题具有复杂的非定常、非线性特征, 极大地制约了跨声速飞行器的飞行包线^[1]。抖振机理的研究有利于揭示激波自激振荡的机制、激波附面层干扰的机理以及压力脉动的产生等, 从而实现对激波抖振的有效控制。1976 年, McDevitt 等^[2]通过实验系统研究了激波抖振现象, 发现对于厚度 18% 的双圆弧翼型, 在一定的马赫数下, 激波会沿着翼型上下表面周期性往复运动。Tijdeman 和 Seebass^[3]总结了以往的跨声速激波抖振的研究, 将其分为 A、B 和 C 三类, 其中绕厚度 18% 对称双圆弧翼型的流动即为 C 型, 激波在翼型上下表面传播, 向上游运动的过程中逐渐减弱, 并最终离开翼型前缘。2001 年, Lee^[4]提出了一种自激反馈模型, 对激波抖振的机理进行解释, 认为激波的周期运动诱导的压力波在附面层的分离区中向下游传

播, 到达尾缘时产生的声波又向上游传播, 为激波的振荡提供能量, 维持系统的稳定。Lee 的模型得到了许多的研究者^[5-10]的验证, 对以后的研究起着重要的指导作用, 但是其对后缘处声波的产生未给出确切解释, 仍需进一步研究。

模态分析方法能够对复杂高维流场进行低维分解, 捕捉对于非定常流动发展起重要作用的模态, 并在时间和空间尺度上研究流动的发展。近年来, 基于流场特征提取的模态分析方法, 本征正交分解 (POD)^[11]和动态模态分解 (DMD)^[12], 常被应用于复杂非定常流场的分析中。潘翀等^[13]运用 DMD 方法从时间和空间维度上分析了带襟翼翼型尾流的流动特征, 捕获了尾流场基波和高阶谐波的频率、波长和传播速度等丰富的信息。刘宏康等^[14]详细研究了开口空腔的非定常流动, 结合 POD 和 DMD 方法分析了流场的压力脉动特征, 揭示了空腔后缘声波辐射的 2 种不同路径。寇家庆等^[15]基于 POD 和 DMD 方法, 研究了 A 型

收稿日期: 2018-08-10; 录用日期: 2018-12-21; 网络出版时间: 2018-12-25 09:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181221.1548.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11721202, 11402016)

* 通信作者: E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 胡万林, 于剑, 刘宏康, 等. 圆弧翼型跨声速流动的动态模态分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1026-1032. HU W L, YU J, LIU H K, et al. Dynamic modal analysis of circular-arc airfoil transonic flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1026-1032 (in Chinese).

跨声速激波抖振的压力场,对比了 2 种模态分解方法的特点。陈立为等^[10]则研究了双圆弧翼型激波的周期性运动,提出了针对 C 型激波抖振的自激反馈模型,并用 POD 分析了主要模态与激波运动以及尾缘压力脉动的关系。但基于系统能量排序的 POD 方法并不能准确捕捉与抖振频率相关的主要模态,而基于频率排序的 DMD 方法在保留 POD 方法优势的同时,更包含了系统的动力学特性,能提取流场的各阶特征频率。本文针对厚度 18% 的对称双圆弧翼型,在时间维度上对于跨声速瞬时流场运用 DMD 方法,提取包含流场各阶主频的模态,分析了流场的动力学特性。

1 数值方法

本文计算使用基于 SA (Spalart-Allmaras) 一方程湍流模型^[16]的延迟分离涡模拟 (Delayed Detached-Eddy Simulation, DDES)^[17]求解绕厚度 18% 对称双圆弧翼型的非定常流动,重构格式为三阶 MUSCL (Monotonic Up-stream-centered Scheme for Conservation Laws)^[18],并使用隐式双时间步推进^[19-20]。

2 DMD 方法

DMD 基于流场的动力学特性,提取的各阶模态在时间和空间演化特性上相互正交。本文截取流场进入稳定发展的非定常状态后的 500 个样本进行模态分解,采样频率为 5 555.6 Hz,后续讨论样本数量的关系,也基于此样本。

取瞬时流场矩阵 U_1^{N-1} 和 U_2^N 为

$$\begin{cases} U_1^{N-1} = [u_1 & u_2 & \cdots & u_{N-1}]^T \\ U_2^N = [u_2 & u_3 & \cdots & u_N]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中: u_i 为第 i 个瞬时流场数据列向量; N 为所取的瞬时流场样本总数目。相邻瞬时流场之间的时间间隔为 Δt , 假定 Δt 很小, 则两相邻瞬时流场满足线性映射关系:

$$\begin{cases} u_{i+1} = Au_i \\ U_2^N = AU_1^{N-1} \end{cases} \quad (2)$$

通过求解矩阵 A 的特征值和特征向量,以求得相应流场的特征信息。实际计算中,一般求解矩阵 A 的低维近似矩阵 F 代替求解高维矩阵。求解方法为对 U_1^{N-1} 进行奇异值分解,即

$$U_1^{N-1} = W\Sigma V^H \quad (3)$$

式中: W 和 V 均为酉矩阵; Σ 为对角矩阵。再求近似矩阵 F , 使得 $A = WFW^H$, 近似矩阵 F 可通过求解式(4)得到:

$$\min \|U_2^N - WFW^H U_1^{N-1}\|_F^2 \quad (4)$$

即使得矩阵 $U_2^N - WFW^H U_1^{N-1}$ 的 Frobenius 范数最小。从而得到:

$$F = W^H U_2^N V \Sigma^{-1} \quad (5)$$

对矩阵 F 进行奇异值分解,得到其特征值 μ_j 和特征向量 Λ_j , μ_j 即为 Ritz 特征值^[21], 其对数形式的实部和虚部分别表示增长率 $g_j = \text{Re}(\lg \mu_j) / \Delta t$ 和频率 $w_j = \text{Im}(\lg \mu_j) / \Delta t$ 。对应的 0 动态模态 Φ_j 和模态能量 $\|\Phi_j\|$ ^[12] 为

$$\begin{cases} \Phi_j = W \Lambda_j \\ \|\Phi_j\| = \frac{1}{\|V^H \Sigma^{-1} \Lambda_j\|} \end{cases} \quad (6)$$

3 计算网格与算例验证

图 1 给出了厚度 18% 对称双圆弧翼型物理模型及网格, 翼型弦长 $c = 203 \text{ mm}$, 展向长度为 $0.2c$, 远场为 $40c$ 。本文使用多块对接结构网格, 壁面设置无滑移绝热壁, 展向为周期边界, 远场为压力远场边界。使用两套网格计算, grid1、grid2 网格分辨率周向、法向和展向分别为 $465 \times 171 \times 41$ 、 $625 \times 201 \times 41$, 第 1 层网格高度使得 $y^+ < 1$ 。

本文计算来流马赫数 $Ma = 0.76$, 基于弦长的雷诺数 $Re_c = 1.1 \times 10^7$, 迎角为 0° , 无侧滑, 物理时间步长为 $0.002c/a_\infty$, a_∞ 为来流声速。图 2 给出了翼型上表面时均压力系数 C_p 沿流向分布, grid2 的计算结果与文献[2]和文献[10]结果基本吻合。图 3 给出了升力系数的功率谱密度 (PSD) 曲线, 使用最大熵功率谱估计方法, 在幅值上本文计算结果稍大, 但变化趋势与文献一致, 主频相近, 本文计算得到的斯特劳哈尔数 St 为 0.150 ($f = StU_\infty / c$, f 为脉动频率, U_∞ 为来流速度), 文献[10]结果为 $St = 0.148$, 该主频对应激波的自激振荡频率。

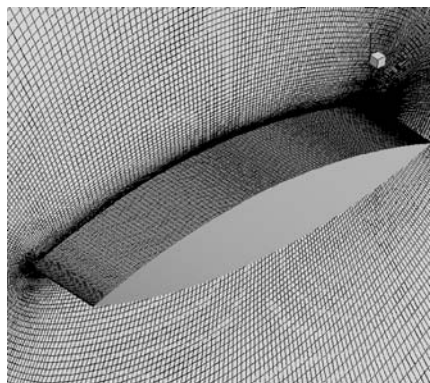


图 1 对称双圆弧翼型壁面及对称面网格

Fig. 1 Symmetric circular-arc airfoil wall and symmetry plane mesh

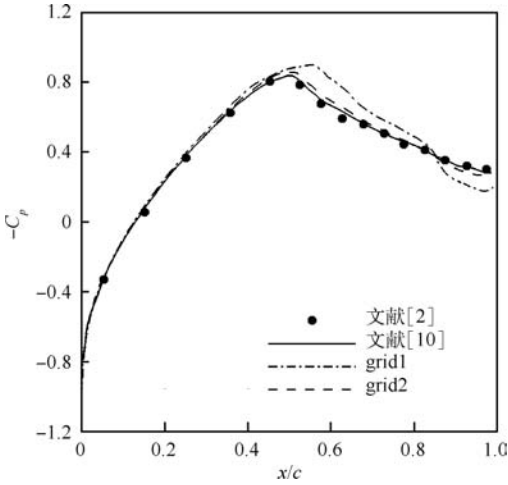


图 2 壁面压力系数分布

Fig. 2 Wall pressure coefficient distribution

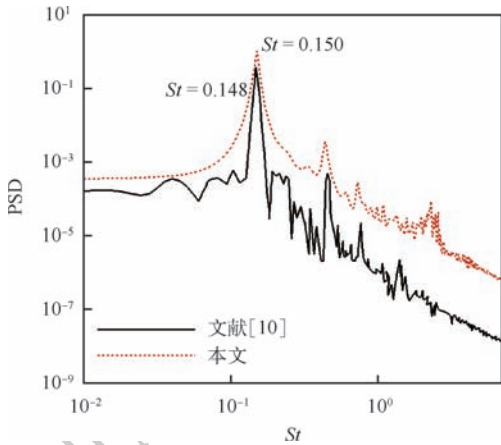


图 3 升力系数功率谱密度

Fig. 3 Lift coefficient power spectral density

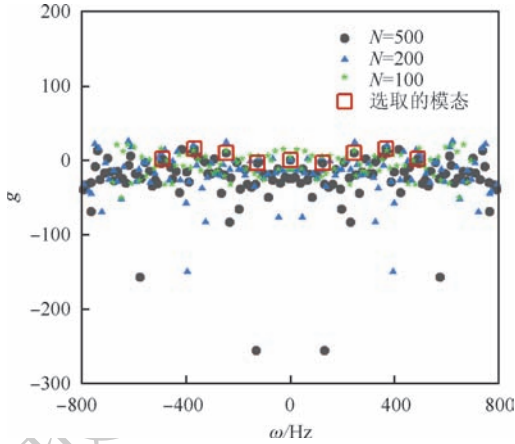
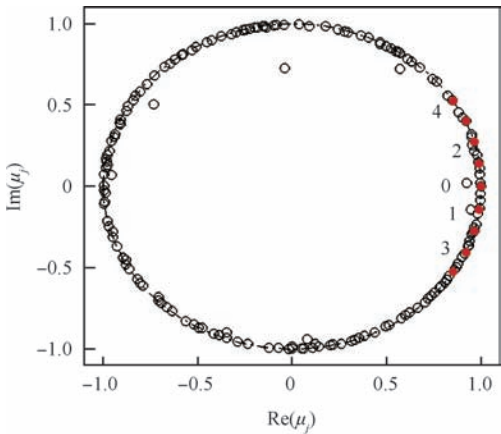
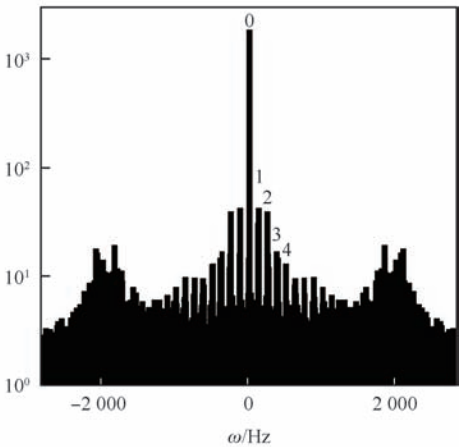


图 4 频率与增长率/衰减率的关系

Fig. 4 Relationship of frequency with growth rate/decay rate



(a) Ritz值(隔3个值显示)



(b) DMD模式能量与频率关系

图 5 DMD 的 Ritz 值和模式能量与频率关系

Fig. 5 Relationship of Ritz value and mode energy with frequency of DMD

4 计算结果与讨论

4.1 DMD 分析

对所取样本进行 DMD 分析,得到流场的各阶主模态。图 4 给出了样本数 $N = 100, 200, 500$ 下的 DMD 谱,对应的采样频率分别为 1 388.9、2 777.8、5 555.6 Hz。随着采样频率升高,捕捉流场特征模态的频率也越高,且样本数 200 和 500 的结果趋近,本文取样本数 500 的结果进行分析。图 4 中空心的方框为本文所取的前 5 阶模态,其中频率为 0 的模态为静模态,表征流场的平均特性,其余模态均成对出现,其特征值为共轭复数。所取模态增长率/衰减率均在 0 附近,说明对流场的非定常发展过程具有持续作用。

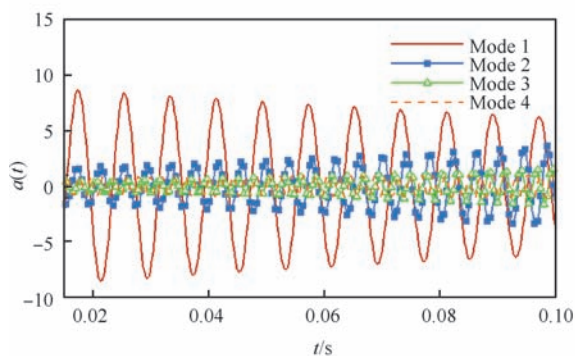
图 5 给出了 DMD 的 Ritz 值以及各阶模态能量与频率关系。各阶模态的特征值均处在单位圆附近,个别模态位于单位圆内,说明所取样本处于准中性稳定状态。以往研究者通常根据模态幅

值或者模态能量进行排列和选取特定的模态。本文根据后者选取图 5 中前 5 阶模态进行分析,各阶模态主频分别为激波自激振荡频率的倍数,对激波的自激振荡起主要作用。

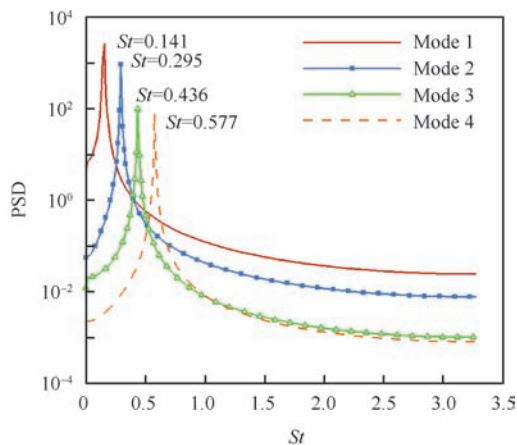
图 6 给出了 DMD 前 4 阶模态 (Mode 1 ~ Mode 4) 的模态系数 $a(t)$ 随时间 t 的变化及其功率谱密度曲线。结果表明,前 4 阶模态系数具有简谐振动特征,Mode 1 幅值随时间衰减,Mode 2 ~ Mode 4 幅值则随时间增长,与图 4 中的模态的增长率/衰减率一致,同时模态系数的幅值随阶数的

升高而减小。对各阶模态系数进行傅里叶分析,各阶模态包含单一主频,其对应的 St 分别为 0.141、0.295、0.436、0.577,对应激波自激振荡 St 的约 1 ~ 4 倍,且幅值逐渐减小,其中 Mode 1 在激波抖振过程中占主导作用。

图 7 (a) ~ (d) 分别给出了 Mode 0 ~ Mode 3



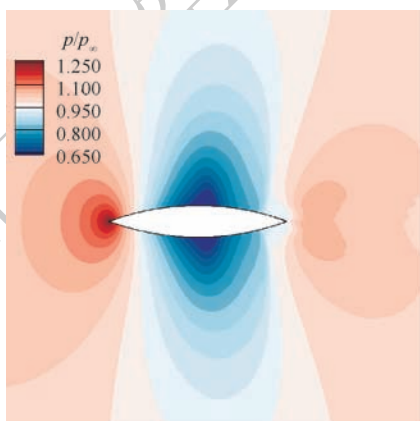
(a) 模态系数随时间变化



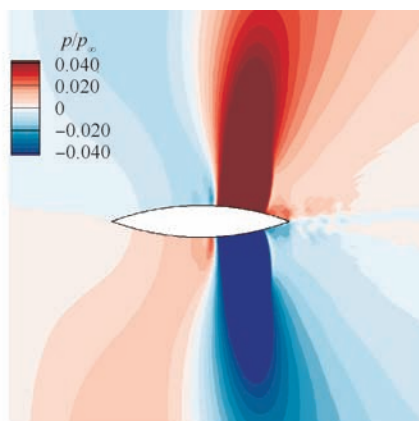
(b) 功率谱密度

图 6 DMD 前 4 阶模态系数随时间的变化及其功率谱密度曲线

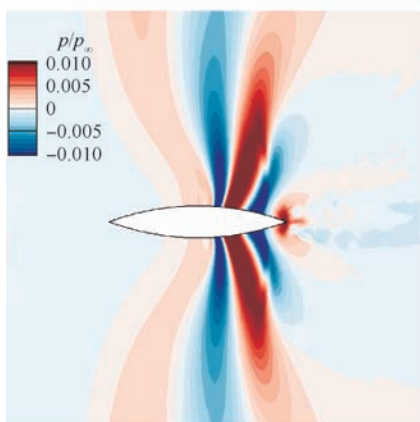
Fig. 6 Variation of coefficient of the first four modes of DMD with time and its power spectral density curves



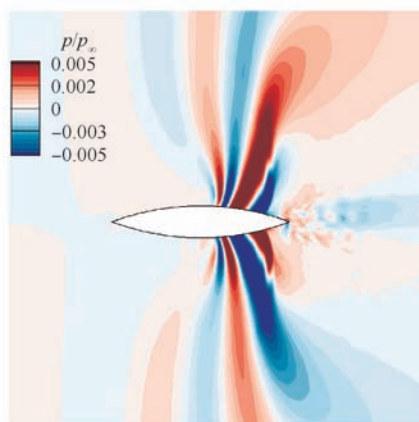
(a) Mode 0



(b) Mode 1



(c) Mode 2



(d) Mode 3

图 7 DMD 模态的空间分布

Fig. 7 Spatial distribution of DMD modes

的压力脉动(实部)的空间分布, p_∞ 为来流压力, 文献[22]研究表明实部和虚部在流动特征上区别不大, 图中无量纲压力值的正负代表着正负压力脉动。DMD 各阶主模态阶数越高, 空间维数也越高, 在翼型上下面, 正负压力脉动相间分布, 奇数阶主模态压力脉动反对称分布(上下面压力脉动符号相反幅值相等), 偶数阶主模态压力脉动对称分布(上下面压力脉动符号相同幅值相等)。压力脉动的区间主要集中于翼型的 $0.5c \sim 0.85c$ 处, 即激波抖振的区间, 与文献[10]结果相吻合。

圆弧翼型的激波自激振荡属于 C 型激波抖振, 激波在翼型上下面周期性往复运动, 激发压力波的传播。取 t_0 、 $t_0 + 1/6T$ 、 $t_0 + 2/6T$ 、 $t_0 + 3/6T$ 4 个时刻观察激波抖振的过程, 其中 t_0 为激波自激振荡某个周期的初始时刻, T 为振荡周期。图 8 给出了激波运动半周期内对称面数值纹影图和

DMD 第 1 阶模态随时间的演化过程, $\Delta\rho$ 为密度梯度。观察图 8 纹影图激波的运动, 对称翼型, 激波在翼型上下面运动的过程是一致的, 单独分析其在翼型上面的运动, 半个周期内, 激波从靠近翼型尾缘开始向上游运动至翼型中部, 运动区间大致为 $0.5c \sim 0.85c$, 如图 8 纹影图所示。初始时刻激波分叉较多, 激波较强, 如图 8(a) 纹影图所示; 向上游运动过程中, 激波逐渐变弱, 激波后分离区逐渐增大, 至翼型中部时, 激波压缩成一道, 分离区扩大至最大, 如图 8(d) 纹影图所示, 这一结果与文献中描述相似^[10]。观察图 8 空间分布, w_1 、 w_2 分别为负正压力脉动, 随着激波的抖振, 压力脉动也随之呈现周期性运动, 如图 8 纹影图所示, t_0 至 $t_0 + 2/6T$ 时刻, 负的压力脉动 w_1 向上游移动, 脉动幅值及区间增大, 到 $t_0 + 3/6T$ 时刻, w_1 运动至翼型中部, 脉动幅值及区间有所缩减, 同时压力脉动也将在翼型下面进行同样的周期性运动。

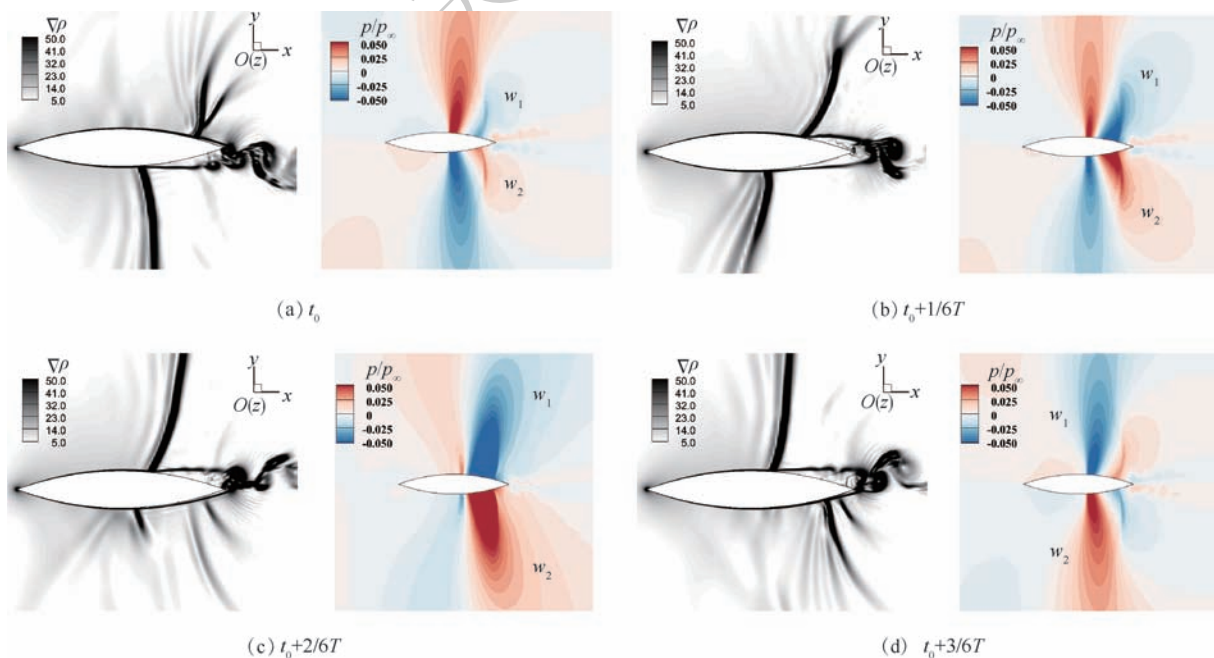


图 8 翼型对称面数值纹影图与 DMD 第 3 阶模态不同时刻空间分布

Fig. 8 Numerical schlieren of symmetry plane of airfoil and spatial distribution of third-order mode of DMD at different moments

4.2 流场重构

DMD 模态包含单一的流场特征频率, 少数的几阶模态就能刻画流场的重要信息。图 9 给出了损失函数随重构模态数目的变化曲线, E_{loss} 为损失函数值, n 为重构模态数目, 损失函数定义由文献[23]给出, 可以看出使用前 4 阶模态的 7 个模态(1 个静模态加 3 对共轭模态)重构就能使损失函数降到 4% 以内, 继续增加重构的模态数目损失函数变化较小。采用 7 个模态重构原始流场,

与数值计算结果进行对比, 流场重构的均方根误差(相对于 CFD 计算结果)分布见图 10, RMSE 表示均方根误差值。在激波运动的区域以及尾迹区, 重构的流场误差较大, 取图 10 中 A、B、C 三处作为测点, 考查重构流场对压力场的捕捉能力, 压力随时间的脉动如图 11 所示。A 点靠近翼型前缘, 重构误差较小, 重构的压力值与计算值基本吻合; B、C 两点分别靠近翼型中部和尾缘, 处于激波运动的区域内, 重构流场整体上刻画了压力随

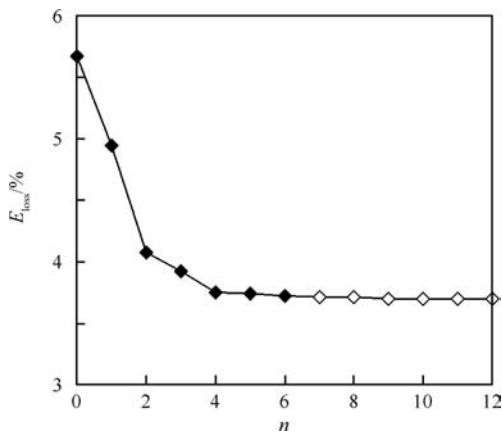


图 9 损失函数随模态数目的变化

Fig. 9 Variation of loss function with number of modes

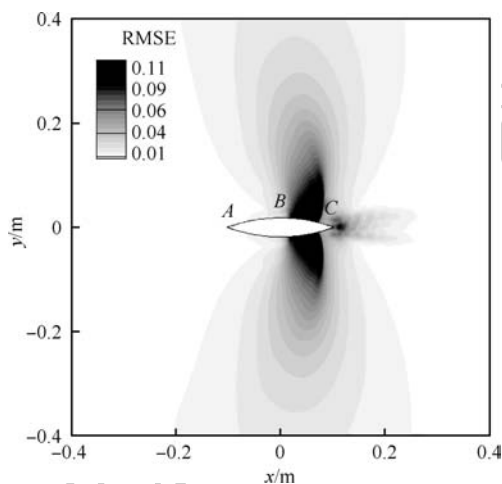


图 10 流场重构的均方根误差

Fig. 10 Root mean square errors of flow reconstruction

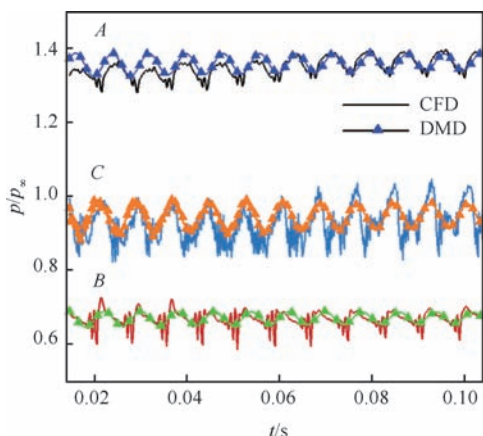


图 11 测点压力随时间的变化

Fig. 11 Variation of observation point pressure with time

时间的脉动,但在压力脉动的峰值上重构误差较大。对压力场的重构,表明 DMD 对于激波间断处的捕捉误差较大。

5 结 论

1) DMD 能准确捕捉包含流场特征频率的各

阶主模态。第 1 阶模态的主频与激波自激振荡的频率相同,在激波的自激振荡过程占主导作用,且其正负压力脉动随激波的抖振在翼型上下面周期性运动。

2) DMD 提取的前 5 阶模态的增长率/衰减率在 0 附近,对流场非定常流的发展起着持续作用,且其模态系数随时间变化呈现简谐振动特征。

3) DMD 对于激波间断处的捕捉能力较弱。采用前 7 阶模态重构流场,能使损失函数降到 4% 以内,在激波运动区域重构误差较大。

参考文献 (References)

- [1] 张伟伟,高传强,叶正寅.机翼跨声速抖振研究进展[J].航空学报,2015,36(4):1056-1075.
ZHANG W W,GAO C Q,YE Z Y. Research advances of wing/airfoil transonic buffet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(4):1056-1075 (in Chinese).
- [2] MCDEVITT J B,LEVY J R,DEIWERT G S. Transonic flow about a thick circular-arc airfoil[J]. AIAA Journal,1976,14(5):606-613.
- [3] TIJDEMAN H,SEEBASS R. Transonic flow past oscillating airfoils[J]. Annual Review of Fluid Mechanics,1980,12:181-222.
- [4] LEE B. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds[J]. Progress in Aerospace Sciences,2001,37(2):147-196.
- [5] JACQUIN L,MOLTON P,DECK S,et al. Experimental study of shock oscillation over a transonic supercritical profile[J]. AIAA Journal,2009,47(9):1985-1994.
- [6] HARTMANN A,KLAAS M. Time-resolved stereo PIV measurements of shock-boundary layer interaction on a supercritical airfoil[J]. Experiments in Fluids,2012,52(3):591-604.
- [7] CHUNG I,LEE D,REU T. Prediction of transonic buffet onset for an airfoil with shock induced separation bubble using steady Navier-Stokes solver; AIAA-2002-2934 [R]. Reston: AIAA,2002.
- [8] XIAO Q, TSAI H M, LIU F. Numerical study of transonic buffet on a supercritical airfoil [J]. AIAA Journal, 2006, 44 (3): 620-628.
- [9] XIONG J T, LIU F, LUO S J. Computation of NACA0012 airfoil transonic buffet phenomenon with unsteady Navier-Stokes equations; AIAA-2012-0699 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [10] CHEN L W, XU C Y, LU X Y. Numerical investigation of the compressible flow past an aerofoil[J]. Journal of Fluid Mechanics,2010,643(3):97-126.
- [11] ROWLEY C W, COLONIUS T, MURRAY R M, et al. Proper orthogonal decomposition of 2D compressible DNS of the flow over a rectangular cavity[C]// Division of Fluid Dynamics Meeting, 1999.
- [12] SCHMID P J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. Journal of Fluid Mechanics,2010,656(10):5-28.

- [13] 潘翀,陈皇,王晋军. 复杂流场的动力学模态分解[C]//第八届全国实验流体力学学术会议论文集. 广州:中国科学院南海海洋研究所,2010:77-82.
- PAN C, CHEN H, WANG J J. Dynamical mode decomposition of complex flow field[C]//8th National Conference on Experimental Fluid Mechanics. Guangzhou: South China Sea Institute of Oceanology, 2010:77-82 (in Chinese).
- [14] LIU H K, YAN C, ZHAO Y T, et al. Analysis of pressure fluctuation in transonic cavity flows using modal decomposition[J]. Aerospace Science & Technology, 2018, 77:819-835.
- [15] 寇家庆,张伟伟,高传强. 基于 POD 和 DMD 方法的跨声速抖振模态分析[J]. 航空学报, 2016, 37(9):2679-2689.
- KOU J Q, ZHANG W W, GAO C Q. Modal analysis of transonic buffet based on POD and DMD method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9):2679-2689 (in Chinese).
- [16] SPEZIALE C G, ABID R, ANDERSON E C. Critical evaluation of two-equation models for near-wall turbulence[J]. AIAA Journal, 1992, 30(2):324-331.
- [17] 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, 20:181-195.
- [18] VAN LEER B. Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1):101-136.
- [19] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1988, 26(9):1025-1026.
- [20] JAMESON A. Time dependent calculations using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings: AIAA 1991-1596[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [21] ROWLEY C W, MEZI C, BAGHERI S, et al. Spectral analysis of nonlinear flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 641(1):115-127.
- [22] CHEN K K, TU J H, ROWLEY C W. Variants of dynamic mode decomposition: Boundary condition, Koopman, and Fourier analyses[J]. Journal of Nonlinear Science, 2012, 22(6):887-915.
- [23] JOVANOVIĆ M R, SCHMID P J, NICHOLS J W. Sparsity-promoting dynamic mode decomposition[J]. Physics of Fluids, 2014, 26(2):561-571.

作者简介:

胡万林 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算流体力学、流动控制。

阎超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学。

Dynamic modal analysis of circular-arc airfoil transonic flow

HU Wanlin, YU Jian, LIU Hongkang, YAN Chao*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The periodic self-oscillation of the shock wave of the transonic airfoil will bring additional oscillating loads to the wing structure, thereby aggravating the fatigue damage of the aircraft structure. The dynamic mode decomposition (DMD) method is used to study the pressure fluctuation field of a symmetric circular-arc airfoil with a thickness of 18% around the transonic speed. The frequency characteristics of the main modes of DMD, the spatial distribution of pressure fluctuation and the time evolution of pressure fluctuation with shock wave motion are analyzed, and then DMD mode are used for flow field reconstruction. The results show that the DMD method can accurately capture the mode of each characteristic frequency of the flow field, and the first-order mode is the dominant frequency of the buffeting of the shock wave, which plays a dominant role in the self-oscillation process of the shock wave. The flow field loss function of the first seven modes is reduced within 4%, and the error is mainly distributed in the shock wave discontinuity area.

Keywords: transonic flow; self-oscillation; dynamic mode decomposition (DMD); circular-arc airfoil; flow field reconstruction

Received: 2018-08-10; Accepted: 2018-12-21; Published online: 2018-12-25 09:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181221.1548.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11721202, 11402016)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0474

基于降阶模型的翼型结冰冰形预测方法

刘藤, 李栋*, 黄冉冉, 张振辉

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘

要: 翼型结冰冰形的数值模拟预测通常比较复杂耗时, 为了更加快速准确地预测冰形以减少计算资源消耗, 建立了基于本征正交分解(POD)和 Kriging 模型的冰形快速预测方法。利用 CFD 数值模拟结果来构建样本空间, 以飞行迎角为例详述了降阶模型的冰形预测的实现手段, 并结合试验设计方法, 完成了多参数的结冰冰形快速预测, 同时研究了先进的 Blind-Kriging 模型的相关方法以及对于预测结果的改进。结果表明, 降阶模型预测翼型结冰冰形与 CFD 数值模拟结果吻合较好, 表明降阶模型可以快速、精确地应用于翼型结冰冰形预测。

关键词: 冰形预测; 降阶模型; 本征正交分解(POD); Kriging 模型; Blind-Kriging 模型

中图分类号: V211+.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-1033-09

随着航空业的不断发展, 飞机的应用也从早期的军事用途逐渐扩展到飞行表演、紧急救援、商业运输等多个领域。这就要求飞机可以适应各种复杂气象条件完成预定飞行任务^[1]。

飞机结冰现象主要发生在飞行中遇到含有过冷水滴的云层时, 过冷水滴撞击到机体迎风表面就有可能发生结冰现象^[2]。通过研究发现, 结冰对飞机的影响一方面是结冰后飞机覆冰会造成气动外形破坏, 形成的表面粗糙度会改变飞机的原有流场状态, 从而造成阻力增加、升力减小、飞行稳定性降低等; 另一方面还会造成仪表失灵, 引发飞行员错误操作, 严重时可能导致坠机^[1]。

随着计算机领域的飞速发展, 研究及预测结冰问题已经可以利用数值方法来完成结冰模拟。然而利用数值手段模拟结冰问题需要分别得到机翼绕流场和过冷水滴流动情况以及求解结冰热力学方程^[3], 因此结冰模拟也是比较复杂的, 对于数分钟的结冰过程通常需要较长时间才能得到

模拟结果。

目前有 2 个因素需要开展结冰冰形快速预测方法研究。一方面, 适航认证结冰试飞过程中, 需要针对各个飞行状态的结冰情况实时预测其对性能的影响, 从而判断防除冰系统的开启^[4]; 另外即便现有飞机防冰系统已经比较完善, 但除防冰系统并不能在各种状态下都达到理想的效果, 很多情况下依然需要带冰飞行, 考虑在设计阶段就讨论结冰情况的影响, 在保证干净翼型气动性能的同时, 提升结冰条件下翼型的气动性能的容冰优化设计很有必要。另一方面, 考虑优化设计过程反复迭代时也需要发展快速预测不同外形的不同结冰条件下结冰冰形的方法。因此本文拟根据容冰优化设计需要, 建立基于本征正交分解(POD)的结冰冰形快速预测降阶模型。

考虑到飞机结冰问题的高度非线性, 以及结冰数值模拟的时间成本, 直接对 CFD 计算原始样本数据进行建模构建代理模型需要较大的样本数

收稿日期: 2018-08-14; 录用日期: 2018-12-28; 网络出版时间: 2019-01-16 15:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190115.1655.001.html

* 通信作者: E-mail: ldgh@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘藤, 李栋, 黄冉冉, 等. 基于降阶模型的翼型结冰冰形预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1033-1041. LIU T, LI D, HUANG R R, et al. Ice shape prediction method of aero-icing based on reduced order model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1033-1041 (in Chinese).

目来保证模型的精度,而降阶模型在保证模拟精度同时可以快速预测结果。因此如果利用相关数据处理方法对样本数据进行降阶处理,在低阶空间内对样本数据进行建模会取得更为高效的效果。

降阶模型是利用复杂的数学工具对大型复杂问题进行低阶空间重构,将问题简化为低阶空间元素的线性组合,目前已经有 Krylov 子空间方法^[5]、小波分析^[6]、双正交小波^[7]和 POD^[8]等方法。POD 方法基本原理^[9]是利用已有样本集提取一系列正交基向量,原样本空间可以由这些向量的线性叠加来描述。然后便可以根据所需要的精度舍弃一些低能量模态,从而形成低阶子空间,可以快速进行样本空间重建,因此 POD 方法可以应用于快速预测飞机结冰冰形以及评估气动性能损失。Nakakita 等^[10]首先将 POD 方法应用于飞机结冰冰形预测,并取得了较好的效果,但其采用的插值基于 Akima 插值法只能应用于两参数情形。

本文介绍了建立基于 POD 方法和 Kriging 模型的翼型结冰冰形预测降阶模型方法。首先,详细介绍飞行迎角变化时的降阶模型预测结冰冰形的实现步骤;然后,对结冰试飞认证框架下的五参数的冰形计算结果进行分析,将降阶模型预测的冰形结果与 CFD 模拟得到的结果进行比较,分析验证预测方法的可靠性;最后,进一步提出了基于更为先进的贝叶斯框架下的 Blind-Kriging 模型的改进预测模型的方法,建立了降阶模型对结冰冰形进行预测,可以快速、准确地得到样本空间内的任意非样本点冰形。

1 基本方法

建立降阶模型通常首先需要完成初始空间采样,然后对样本数据降阶分析,最后完成数据插值等过程。具体流程如图 1 所示。



图 1 降阶模型建立流程

Fig. 1 Reduced order model building process

1.1 参数空间采样

对于优化设计而言,合理的参数空间采样是构建代理模型的关键,即采样需要选择合适的试验设计方法。试验设计概念最早是由英国生物统计学家 Fisher 于 20 世纪 20 年代所提出的^[11],目前已经发展了许多不同的方法和技术,比如基于拉丁超立方抽样(LHS)方法、Halton 序列方法、最小差异序列方法、质心 Voronoi 镶嵌等。

LHS 方法是由 McKay 等^[12]在 1979 年提出的试验设计方法,该方法的基本原理是:如果需要得到 n 个样本点,则利用 m 个设计变量将参数空间均匀划分为等概率的 n 个区间,这样整个参数设计空间被分为 n^m 个小区间,然后对其进行 n 次取样。设计空间抽样时一方面需要保证样本点在每个小区间上都是随机选取的;另一方面需要各个样本点在任一维度上进行投影,每个小区间中只会会有一个样本^[12]。通常取样的算法为

$$x_j^{(i)} = \frac{S_j^{(i)} + W_j^{(i)}}{n} \quad 1 \leq j \leq m, 1 \leq i \leq n \quad (1)$$

式中: i 为样本点, j 为参数的维数,则 $x_j^{(i)}$ 表示第 i 个样本点的第 j 维的 x ; W 为 $[0, 1]$ 之间的随机数; S 为 $0, 1, \dots, n-1$ 的随机序列。当样本点分布区间不为 $[0, 1]$,而是 $[a_j, b_j]$ 时,则需要进行拉伸变换:

$$x_j' = x_j \cdot b_j + (I - x_j) \cdot a_j \quad (2)$$

其中: I 为单位向量。抽样具有随机性,因此 LHS 选取的样本有的分布很好,有的分布很差。该方法有很多改进方法,包括中心化 LHS、最优 LHS^[13]等。MATLAB 的 LHS 已经实现了基于极大极小准则的最优 LHS,因此本文采用该试验设计方法,并将试验点均放在小立方体的中心。

1.2 POD 方法

POD 方法是基于物理场原始数据快速准确地重构物理场,同时也可预测物理场在某些未知位置的数据的一种数值方法。POD 方法的核心思想是利用特殊正交基函数的迭加来实现参数的近似^[14]。它最初主要用于湍流拟序结构的分析研究中,POD 如今已成功地应用于各类领域,如机器学习中的主成分分析(Principal Components Analysis, PCA)法,海洋学和气象学中的经验正交函数法,心理学和经济学中常用的要素分析法等^[15]。

POD 的基本理论^[16]为假设存在这样的物理场 $y = y(\mathbf{x}, t)$,在某个空间可以表示为如式(3)所示无穷级数:

$$y(\mathbf{x}, t_n) = \sum_{k=1}^N \alpha_k(t_k) \phi^k(\mathbf{x}) \quad (3)$$

式中: t_n 为参数变量, 当前研究中可以为速度、压强、升力、阻力、冰形坐标等; $\alpha_k(t_k)$ 为经验系数; $\phi^i(\mathbf{x})$ 为特征基函数。

利用相关的数学理论将式(3)求解转换为求特征值问题:

$$\int_{\Omega} \langle y(\mathbf{x}, t_n), y(\mathbf{x}', t_n) \rangle \phi(\mathbf{x}') d\mathbf{x}' = \lambda \phi(\mathbf{x}') \quad (4)$$

式中: $\langle \cdot \rangle$ 为内积运算符。对于此问题直接求解需要消耗巨大的资源和时间, 所以实际应用中常采用由 Sirovich 提出的称为快照(snapshot)^[16]的方法。该方法可以将式(4)的高维矩阵求解特征值问题转化为一个与快照个数 N 相等的特征值问题。若一个样本包含 M 个数据, 则取 N 个样本组成一个样本集 $\mathbf{U} = \{\mathbf{U}^1, \mathbf{U}^2, \dots, \mathbf{U}^N\}$ 这是一个 $M \times N$ 阶的矩阵。该方法提出特征基函数可以由快照的线性组合构成, 即

$$\phi^k(\mathbf{x}) = \sum_{n=1}^N \sigma_n^k y(\mathbf{x}, t_n) \quad (5)$$

其中: σ_n^k 为特征向量。将式(5)代入式(4)中可得到一个新的特征值问题:

$$\mathbf{A} \boldsymbol{\sigma}^{(n)} = \lambda_n \boldsymbol{\sigma}^{(n)} \quad n = 1, 2, \dots, N \quad (6)$$

其中: λ_n 为特征值; $\mathbf{A}$ 的元素定义如下:

$$A_{i,j} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^M U_k^i U_k^j \quad (7)$$

其中特征值的大小可以表示该正交基函数在整个样本空间中所占能量的比重, 即第 s 个最佳正交基方向上的物场理能量 E_s 占总能量 E_{total} 的比重 ε_s 为^[4]

$$\varepsilon_s = \lambda_s / \sum_{j=1}^N \lambda_j \quad (8)$$

式中: λ_s 为第 s 个特征值。因此进行物理场的重建便可以根据能量的大小对基底进行选择。并不一定需要选择所有的基底来完成重建, 假设 M 为所用正交基底的个数, 有 $M \leq N$ 。一般 M 取得过大反而会受舍入误差影响影响重建效果。在进行矩阵分解得到最佳正交基之后, 对选取的正交基底与样本进行内积便可得到对应的系数向量:

$$\alpha_j^i = \langle \phi^j, \mathbf{U}^i \rangle \quad (9)$$

本研究将 POD 理论用于翼型的二维冰形计算, 主要考虑飞行迎角、飞行速度和结冰时间等多种物理参数对结冰冰形的影响。首先, 利用不同状态下冰形轮廓点坐标值来构建样本矩阵; 然后, 利用前述的快照方法得到对应的快照矩阵 $\mathbf{A}$, 对其进行矩阵特征分解得到对应的特征向量, 也就得到了构建子空间的正交基及其系数向量。于是设计空间内的任意计算状态下的结冰冰形可以由

这些正交基线性叠加表示为

$$\mathbf{U}^{\text{pod}} = \sum_{j=1}^L \alpha_j^{\text{pod}} \cdot \phi^j \quad (10)$$

式中: 系数 α_j^{pod} 在一系列样本点状态下的值是已知的, 即对应的重建系数 α_j^i , 当需要计算其他非样本点状态时, 系数 α_j^{pod} 获得则需要根据已有的系数 α_j^i 利用插值模型进行插值。

1.3 Kriging 模型

假定已有 N 个快照的系数 α 定义了 $\mathbf{R}^K$ 中 N 个超平面 $\alpha(\mathbf{x})$ 的值, 其中 K 为自由参数的数目, $\mathbf{x}$ 代表设计变量 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_K]^T$, 寻找 $\alpha(\mathbf{x})$ 的问题也就成为了超平面中的多维插值问题, 在大多数的降阶模型应用中多采用多项式插值来决定系数, 而在本研究中采用 Kriging 插值方法, Kriging 插值方法可以接受任意数目的设计量, 保证足够的插值精度而不会对计算时间造成影响, 可以应用于任意维度的插值过程。

Kriging 模型^[17]是由南非工程师克里金(Krige)于 20 世纪 50 年代提出的, 现已广泛应用于各个领域, 本文以普通克里金插值方法为例来说明克里金插值的原理^[18]:

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^n \omega^{(i)} y^{(i)} \quad (11)$$

只要得到了 $\boldsymbol{\omega} = [\omega^{(1)}, \omega^{(2)}, \dots, \omega^{(n)}]^T$ 的表达式, 就可以得到参数空间中的任意设计点的估计值。Kriging 模型的重要假设是将未知函数视为一个高斯随机过程, 该随机过程可以表示为

$$\mathbf{Y}(\mathbf{x}) = \mathbf{F}(\boldsymbol{\beta}, \mathbf{x}) + \mathbf{H}(\mathbf{x}) \quad (12)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为参数变量; $\mathbf{F}(\boldsymbol{\beta}, \mathbf{x})$ 称为全局趋势模型; $\mathbf{H}(\mathbf{x})$ 为随机分布的误差。将随机过程的方差记为 σ^2 , 可用协方差描述不同位置点这些随机变量的相关性, 其协方差可描述为

$$\text{Cov}(\mathbf{H}(\mathbf{x}), \mathbf{H}(\mathbf{x}')) = \sigma^2 \mathbf{Z}(\mathbf{x}, \mathbf{x}') \quad (13)$$

其中: $\mathbf{Z}(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ 为相关函数(只与空间距离相关), 相关性会随距离增大而不断减小。相关函数通常有指数函数、高斯函数、三次样条函数等多种形式。

基于上述假设, Kriging 模型寻找最优加权系数 $\boldsymbol{\omega}$, 使得均方差最小, 并且满足无偏差条件。

通常利用拉格朗日乘子法可以推导得出一个线性方程组, 求解该方程组便可得到 Kriging 模型预估值为

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \beta_0 + \mathbf{z}^T(\mathbf{x}) \underbrace{\mathbf{Z}^{-1}(\mathbf{y}_k - \beta_0 \mathbf{F})}_{=\mathbf{V}_{\text{krig}}} \quad (14)$$

式中: $\mathbf{V}_{\text{krig}}$ 只与已有样本点相关; $\beta_0 = (\mathbf{F}^T \mathbf{Z}^{-1} \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}^T \mathbf{Z}^{-1} \mathbf{y}_k$, $\mathbf{y}_k$ 为样本数据, $\mathbf{F}$ 为一维单位向

量, $\mathbf{Z}$ 和 $\mathbf{z}$ 则是前述的相关函数矩阵及其中的相关向量, 故便可利用样本数据得到模型的估计值。

构建 Kriging 模型时, 还可以将其模型参数 (或超参数) 也作为未知量来加入训练, 可以进一步增强代理模型的灵活性。利用已有样本点和响应值可将问题转化为一个非线性无约束优化问题, 一般采用“最大似然估计”或“交叉验证”得到超参数。对于最大似然估计而言, 就是选择超参数使式 (15) 函数值达到最大^[19]:

$$L(\beta_0, \sigma^2, \theta) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi\sigma^2)^n |\mathbf{Z}|}} \quad (15)$$

式中: β_0 和 σ^2 的最优值可以给出解析解为

$$\begin{cases} \beta_0 = (\mathbf{F}^T \mathbf{Z}^{-1} \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}^T \mathbf{Z}^{-1} \mathbf{y}_k \\ \sigma^2 = \frac{1}{n} (\mathbf{y}_k - \beta_0 \mathbf{F})^T \mathbf{Z}^{-1} (\mathbf{y}_k - \beta_0 \mathbf{F}) \end{cases} \quad (16)$$

将 β_0 和 σ^2 代入后, 取对数忽略常数项, 优化问题转化为

$$\text{Ln}(\beta_0, \sigma^2, \theta) = -\frac{n \ln(\sigma^2) + \ln |\mathbf{Z}|}{2} \quad (17)$$

利用数值优化算法如遗传算法、单纯形法、模式搜索法等训练超参数, 就可以构建最终的 Kriging 模型。

2 冰形模拟及样本获取

本文样本的获取依靠 CFD 的模拟获得, 结冰的 CFD 模拟一般包括以下步骤: ①空气流场计算; ②过冷水滴或者冰晶、冻雨等流动情况求解及其撞击特性计算; ③求解结冰热力学模型计算结冰量; ④根据原有几何外形加上结冰量, 完成冰形计算及几何形状重构。

本文利用 FENSAP-ICE 软件^[20] 来进行结冰数值模拟, 首先对基于雷诺平均的 Navier-Stokes 方程来求解得到空气流场, 然后采用欧拉法计算模型表面的水滴撞击特性, 最后求解结冰热力学模型计算结冰冰形。将结冰计算的步骤分为各个模块, 其中 FENSAP 模块用于计算空气外流场, DROP3D 模块用于计算水滴撞击特性, ICE3D 用于热力学方程求解及冰形计算, 模块相互关系如图 2 所示。

本文选用了 NACA0012 翼型为研究对象, 根据相关文献选取了指定计算状态, 用上述 CFD 方法先后调用各个模块进行结冰模拟, 模拟结果得到的冰形如图 3 所示。

从图 3 中可以看出, 冰形的轮廓点可以描述完整的冰形。因此可以取冰形上各个轮廓点的二维坐标值做为样本数据来进行后续计算。图 3 翼

型上表面网格点数为 277, 所以该算例一个样本包含 277 个数据。

对于降阶模型的建立而言, 样本数据的保真度对于模型的精度也是至关重要的, 这里将上述模拟结果与实验数据进行了对比验证, 对比结果如图 4 所示, c 为翼型弦长, 表明了本文采用的数值模拟方法的可靠性。

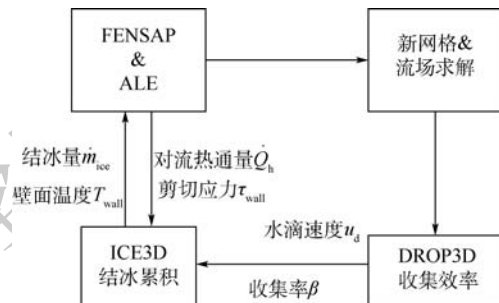


图 2 FENSAP-ICE 软件模块相互关系

Fig. 2 Relationship among FENSAP-ICE software modules

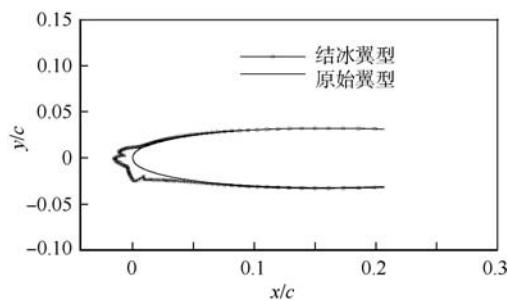


图 3 FENSAP-ICE 冰形模拟结果

Fig. 3 FENSAP-ICE ice shape simulation results

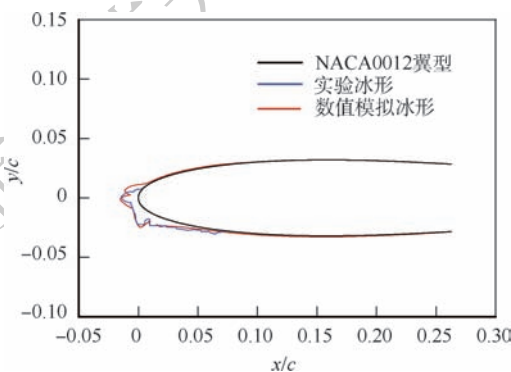


图 4 冰形模拟与实验对比验证

Fig. 4 Comparison and validation of ice shape simulation and experiment

3 降阶模型应用算例与结果分析

3.1 单参数冰形预测

本文先以单参数冰形预测为例, 详细描述构建降阶模型的实施步骤。算例选择 NACA0012 二维翼型为研究对象, 结冰冰形样本的获得是通过

上述 CFD 方法来完成的。考虑飞行过程中的迎角变化对结冰冰形的影响来建立 POD 预测模型。选取的计算条件如表 1 所示。

对于翼型而言,迎角的变化对气动性能有着重要的影响,同样它对结冰冰型也会产生很大的影响,分别选取了 0°、1°、2°、3°和 4°的结冰冰型作为样本集进行研究(样本个数为 5),CFD 模拟后得到的样本集冰形结果如图 5 所示。

从图 5 中可以看出,随着迎角的增加,翼型上表面的结冰范围越来越小,而下表面结冰范围越来越大。这是由于随着迎角的增大造成翼型下表

表 1 算例计算条件

Table 1 Calculation conditions of example	
计算状态	数值
来流速度/(m·s ⁻¹)	100
液态水含量(LWC)/(g·m ⁻³)	1
平均水滴直径(MVD)/μm	20
环境压力/Pa	101 325
结冰温度/K	263.15
结冰时间/s	360

$$C_x = \begin{bmatrix} 3.496\,657\,47 & 3.496\,656\,60 & 3.496\,638\,89 & 3.496\,613\,88 & 3.496\,594\,67 \\ 3.496\,656\,60 & 3.496\,696\,11 & 3.496\,681\,88 & 3.496\,651\,93 & 3.496\,626\,98 \\ 3.496\,638\,89 & 3.496\,681\,88 & 3.496\,700\,37 & 3.496\,674\,79 & 3.496\,646\,12 \\ 3.496\,613\,88 & 3.496\,651\,93 & 3.496\,674\,79 & 3.496\,680\,87 & 3.496\,657\,10 \\ 3.496\,594\,67 & 3.496\,626\,98 & 3.496\,646\,12 & 3.496\,657\,10 & 3.496\,659\,87 \end{bmatrix}$$

$$C_y = \begin{bmatrix} 0.020\,620\,53 & 0.020\,571\,08 & 0.020\,550\,99 & 0.020\,579\,31 & 0.020\,626\,75 \\ 0.020\,571\,08 & 0.020\,590\,59 & 0.020\,589\,25 & 0.020\,612\,27 & 0.020\,651\,48 \\ 0.020\,550\,99 & 0.020\,589\,25 & 0.020\,642\,41 & 0.020\,685\,35 & 0.020\,723\,91 \\ 0.020\,579\,31 & 0.020\,612\,27 & 0.020\,685\,35 & 0.020\,778\,49 & 0.020\,835\,80 \\ 0.020\,626\,75 & 0.020\,651\,48 & 0.020\,723\,91 & 0.020\,835\,80 & 0.020\,934\,86 \end{bmatrix}$$

通过上面的 x 坐标快照矩阵可以看出,上述矩阵的元素差别很小,这是由于不同的冰形样本坐标大部分位置是相同的,只是在结冰位置略有差别,同时冰形的变化量相对于整个坐标来讲是小量,所以计算过程需要保证一定的数据精度。

在得到快照矩阵后,分别计算 x 、 y 的特征值 λ_x 、 λ_y 与特征向量(见表 2),可以看到第 1 个特征值明显大于其他,说明样本集的数据相似度很高。利用获得的特征向量便可以计算得到正交基,选取全部 5 个正交基进行 POD 冰形预测,可以得到每个样本在不同正交基上的系数如下表所示,可以看到第 1 个正交基明显系数大于其他,表明第 1 个正交基对 POD 计算结果的影响非常大。

通过进行上述计算,基本建立了 POD 模型,

面液滴撞击区域扩大,因此结冰范围向翼型下表面移动。本文对样本空间中的结冰冰形样本分别取出其冰形轮廓点的 x 、 y 坐标构成样本矩阵,样本矩阵的阶数为 277×5 。

利用数值模拟得到的样本矩阵采用快照方法进行简化得到对应的快照矩阵。这里一共选取了 5 个样本,故得到的快照矩阵为 5×5 阶。

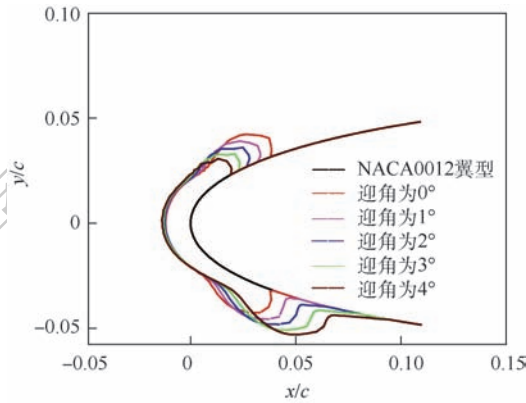


图 5 不同飞行迎角的冰形

Fig. 5 Ice shapes of different flying attack angles

表 2 快照矩阵特征值

Table 2 Eigenvalue of snapshot matrix		
特征值序号	$\lambda_x/10^{-6}$	$\lambda_y/10^{-6}$
1	174 832.6	10 328.48
2	8.937 12	20.761 14
3	3.189 29	5.440 25
4	1.121 569	1.452 005
5	0.613 951	0.556 798

这里利用前述的 Kriging 模型进行插值。选取迎角为 2.5°的非样本点进行结果验证,最终的 POD 预测 x 、 y 坐标与 CFD 的计算结果对比如图 6 所示,从图中可以看出 POD 的预测结果与 CFD 结果基本一致,只是在冰角以及结冰极限位置存在一些误差,说明 POD 预测方法是可行有效的。

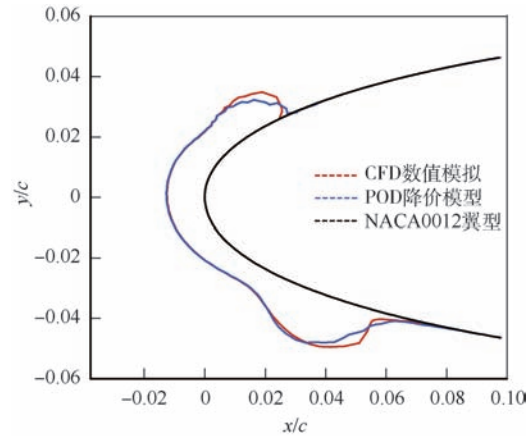


图6 单参数 POD 与 CFD 冰形对比

Fig. 6 Ice shape comparison between single-parameter POD and CFD

3.2 多参数冰形预测

将 POD 方法扩展到多维情形,这里选取通常影响结冰的 5 个参数迎角、速度、温度、MVD、高度(选择范围如表 3 所示, $1^{\circ}\text{F} = -17.2^{\circ}\text{C}$, $1\text{ ft} = 0.3048\text{ m}$)。结冰时间仍选择为 360 s,另外 LWC 参数的选取考虑到实际的工程应用,按照连续最大结冰条件(见图 7)^[21](FAR-25 附录 C)得到对应状态的液态水含量。

考虑到多参数样本选取的复杂性,为了保证一定的预测精度,本文选取了 100 个样本(见图 8),其样本空间的采样采用 LHS 方法。

LHS 方法是一种“充满空间的设计”,选取的样本点可以均匀地散布于参数空间。

与 3.1 节的单参数 POD 方法类似,多参数情形同样是利用上述样本空间的结冰冰型结果,

表 3 多参数样本选择范围

参数	最小值	最大值
飞行迎角/($^{\circ}$)	0	5
飞行速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	90	130
结冰温度/ $^{\circ}\text{F}$	-22	+32
MVD/ μm	15	40
高度/ft	0	22 000

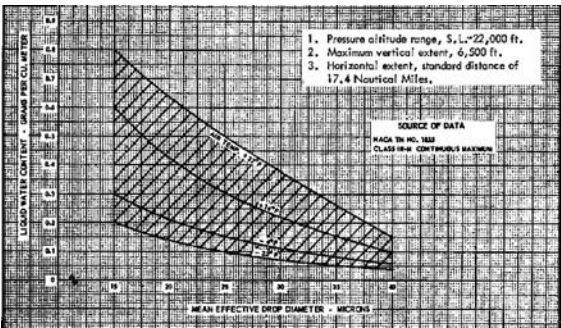


图7 连续最大结冰条件^[21]

Fig. 7 Continuous maximum icing condition^[21]

可得到对应的 100 组样本二维坐标参数,然后通过 POD 方法得到对应的最佳正交基。由于多参数预测选取的样本数较大也会得到较多的正交基,这里只需要从中选取一些所占能量较大的正交基进行样本的重建即可。当选取的结冰冰形的预测正交基所占的能量总和如果大于 99.9%,便可以认为它能完全反映样本冰形的主要特征^[4]。然后再利用 Kriging 模型对重建系数进行插值,得到 POD 系数及最终的冰形预测结果。

利用上述的方法建立预测模型,选取的算例参数如表 4 所示。

图9为多参数的 POD 结果与 CFD 结果的比

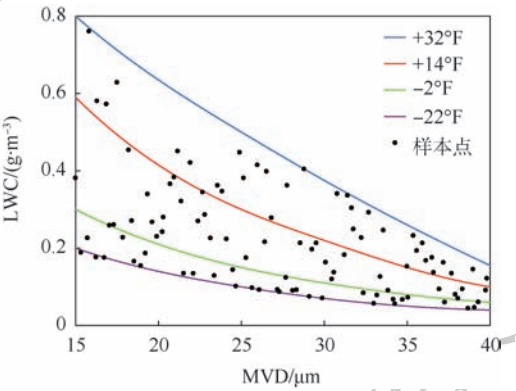


图8 样本空间分布

Fig. 8 Sample space distribution

表 4 验证算例计算条件

Table 4 Calculation conditions of verification example

算例状态	数值
飞行迎角/($^{\circ}$)	1.325
飞行速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	91.875
MVD/ μm	25.5
高度/ft	12 031
结冰温度/ $^{\circ}\text{F}$	16
结冰时间/s	360

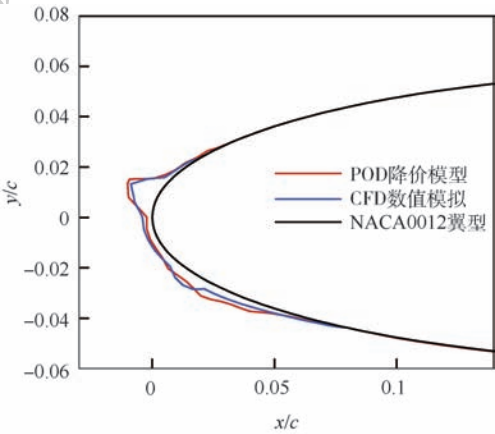


图9 多参数 POD 与 CFD 冰形对比

Fig. 9 Ice shape comparison of multiparameter POD and CFD

较,其中 POD 结果选取了能量总和占比达 99.9% 的最佳正交基计算得到,可以看出 POD 的预测结果与 CFD 结果吻合较好。

4 插值模型

4.1 Blind-Kriging 模型

传统 Kriging 模型采用确定的趋势模型,为了更好地改善近似精度,文献[22]研究了一种利用贝叶斯框架来识别趋势模型的改进代理模型方法,称为“Blind-Kriging”模型。该模型的趋势模型不是确定的已知函数而是通过数据分析方法获得,具体理论为

$$Y(x) = f(x)^T \beta_m + H(x) \tag{18}$$

式中: $f(x)^T = (1, v_1, v_2, \cdots, v_m)$, $\beta_m = (\beta_0, \beta_1, \cdots, \beta_m)^T$,同时 m 是未知的,这里同样 $H(x)$ 代表一个随机过程,其协方差为 $\sigma_m^2 Z$,相关函数 Z 也与模型阶数 m 有关。则 Blind-Kriging 的预测模型与通常的 Kriging 类似为

$$\hat{y}(x) = f(x)^T \beta_m + z(x) Z^{-1} (y - F_m \beta_m) \tag{19}$$

其中: $F_m = (f(x_1), f(x_2), \cdots, f(x_n))^T$, $\beta_m = (F_m^T Z^{-1} F_m)^{-1}; z(x)$ 为相关函数。

Blind-Kriging 最重要的步骤是识别出未知函数 f_i ,这是通过函数(变量)选择技术在简单函数构成的候选函数集中选择得到,然后就可以得到预测模型的第一部分 $f(x)^T \beta_m$ 。

构建 Blind-Kriging 模型可以被看作是 1 个两阶段的过程。在第 1 阶段,建立一个普通 Kriging 模型,即具有常数回归函数的 Kriging 模型,完成模型构建和超参数 θ 估计。在第 2 阶段扩展该初始 Kriging 模型的回归函数,根据估计的 α 系数选择新的特征,生成一系列中间 Kriging 模型。当交叉验证错误满足要求时,中间 Kriging 停止迭代,然后选择最佳的特征组来构建最终 Blind-Kriging 模型,重新估计超参数 θ 。

比利时根特大学的研究人员已经开发了 OODACE 工具箱可以实现 Blind-Kriging 模型构建,本文的工作也是基于此工具箱开展的,其工具箱伪代码^[23]如下。

$X \leftarrow \text{samples}$
 $b_1, \cdots, b_i \{ \text{Candidate features} \}$
 $b = C^{te} \{ \text{Selected features} \}$
 $\theta_0 = \max_{\theta} \text{likelihood}(X, \theta, b)$
 $M_0 = \text{construct}(X, \theta, b) \{ \text{Construct ordinary Kriging model} \}$
 $\alpha_0 = \text{evaluateMeasure}(M_0) \{ \text{Assess accuracy} \}$

$i = 0$
 $\text{while improvement}(\alpha) \{ \text{Accuracy improves?} \}$
 $i = i + 1$
 $\beta = \text{rank}(b_1, \cdots, b_i)$
 $j = \max_j (|\beta_j|)$
 $b = b \cup b_j$
 $\theta_i = \max_{\theta} \text{likelihood}(X, \theta, b) \{ \text{Optional} \}$
 $M_i = \text{update}(M_{i-1}, \theta_i, b) \{ \text{Intermediate Kriging model} \}$
 $\alpha_i = \text{evaluateMeasure}(M_i) \{ \text{Assess accuracy} \}$
 endwhile
 $\theta_{\text{final}} = \max_{\theta} \text{likelihood}(X, \theta)$
 $M_{\text{final}} = \text{update}(M_i, \theta_{\text{final}}, b) \{ \text{Final Blind Kriging model} \}$

4.2 模型应用

冰形预测仍选择为 NACA0012 翼型,考虑方法研究的目的,这里只选取参数为迎角与飞行速度,进行两参数的 POD 冰型预测,该方法同样可以扩展到多更多参数的应用中。分别选取了迎角为 0°、1°、2°、3°和 4°和飞行速度为 90、100、110、120 和 130 m/s 的结冰冰型作为样本集进行研究 ($M = 25$)。该算例选取的计算条件见表 5。

利用本文 1.2 节介绍的法进行了 POD 分析,并分别采用传统 Kriging 与 Blind-Kriging 模型进行预测。选取迎角为 2.5°,飞行速度为 115 m/s 的非样本点进行模型对比,最终的 POD 预测与 CFD 的计算结果对比如图 10 所示。从图中可以看出,POD 的预测结果与 CFD 结果基本一致,不同插值模型的预测结果也比较类似,采用 Blind-Kriging 模型对于结冰冰型的粗糙度(非均匀性)预测未有很明显改善,为了改善预测精度,更好地发挥 Blind-Kriging 模型特点,选择在趋势模型中引入更高阶项,建立 Blind-Kriging 高阶模型可以发现对于冰型预测相比于低阶的 Blind-Kriging 模型预测结果精度有了较大改善,尤其对于结冰极限位置的预测相较于其他模型精度明显提高,表明了 Blind-Kriging 模型对于复杂冰型预测有着较好的适应性,尤其采用高阶模型能更好的发挥其先进性。

表 5 计算状态

Table 5 Calculation conditions

计算状态	数值
LWC/(g · m ⁻³)	1
MVD/μm	20
环境压力/Pa	101 325
结冰温度/K	263.15
结冰时间/s	360

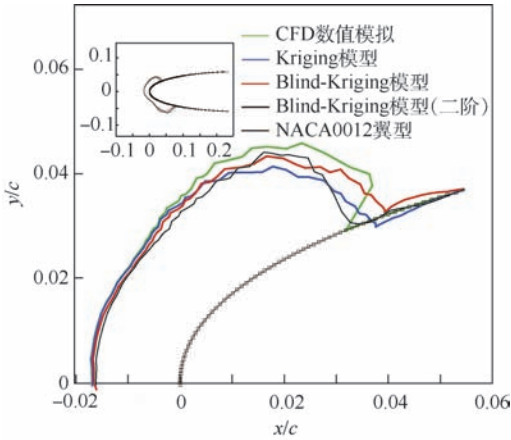


图 10 冰形预测结果对比

Fig. 10 Comparison of ice shape prediction results

5 结 论

本文建立了一种基于 POD 和 Kriging 插值方法的降阶模型,利用 CFD 数值模拟的冰形结果作为样本来源,考虑了飞行迎角,飞行速度以及结冰温度的等多种物理参数对冰形影响,先后完成了单参数、两参数以及五参数情形下的翼型结冰冰形快速预测,得到:

1) 通过对 POD 预测结果与 CFD 结果进行对比可知:降阶模型可以得到较好的冰形预测效果,只是在冰角附近及结冰极限位置预测结果有细微的差别,表明该方法应用于翼型结冰冰形的预测是准确、可行的。

2) 利用贝叶斯框架下的 Blind-Kriging 模型进行数据插值虽然需要更多的时间完成模型建立,但可以改善降阶模型的精度,可以取得更为理想的冰形预测效果。

3) 虽然样本的取得需要一定的计算时间,但是降阶模型建立完成之后,便能够快速、准确地预测一定范围内任意状态的冰形。

4) 本文方法对涉及大参数研究的应用极具价值,如果预先计算足够的快照,则通过构建 POD/Kriging 逼近而不是使用全部的 CFD 解决方案来进行参数研究可以很容易节省大量时间。这为结冰试飞认证等工程应用提供了一种有效可行的方法,同时该方法可以推广应用至翼型设计阶段,对于容冰设计中的翼型结冰影响分析以及容冰优化设计是一种可靠准确的预测手段。

参考文献 (References)

[1] 蒋天俊. 结冰对飞机飞行性能影响的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
JIANG T J. Investigation of icing accretion influences on aircraft

flight performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008 (in Chinese).

- [2] 姚若鹏. 翼型的结冰数值模拟及相关控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
YAO R P. The numerical simulation of ice accretion on airfoil and control research[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).
- [3] 杨胜华. 二维飞机结冰过程仿真[D]. 北京:北京航空航天大学,2010.
YANG S H. Two-dimensional in-flight ice accretion simulation [D]. Beijing: Beihang University, 2010 (in Chinese).
- [4] 申晓斌, 郁嘉, 林贵平, 等. 基于特征正交分解法的翼型结冰冰形快速预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 807-812.
SHEN X B, YU J, LIN G P, et al. Fast prediction of ice shape based on proper orthogonal decomposition method[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 807-812 (in Chinese).
- [5] GALLIVAN K, GRIMME E, VAN DOOREN P. Pade approximation of large-scale dynamics systems with lanczos methods [C]// Proceedings of the 33rd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994: 443-448.
- [6] CAMUSSI R, GUJ G. Orthonormal wavelet decomposition of turbulent flows: Intermittency and coherent structures[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1997, 348: 177-199.
- [7] AUBRY N, GUYONNET R, LIMA R. Spatio-temporal analysis of complex signals: Theory and applications[J]. Journal of Statistical Physics, 1981, 64(3-4): 683-739.
- [8] HOLMES P, LUMLEY J L, BERKOOZ G. Turbulence, coherent structures, dynamical systems and symmetry [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1996: 68-100.
- [9] VOLKWEIN S. Proper orthogonal decomposition for nonlinear dynamical systems [EB/OL]. Graz: University of Graz, 2005 [2018-08-14] http://www.math.unikonstanz.de/numerik/personen/volkwein/PhDSchools/Volkwein_Part1.pdf.
- [10] NAKAKITA K, HABASHI W G, NADARAJAH S. Toward real-time aero-icing simulation using reduced order models [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 96-115.
- [11] 葛宜元. 试验设计方法与 Design-Expert 软件应用 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2015: 2-3.
GE Y Y. Experimental design method and Design-Expert software application [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2015: 2-3 (in Chinese).
- [12] MCKAY M D, BECKMAN R J, CONOVER W J. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code [J]. Technometrics, 1979, 21(2): 239-245.
- [13] MORRIS M D, MITCHELL T J. Exploratory designs for computational experiments[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 1995, 43(3): 381-402.
- [14] 丁鹏, 陶文论. 建立低阶模型的 POD 方法[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(6): 1019-1021.
DING P, TAO W Q. Reduced order modeling with the proper orthogonal decomposition [J]. Journal of Engineering Thermodynamics, 2009, 30(6): 1019-1021 (in Chinese).
- [15] KERSCHEN G, GOLINVAL J, VAKAKIS A F, et al. The method of proper orthogonal decomposition for dynamical character-

- ization and order reduction of mechanical systems: An overview [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2005, 41 (1-3): 147-169.
- [16] SIROVICH L. Turbulence and the dynamics of coherent structures. I -Coherent structures. II -Symmetries and transformations. III -Dynamics and scaling[J]. *Quarterly of Applied Mathematics*, 1987, 45 (3): 561-571.
- [17] KRIGE D G. A statistical approach to some basic mine valuation problems on the Witwatersrand[J]. *Journal of the Southern African Institute of Mining and Metallurgy*, 1951, 52 (6): 119-139.
- [18] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3197-3225.
- HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37 (11): 3197-3225 (in Chinese).
- [19] HÉLOÏSE B, FRANÇOIS M, WAGDI G H. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 239-247.
- [20] JEONG S, OBAYASHI S, YAMAMOTO K. Aerodynamic optimization design with kriging model[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2005, 48 (161): 161-168.
- [21] JECK R K. Icing Design Envelopes (14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C) Converted to a Distance-Based Format: DOT/FAA/AR-00/30[R]. Washington, D. C.: FAA, 2002.
- [22] JOSEPH V R, HUNG Y, SUDJANTO A. Blind Kriging: A new method for developing metamodels[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2008, 130(3): 350-353.
- [23] COUCKUYT I, FORRESTER A, GORISSEN D, et al. Blind Kriging: Implementation and performance analysis[J]. *Advances in Engineering Software*, 2012, 49: 1-13.

作者简介:

刘藤 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算流体力学。

李栋 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 设计空气动力学、计算流体力学。

Ice shape prediction method of aero-icing based on reduced order model

LIU Teng, LI Dong*, HUANG Ranran, ZHANG Zhenhui

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

Abstract: The numerical simulation prediction of aero-icing ice shape is usually complicated and time-consuming. In order to predict ice shape more quickly and accurately and to reduce computational resource consumption, a quick ice shape prediction method based on proper orthogonal decomposition and Kriging model is proposed in this paper. Using a database of high-fidelity CFD numerical simulations to build sample space, in view of the change of attack angle, the procedure for predicting the ice shape by reduced order model is introduced. With the data sampling method of parameter space, multiparameter prediction of the ice shape is achieved. Meanwhile, the related methods of the advanced Blind-Kriging model and the improvement of the prediction results are studied. The result shows that the prediction results of the airfoil icing shape using the reduced order model agree well with the CFD numerical simulation results. The conclusion is made that the reduced order model is a quick and accurate approach for predicting the ice shapes of airfoil icing.

Keywords: ice-shape prediction; reduced order model; proper orthogonal decomposition (POD); Kriging model; Blind-Kriging model

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0494

基于 MBSE 的民用飞机功能架构设计方法

梅芊¹, 黄丹^{1,*}, 卢艺²

1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 2. 上海交通大学 电子信息与电气工程学院, 上海 200240)

摘

要: 基于模型的系统工程(MBSE)理论越来越广泛地应用于民用飞机设计与功

能需求分析领域。研究起始于基于用户需求的自顶向下的民机系统产品顶层用例, 辨识相关关键子用例, 进一步基于对象用例展开“需求—功能分析”, 构建黑盒活动图、顺序图表达实现相关飞机级需求的黑盒功能流, 从而明确系统接口和辨识子系统, 构建经验证可靠的可进行逻辑仿真的黑盒状态机。在黑盒功能架构的基础上驱动基于人机交互系统模型仿真的民机功能架构“正向设计”过程, 对黑盒进行解白, 基于建模分析和数值仿真结果, 构建实现相关飞机级需求的系统功能白盒架构的“正向设计”。为充分演示上述方法, 选择了对民用飞机产品安全性具有关键影响的最后进近着陆场景用例作为案例模型。研究表明, 基于 MBSE 的民用飞机功能架构设计方法充分保证了需求分析和功能架构设计的紧密结合, 正向构建了以满足民机产品需求为导向的结构化系统设计方法。

关键词: 系统工程; 基于模型的系统工程(MBSE); 民机系统; 需求分析; 人机系统

中图分类号: V37

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-1042-10

民机系统是一个涉及多学科, 多领域的高度复杂系统^[1]。传统的民机功能需求分析是基于文档管理的, 由设计师人工链接设计结果与需求之间的关系, 如果需求没有得到满足则需要重新返工, 迭代开发时间长, 成本高昂^[2]。

2007 年, 国际系统工程协会(International Council on Systems Engineering, INCOSE)给出了 MBSE 的定义^[3]: 基于模型的系统工程(Model-Based Systems Engineering, MBSE)理论用于支持系统需求捕获、设计、分析和验证活动, 这些活动从概念设计阶段开始, 一直延续至整个系统开发及后续生命周期阶段^[4]。

近年来, MBSE 理论在系统工程领域得到越来越广泛的关注和应用。美国国家航空航天局(NASA)、空客和波音均已在多个项目中成功应用了 MBSE 方法^[5]。IBM 公司基于 MBSE 方法开

发出载有需求分析模块的 Rhapsody 软件, 得到广泛应用^[6]。MEL (Michigan Exploration Lab) 实验室成功使用 MBSE 和 SysML 对标准立方体卫星进行建模, 并应用于实际的立方体卫星任务中^[7]。Perez^[8]将 MBSE 理论成功应用到风险信息设计中。Fusaro 等^[9]基于 MBSE 开发了有效的超高速轨道交通系统。国内张绍杰等^[5]结合民机设计通用规范, 提出了一种基于模型的系统工程对飞机安全关键系统进行分析 and 设计的方法。傅有光等^[10]基于 MBSE 理论在达索 V6 的环境平台验证了两型雷达研发的完整过程, 全面实现了由传统基于文档的研发模式向基于模型的 MBSE 研发模式转变。

本文引入 MBSE 理论开展民用飞机设计方法研究。研究起始于基于用户需求的自顶向下的民机系统产品顶层用例, 基于关键子对象用例展开

收稿日期: 2018-08-29; 录用日期: 2018-12-28; 网络出版时间: 2019-01-09 14:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190109.1014.001.html

基金项目: 中国大型民用飞机专项研究 (MJZ-2016-S-04)

* 通信作者。E-mail: huangdan@sjtu.edu.cn

引用格式: 梅芊, 黄丹, 卢艺. 基于 MBSE 的民用飞机功能架构设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1042-1051.
MEI Q, HUANG D, LU Y. Design method of civil aircraft functional architecture based on MBSE[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1042-1051 (in Chinese).

“需求—功能分析”,进一步构建可进行逻辑仿真的黑盒状态机。在黑盒功能架构的基础上驱动基于人机交互系统模型的民机功能架构“正向设计”过程。对黑盒进行解白,基于建模分析和数值仿真结果,构建实现相关飞机级需求的系统功能白盒架构的“正向设计”。研究表明基于 MBSE 的民用飞机功能架构设计方法可以充分保证需求分析和功能架构设计的紧密结合。

1 MBSE 理论概述与民机系统功能需求分析实例

本文展开基于 MBSE 的民机系统功能需求分析工作。从用例出发,进行 MBSE 方法和 SysML 模型的实例分析。

1.1 MBSE 方法概述

Harmony SE (Harmony for Systems Engineering)是 MBSE 方法中的一种。Harmony SE 的系统工程 workflow 是增量迭代式的周期活动流,它可分为需求分析、系统功能分析和设计综合 3 个设计

阶段:

1) 需求分析^[11]。此阶段是将初始用户需求转化为系统需求初稿,同时定义系统用例详细描述系统的行为。

2) 系统功能分析^[12]。此阶段的重点是把系统功能性需求转化为一个连贯的系统功能描述。该阶段将系统功能性需求转化为一个可执行模型,通过 3 个 SysML 图形(活动图、顺序图、状态机)来展现用例模型的内容。

3) 设计综合^[13]。此阶段分为 2 个大的子阶段:架构分析与架构设计阶段。架构分析阶段是通过一系列的评估分析,确定最佳的解决方案。架构设计阶段是分配功能性和非功能性需求到架构结构中,将系统功能分析阶段的“黑盒”模型逐渐转变为“白盒”模型。

图 1 为 Rational 集成系统开发流程 Harmony 图。V 模型的左边是在设计前期,模型自顶向下推动后续设计的进展,V 模型的右边是在设计后期自底向上对系统进行验证与测试^[14]。

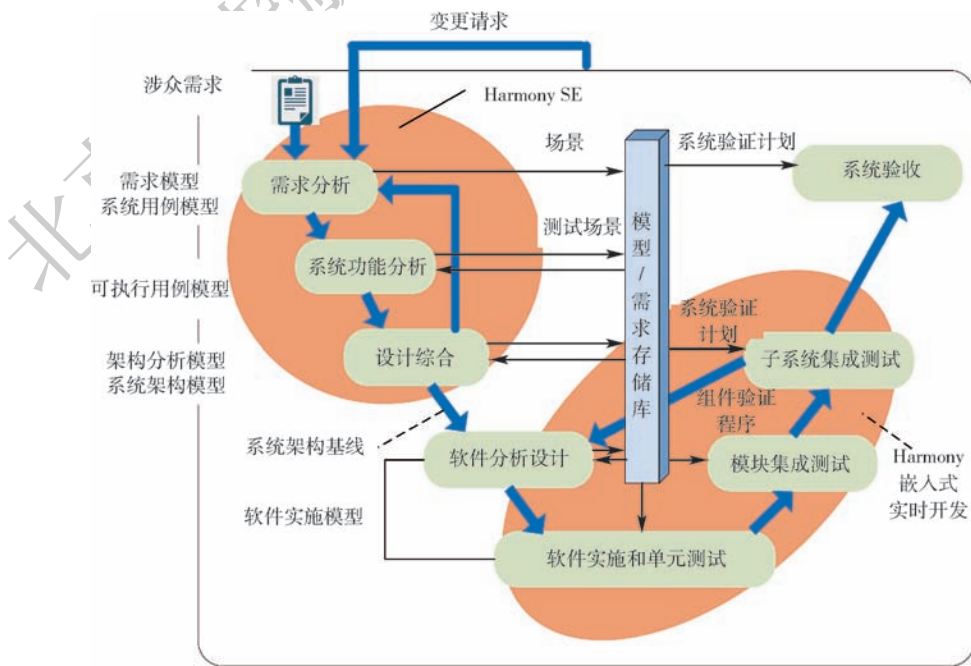


图 1 Rational 集成系统开发流程 Harmony 图

Fig. 1 Harmony diagram of Rational integrated system development process

1.2 基于用例的民机飞机级需求分析

MBSE 方法从导入用户的原始需求出发,形成系统顶层用例模型^[15]。随后对系统顶层需求进行捕获和分解得到系统子用例。国际民用航空组织 (the International Civil Aviation Organization, ICAO) 年度安全性报告显示^[16],最后进近着陆阶段是事故率高发时期。图 2 为民机系统最后进近着陆场景顶层用例模型。图中,矩形表示系统边

界,系统内部椭圆表示系统具有的一个功能即用例,“人形”图标表示系统与外界的交互。控制飞机完成最后进近着陆飞行任务,其中用例为完成最后进近着陆任务,外部使用者为飞机本身。民机系统可以接受通信导航信息,用例为接受通信信息,外部使用者为地面站。飞机系统可以接受执行控制操作,用例为执行控制操作,外部使用者为飞行员。

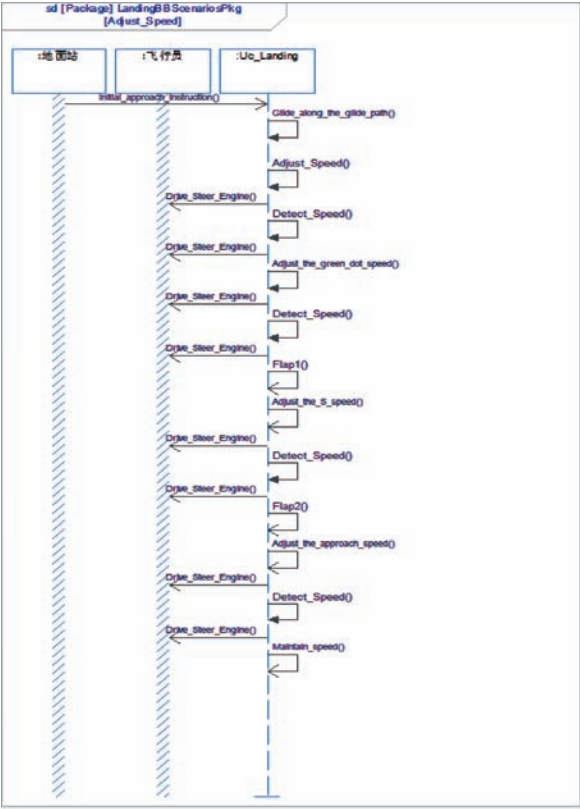


图 6 调定速度用例顺序图
Fig. 6 Sequence diagram of set speed use case

表 1 子系统划分
Table 1 Subsystem partition

具体功能	子系统
监控速度	监控子系统
监控高度	
监控下降率	
接受指令	
报告飞行状态信息	油门控制子系统
调整速度	
保持速度	
刹车	
慢车反推	舵面调节子系统
调整滚转平衡	
调整滚转角	
调节下降率	
保持下降率	襟翼系统
复飞	
襟翼收放	指令计算子系统
感知飞行状态信息	
沿下滑道下滑	
对准跑道	
生成预测航迹	
调定速度	
调整下降率	

用例和需求进行关联,确认提取的功能需求是满足用户原始需要的。

图 7 中,横轴是民机系统的系统级功能需求,

Toc Requirement	Scope: package_0			
	SB001 - 着陆指令	SB002 - 稳定下滑	SB003 - 速度控制	SB004 - 下沉率控制
完成进近着陆任务	SB001	SB002	SB003	SB004
接受通信信息	SB001			
执行控制操作		SB002	SB003	SB004
飞行安全管理		SB002		

Toc Requirement	Scope: package_0			
	SB005 - 俯仰控制	SB006 - 复飞	SB007 - 航向控制	SB008 - 模式转换
完成进近着陆任务	SB005	SB006	SB007	
接受通信信息		SB006		SB008
执行控制操作	SB005		SB007	
飞行安全管理				SB008

图 7 需求确认矩阵
Fig. 7 Requirement confirmation matrix

纵轴是用户原始需求。在需求确认矩阵中,添加能满足用户需求的对应系统级功能需求与用户需求之间的关系,图中展示的 4 条用户需求:完成最后进近着陆任务、接受通信信息、执行控制操作与飞行安全管理均被关联。表明设计的系统是满足用户原始需求的,需求得到追溯。

1.5.2 基于黑盒状态机仿真的飞机级需求正确性确认

使用 Rhapsody 软件绘制民机系统的状态机图如图 8 所示^[11]。状态机描述了系统的状态行为、分析活动图、顺序图以及列出的子系统划分表,得到系统的状态变换描述。首先民机通信系统收到最后进近着陆指令,经指令计算系统计算,飞机沿下滑道下滑。飞机同时发出调整速度、调下降率和调高的指令。接下来分别进入相应的子系统执行系统功能直至飞行任务完成。

状态机的运行结果是检验系统设计是否符合需求的重要手段。在状态机模型中,红色方框代表外部触发事件,当且仅当触发事件发生时,状态机才会向下执行。黄色方框([me->is])代表不同的任务场景,状态机执行到此处时,通过系统不同场景的选择执行不同支路。蓝色的矩形(如图 8 中的 Drive_Steer_Engine to pilots)表示外部系统参与的事件,即仅当外部系统作用时才会触发。粉色框图代表系统当前所处的状态。如图 8 所示的状态机中,触发事件 Instruction 生成后,状态机即向下执行,当状态机执行到分支场景时,将通过飞行状态判断执行相应支路。图 8 中系统进入着陆过程的刹车与反推阶段,最终完成典型飞行场景任务流程。功能逻辑设计合理,用户期望的飞机完成最后进近着陆典型飞行场景的需求得以完整实现。

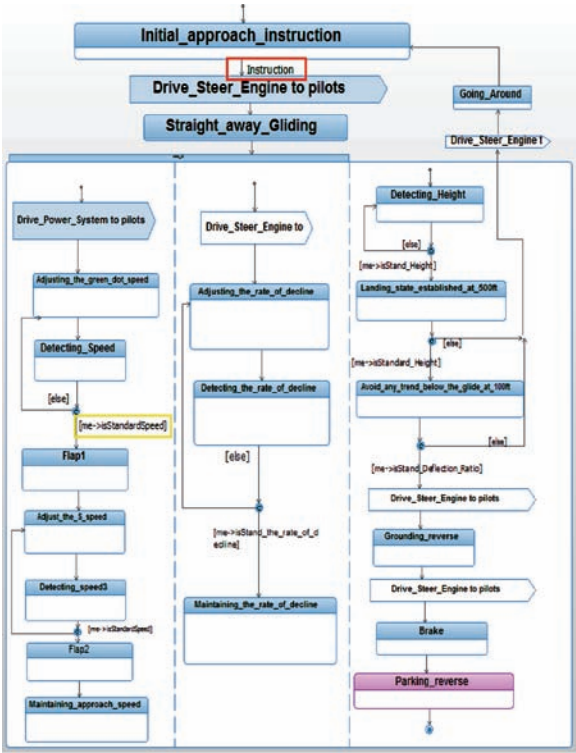


图 8 最后进近着陆过程状态机图^[11]

Fig. 8 State machine diagram in final approach and landing process^[11]

2 基于人机交互系统建模的民机功能白盒架构设计

设计综合的目标是整合功能分析阶段的模型元素,设计系统架构^[11]。由于本文选取的机型 Boeing 747 系统架构已成熟,因此在设计综合阶段主要的工作是对已形成的功能进行分析,对需求进行追溯与确认工作,将系统功能分析阶段的“黑盒”模型逐渐转变为“白盒”模型。

2.1 基于认知架构的人机交互系统开发

本节基于 Harmony SE 的民用飞机功能架构的“正向设计”过程,搭建基于认知架构的人机系统模型验证功能设计过程面向功能需求的可追溯性与合理性。开发人机系统的直接目的是根据各种机型以及人机环参数下的多种飞行条件快速实现基于各种飞行场景的飞行任务。人机交互系统快速自动产生的飞行数据经与在高仿真驾驶舱中真实机组执行相同的飞行任务产生的飞行数据的比较,经验证是可靠且全面的。人机交互系统可以用于描述在各种飞行条件下飞行任务与机组干预、工作负荷分配和异常事件的处置程序等因素之间的动态关系与适应性。

人机交互系统中的飞机模型基于六自由度飞

机模型搭建。飞机在空中的运动可看成具有六自由度的刚体,其中包括以牛顿第二定律为基础的 3 个平动向量和以欧拉方程为基础的 3 个转动向量。在仿真中,基于波音 747-400 系列飞机动力学模型^[20]的机身参数、气动力系数和气动力矩系数等相关参数进行实验。相关飞机参数的设置如表 2~表 4 所示。表 3 中, C_{L0} 、 $C_{L_{\alpha}}$ 、 $C_{L_{\dot{\alpha}}}$ 、 C_{L_q} 、 $C_{L_{\dot{\delta}_e}}$ 分别为零升系数、升力线斜率、升力对迎角变化率的导数、升力对俯仰角速度的导数和升力对升降舵偏角的导数, C_{D0} 和 $C_{D_{\alpha}}$ 分别为零升阻力系数和阻力对迎角变化率的导数,侧力系数 $C_{Y_{\beta}}$ 、 C_{Y_p} 和 $C_{Y_{\dot{\delta}_r}}$ 分别为侧力对侧滑角的导数、侧力对滚转角速度的导数和侧力对方向舵偏角的导数。表 4 中, C_{L_r} 为滚转力矩系数对偏航角速度的导数; C_{N_r} 为偏航(方向)力矩系数对无量纲偏航角速度的导数。

系统中的模拟飞行员认知模型可分为 3 个模块:飞行状态信息获取、决策和控制^[21]。

1) 飞行状态信息获取模块:指飞行员的情景意识,即在飞行中对周围环境信息以及飞行动态的即时感知过程。

通过串行自终止搜索模型(SSTS)^[22]得到 N 个仪器的搜索时间 S_T 与 N 成正比:

表 2 波音 747-400 机身参数
Table 2 Boeing 747-400 aircraft parameters

参数	数值
翼展 c/m	59.74
翼展 b/m	8.32
参考面积 s/m^2	510.97
起飞质量 m/kg	288 775
最大推力 T/kg^4	28 803
I_x	24 675 887
I_y	44 877 574
转动惯量/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	I_z 67 384 152
	I_{xz} 1 315 143

表 3 波音 747-400 气动力系数
Table 3 Boeing 747-400 aerodynamic coefficient

参数	数值
升力系数	C_{L0} 0.21
	$C_{L_{\alpha}}$ 4.40
	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$ 7.0
	C_{L_q} 6.6
	$C_{L_{\dot{\delta}_e}}$ 0.32
阻力系数	C_{D0} 0.016 4
	$C_{D_{\alpha}}$ 0.2
侧力系数	$C_{Y_{\beta}}$ -0.9
	C_{Y_p} 0
	$C_{Y_{\dot{\delta}_r}}$ 0.12

表 4 波音 747-400 气动力矩系数
Table 4 Boeing 747-400 aerodynamic moment coefficient

参数	数值
滚转力矩 l	C_{l_beta} -0.16
	C_{l_p} -0.34
	C_{l_r} 0.13
	C_{l_da} -0.013
	C_{l_dr} 0.008
俯仰力矩 M	C_{M0} 0
	C_{M_a} -1.0
	C_{M_adot} -4
	C_{M_q} -20.5
	C_{M_de} -1.3
偏航力矩 N	C_{N_beta} 0.16
	C_{N_p} -0.026
	C_{N_r} -0.280
	C_{N_da} -0.0018
	C_{N_dr} -0.1

$S_T = a_p + bN$ (1)

式中: a_p 为在一个信息搜索过程中的固有时间; b 为单个仪器的搜索时间,它随着仪器的不同而变化。在此飞行员模型中,定义变量 S_T 等于在信息获取阶段的认知时延。

2) 决策模块:指飞行员获得信息感知模块得到的信息后,根据飞行经验等对目前的飞行状况做出评估与预测,并生成一组可执行的预期操作程序。

反应时间可以由 Hick-Hyman-law 定理^[23]测量,它与该模块中包含的信息量成正比:

$R_T = a + bH$ (2)

式中: a 为与不确定性降低无关的时延总和; H 是由式(3)计算出的平均信息量:

$H = \sum_{i=1}^n P_i \left(\lg \left(\frac{1}{P_i} \right) \right)$ (3)

其中: P_i 为在飞行中第 i 个信息出现的概率,所有信息出现的概率总和为 1。

3) 控制模块:指飞行员在决策模块得到一组预期的操作程序后,执行程序的结果。通常控制模块包括油门的加减、升降舵的偏转和起落架收放等动作。

控制模块的时延与操作精度的关系可以用速度-精度操作特性 (SAOC)^[24]表示:

$\lg \left(\frac{p(\text{true})}{p(\text{false})} \right) \propto T_{\text{delay}}$ (4)

式中: $p(\text{true}) + p(\text{false}) = 1$,操作精度用随机变量的形式表示; T_{delay} 为控制模块的时延。若设升降舵操作精度为 99%,可得

$\delta e_{ac} = \delta e_{ex_random}(0.99, 1.01)$ (5)

其中: δe_{ac} 为升降舵的实际操作量; δe_{ex} 为升降舵的期望操作量。模拟飞行员认知过程模型如图 9 所示。结合飞机六自由度模型实现人机交互系统开发平台。

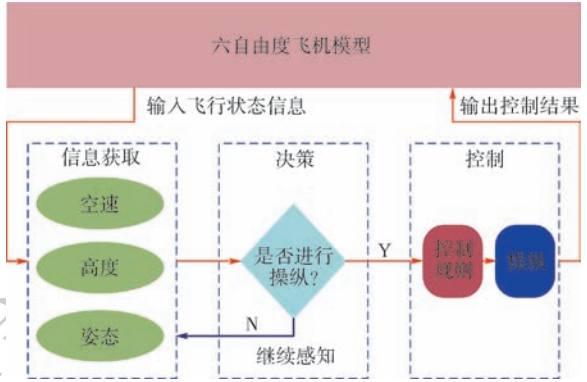


图 9 模拟飞行员模型框架
Fig. 9 Simulated pilot model framework

人机交互系统采用 MATLAB/Simulink 和 C# 混合编程方法搭建。其中在 MATLAB/Simulink 中实现飞机的非线性动力学模型,该模型会根据舵面和油门的控制量输入解算出飞机状态量的变化,并能外接自动控制器进行联合数值仿真。在 C#中主要完成座舱系统显示平台的界面设计以及功能划分等工作。模型中自动控制器控制的操作机理可类似于飞行员对飞机的操作,即用于纵向控制的升降舵,油门杆和用于横向/舵向控制的方向舵和副翼。系统针对座舱系统中自动驾驶仪的高度保持、俯仰姿态保持和速度保持 3 种控制,在 MATLAB/Simulink 中设计了相应的自动控制器。

统计数据显示最后进近着陆阶段是飞行事故的高发阶段,本文针对最后进近着陆阶段典型飞行场景用例进行详细分析,并在民机系统的功能需求分析中进行迭代,形成较为完整的需求分析结果。

2.2 基于典型飞行场景仿真的功能黑盒解白
选取如图10所示的最后进近着陆阶段典型

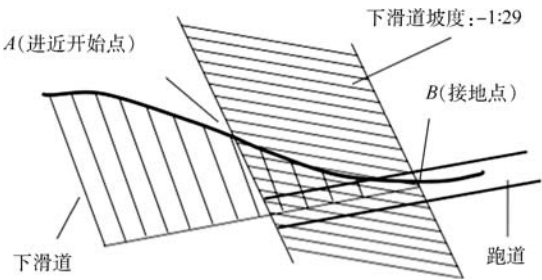


图 10 最后进近着陆阶段典型飞行场景
Fig. 10 Typical flight scenario of final approach and landing phase

飞行场景,将着陆过程细分为飞机沿下滑道直线下滑、拉平飘落、滑行停车阶段。

截取图 5 黑盒活动图中正常进近着陆的部分进行相关从 MBSE 方法对应到相关人机系统设计的叙述。图 11 为基于 MBSE 的民用飞机功能需求方法中正常进近着陆包含的主要活动产生的需求映射到相应的控制器设计过程演示图。

基于 MBSE 分析得到的活动图,在最后进近着陆阶段,有调定速度、调下降率和调高的 3 个基本需求。将需求反应到人机系统的实际建模中,本文设计了速度保持控制器、俯仰姿态保持控制器和高度保持控制器以实现相关调速、调高以及调整俯仰姿态需求的功能黑盒解白。

1) 速度保持控制器:本文设计的速度保持控制器控制律为

$$\Delta\delta_v = \left(\frac{K_v}{T_{cs}} + K_v\right)(\Delta V - \Delta V_c) - K_a a_{ac} \tag{6}$$

式中: K_v 为速度环比例系数; ΔV_c 为平衡点处的飞机空速; ΔV 为飞机实际空速; a_{ac} 为飞机实际加速度; K_a 为加速度反馈系数; T_c 为积分环节时间常数。

2) 俯仰姿态保持控制器:针对下降率的调节与保持需求,系统中设计了俯仰姿态控制器。比例-积分控制器是目前工程中最广泛使用的姿态控制器^[25]。系统设计的俯仰姿态保持控制器控制律为

$$\Delta\delta_e = \left(\frac{K_\theta}{T_{cs}} + K_\theta\right)(\Delta\theta - \Delta\theta_c) + K_\theta\Delta\dot{\theta} \tag{7}$$

式中: K_θ 为俯仰角比例环节系数; $\Delta\theta_c$ 为平衡点处的俯仰角; $\Delta\theta$ 为飞机实际俯仰角; K_θ 为俯仰角速度反馈环节系数; $\Delta\dot{\theta}$ 为俯仰角速度,即 q 。

3) 高度保持控制器:高度保持控制器是以俯仰姿态保持控制器为内环,在外环加一层对高度的比例-积分控制器实现的^[25]。高度保持控制器控制律为

$$\Delta\delta_h = \left(\frac{K_h}{T_{cs}} + K_h\right)(\Delta h - \Delta h_c) - \left(\frac{K_\theta}{T_{cs}} + K_\theta\right)\Delta\theta - K_\theta\Delta\dot{\theta} \tag{8}$$

式中: K_h 为高度环比例系数; Δh_c 为平衡点处的飞行高度; Δh 为飞机实际飞行高度。

基于最后进近着陆阶段的典型飞行场景,在人机模拟座舱系统中分布配置不同的飞行员操作时延以及升降舵和油门控制精度快速进行仿真模拟实验。基础实验以及对照实验的设置方法如表 5 所示, T_{SA} 为系统模拟飞行员认知阶段飞行状态获取时延, T_{MD} 为系统模拟飞行员认知阶段决策时延, T_{AC} 为系统模拟飞行员认知阶段控制时延。其中飞行员操作时延的设置是依据相关文献及

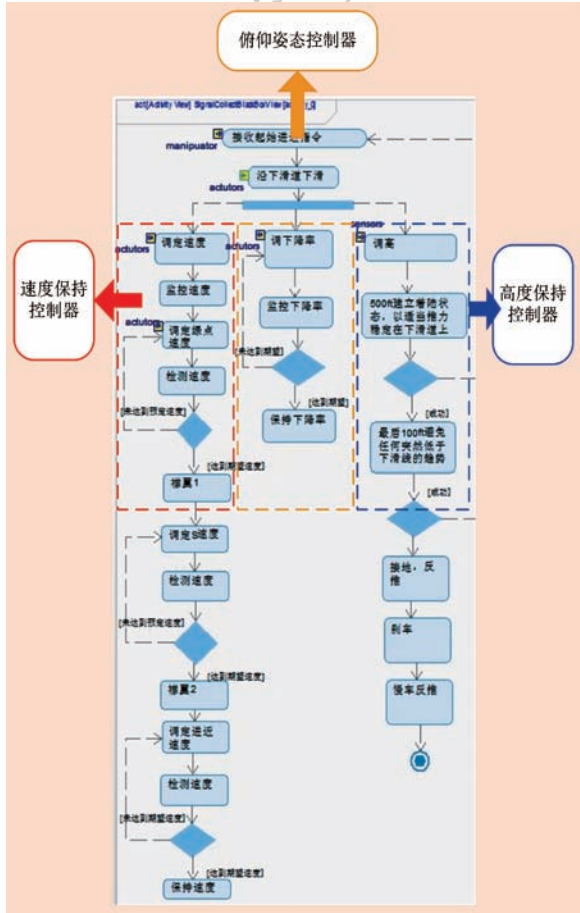


图 11 需求映射到控制器演示图

Fig. 11 Demonstration diagram of requirements mapped to controller

表 5 基础实验及对照实验仿真方法

实验组别	参数设置
基础实验	时延: $T_{SA} \sim U(0,1)$, $T_{MD} \sim N(1,1)$, $T_{AC} \sim T(1,2)$ 升降舵控制精度 I_{δ_E} 和油门控制精度 I_{δ_T} : $I_{\delta_E} \sim \text{RandomInteger}(1,5)$ $I_{\delta_T} = U(1/50,1/10)$ 高度控制灵敏度: $\overline{D_s} = 99\%$
	时延: $T_{SA} \sim U(1,2)$, $T_{MD} \sim N(2,1)$, $T_{AC} \sim T(2,3)$
	其他参数设置与基础实验相同
	控制精度:
	$I_{\delta_E} \sim \text{RandomInteger}(1,10)$ $I_{\delta_T} = U(1/50,1/5)$
对照实验 2	其他参数设置与基础实验相同

飞行经验设置的,具体设置方法本文不进行赘述^[21]。

每组仿真实验进行1000次,每组实验中选取1000次飞行轨迹的中线。3组实验得到的飞行轨迹中线图如图12所示(1 ft = 0.3048 m)。

根据仿真产生的最后进近着陆阶段飞行数据,本文选取基础实验组中一次典型飞行任务中起始进近指令开始点,离地500 ft高度点,最后离地100 ft高度点以及接地点的飞行状态数据进行分析。模拟飞行状态轨迹中飞行状态信息的变化直观体现了通过白盒仿真实现解白飞机级功能架构的黑盒过程。

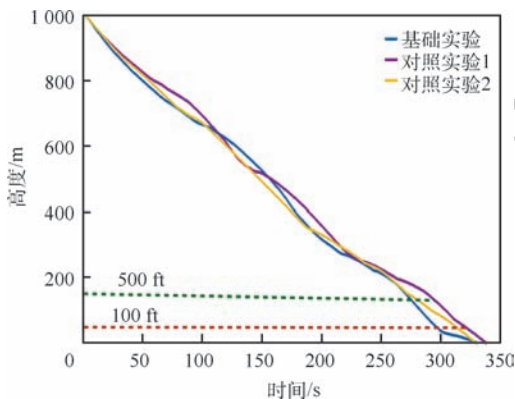


图12 模拟飞机轨迹

Fig.12 Simulated aircraft trajectory

1) 起始进近点:起始进近高度 $h = 1000.00$ m, 空速 $v = 100.00$ m/s, 飞机平飞,迎角 $\alpha = 0$,期望飞行下滑道平面倾斜坡度 $-1:29$,升降舵操纵量 $\delta_E = 0$,油门操纵量 $\delta_T = 0.3$ 。

2) 离地500 ft高度点:飞行高度 $h = 152.40$ m, 空速 $v = 76.91$ m/s, 飞机迎角 $\alpha = 0.056$ rad, $\delta_E = 2$, $\delta_T = 0.05$ 。

3) 离地100 ft高度点:飞行高度 $h = 30.48$ m, 空速 $v = 72.52$ m/s, 飞机迎角 $\alpha = 0.024$ rad, $\delta_E = 9$, $\delta_T = 0.05$ 。

4) 接地点:飞行高度 $h = 0$ m, 空速 $v = 70.92$ m/s, 飞机迎角 $\alpha = 0.027$ rad, $\delta_E = 16$, $\delta_T = 0.21$ 。

通过对比基础实验与受控实验结果,可以得出飞行员对飞机精确,及时操作对于飞行安全具有重要意义。图5黑盒活动图设计的合理性在仿真系统中得到了验证。本节在已经获得的黑盒功能架构的基础驱动基于人机系统模型仿真的民用飞机功能架构的“正向设计”过程,对黑盒进行解白,基于建模分析和数值仿真结果,构建实现相关飞机级需求的系统功能白盒架构的“正向设计”。同时通过人机系统基于飞行任务产生的飞行数据

验证了基于模型的民用飞机功能需求方法研究的有效性 with 合理性。经过人机系统模型的真实模拟飞行验证,基于模型的民用飞机功能需求方法是行之有效的系统设计方法,符合系统设计需求分析方法与实际飞行任务的需求。

3 结 论

本文将MBSE理论应用在民用飞机功能结构研究中,得到了民机系统最后进近着陆场景的飞机系统级功能需求,飞机系统功能架构以及描述最后进近着陆过程的图形化模型,并通过人机系统仿真验证了功能设计过程面向功能需求的合理性。本文的主要研究工作有:

1) 引入MBSE理论开展民用飞机功能设计方法研究,该方法起始于基于用户需求的自顶向下的民机系统产品顶层用例,辨识相关关键子用例,进一步基于对象用例展开“需求—功能分析”,构建黑盒活动图、顺序图表达实现相关飞机级需求的黑盒功能流,从而明确系统接口和辨识子系统,构建可进行逻辑仿真的黑盒状态机,结合“用例—需求矩阵”验证系统级功能架构所捕获的需求的完整性和正确性。

2) 基于黑盒功能架构驱动基于人机交互系统模型仿真的民用飞机功能架构的“正向设计”过程,对黑盒进行解白,基于建模分析和数值仿真结果,构建实现相关飞机级需求的系统功能白盒架构的“正向设计”。

3) 相比传统研究方法,本文提出的基于MBSE理论的民用飞机功能架构设计充分保证了需求分析和功能架构设计的紧密结合,正向构建了以满足民机产品需求为导向的结构化系统设计方法。

未来的研究工作可以从以下两方面展开:

1) 基于MBSE理论,进行民机其他关键系统的系统设计工作,并开展SysML模型与其他数值仿真软件的集成,联合仿真等工作,进行一些产品研发的尝试。

2) 基于民用飞机高安全性要求的特殊性,进一步展开功能失效与关键系统安全性分析的研究工作,确保航空安全。

参考文献 (References)

[1] 卢艺,郝莲,李承立,等.基于构型项目分类的民机系统适航符合性证据体系结构研究[J].民用飞机设计研究,2017(3):26-30.
LU Y,HAO L,LI C L,et al. Research on airworthiness compli-

- ance evidence architecture of civil aircraft system based on configuration item classification[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2017(3): 26-30 (in Chinese).
- [2] 汤超, 方俊伟, 谢陵, 等. MBSE 在民机起落架系统设计中的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(3): 56-60.
TANG C, FANG J W, XIE L, et al. Application of MBSE method during landing gear system design for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2015(3): 56-60 (in Chinese).
- [3] KARBAN R, HAUBER R, WEILKIENS T. MBSE in telescope modeling[J]. Insight, 2009, 12(4): 24-31.
- [4] ESTEFAN J A, 张新国. 基于模型的系统工程 (MBSE) 方法综述[M]. 北京: 机械工业出版社, 2014: 1-20.
ESTEFAN J A, ZHANG X G. Survey of model-based system engineering methodology [M]. Beijing: China Machine Press, 2014: 1-20 (in Chinese).
- [5] 张绍杰, 李正强, 海晓航, 等. 基于 MBSE 的民用飞机安全关键系统设计[J]. 中国科学: 技术科学, 2018(3): 299-311.
ZHANG S J, LI Z Q, HAI X H, et al. Design of safety critical system for civil aircraft based on MBSE [J]. Chinese Science: Technical Science, 2018(3): 299-311 (in Chinese).
- [6] GERY E, HAREL D, PALACHI E. Rhapsody: A complete life-cycle model-based development system[C] // International Conference on Integrated Formal Methods. Berlin: Springer, 2002, 2335: 1-10.
- [7] SPANGELO S C, KASLOW D, DELP C, et al. Applying model based systems engineering (MBSE) to a standard cubesat [C] // Proceedings of IEEE Symposium on Aerospace Conference Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012, 1-20.
- [8] PEREZ R M. Application of MBSE to risk-informed design methods for space mission applications[C] // AIAA Space 2014 Conference and Exposition. Reston: AIAA, 2014: 1-47.
- [9] FUSARO R, FERRETTO D, VIOLA N. MBSE approach to support and formalize mission alternatives generation and selection processes for hypersonic and suborbital transportation systems [C] // IEEE International Systems Engineering Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1-8.
- [10] 傅有光, 储晓彬, 李明. 基于 MBSE 的雷达数字化系统设计方法[J]. 现代雷达, 2017, 39(5): 1-7.
FU Y G, CHU X B, LI M. Design method of radar digital system based on MBSE [J]. Modern Radar, 2017, 39(5): 1-7 (in Chinese).
- [11] 汉斯·彼得·霍夫曼. 基于模型的系统工程最佳实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 1-40.
HOFFMAN H P. Model-based system engineering best practices [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 1-40 (in Chinese).
- [12] ESTEFAN J. MBSE methodology survey [J]. Insight, 2009, 12(4): 16-18.
- [13] 朱静, 杨晖, 高亚辉, 等. 基于模型的系统工程概述[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 12-16.
- ZHU J, YANG H, GAO Y H, et al. An overview of model-based system engineering [J]. Aeroengine, 2016, 42(4): 12-16 (in Chinese).
- [14] WIBBEN D R, FURFARO R. Model-based systems engineering approach for the development of the science processing and operations center of the NASA OSIRIS-REx asteroid sample return mission [J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 147-159.
- [15] WEILKIENS T. Systems engineering with SysML/UML [M]. Burlington: Morgan Kaufmann SMG Press, 2008: 18-22.
- [16] GLOWACKI P, BALICKI W. ICAO aviation occurrence categories significantly affecting aviation safety in poland from 2008 to 2015 [J]. Scientific Journal of Silesian University of Technology, 2017, 94: 47-56.
- [17] WU Q, GOUYON D, HUBERT P, et al. Towards model-based systems engineering (MBSE) patterns to efficiently reuse know-how [J]. Insight, 2017, 20(4): 31-33.
- [18] 杜伟, 刘传会, 张红安, 等. 基于顺序图的 fadec 软件需求状态图模型验证[J]. 测控技术, 2016, 35(4): 109-112.
DU W, LIU C H, ZHANG H A, et al. Fadec software requirements state diagram model validation based on sequence diagram [J]. Observation and Control Technology, 2016, 35(4): 109-112 (in Chinese).
- [19] MORDECAI Y, ORHOF O, DORI D. Model-based interoperability engineering in systems-of-systems and civil aviation [J]. IEEE Transactions on Systems Man and Cybernetics Systems, 2018, 48(4): 637-648.
- [20] ROSKAM J. Airplane flight dynamics and automatic flight controls, part i & ii [M]. Lawncence: Design, Analysis and Research Corporation, 2001.
- [21] YANG C P, YIN T W, ZHAO W, et al. Modeling the uncertain effects of human factors upon the safety of airport approaches via pilot modeling [J]. Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2013, 45(4): 249-57.
- [22] STERNBERG S. High-speed scanning in human memory [J]. Science, 1966, 153(3736): 652-654.
- [23] HYMAN R. Stimulus information as a determinant of reaction time [J]. Journal of Experimental Psychology, 1953, 45(3): 188-196.
- [24] DRURY C G. The speed—accuracy trade-off in industry [J]. Ergonomics, 1994, 37(4): 747-763.
- [25] 郭锁凤, 申功璋, 吴成富. 先进飞行控制系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
GUO S F, SHEN G Z, WU C F. Advanced flight control system [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003 (in Chinese).

作者简介:

梅芊 女, 硕士研究生。主要研究方向: 人机系统、系统工程。

黄丹 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空人为因素、人机系统。

Design method of civil aircraft functional architecture based on MBSE

MEI Qian¹, HUANG Dan^{1,*}, LU Yi²

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. School of Electronic Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Model-based systems engineering (MBSE) theory has been widely used in the civil aircraft design and functional requirement analysis. Firstly, the research starts from the top-down use case of civil aircraft system product based on user requirements to identify the relevant key sub-use cases. Secondly, the method expands the “requirement-function analysis” based on the object use case, builds the black box activity diagram and sequence diagram to express the black box function flow so as to clarify the system interface and identify the subsystem, and constructs the black box state machine which is proved to be reliable and can be used for logical simulation. Finally, this paper carries out the “forward design” process of the civil aircraft functional architecture based on the man-machine interactive complex system model, and turns white the black box based on modeling analysis and numerical simulation results. Further to build a “forward design” of the system function white box architecture which realizes the relevant aircraft-level requirements. This paper selects the final approach and landing scenario which has a key effect on the safety of civil aircraft products as a case model. The research shows that the MBSE method for civil aircraft functional architecture fully guarantees the close combination of requirement analysis and functional architecture design, and constructs a structural system design method which meets the requirements of civil aircraft products.

Keywords: system engineering; model-based systems engineering (MBSE); civil aircraft system; requirement analysis; man-machine system

Received: 2018-08-29; **Accepted:** 2018-12-28; **Published online:** 2019-01-09 14:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190109.1014.001.html

Foundation item: Chinese Special Research Program of a Large Civil Aircraft (MJZ-2016-S-04)

* **Corresponding author.** E-mail: huangdan@sjtu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0512

基于切比雪夫混沌映射和生物识别的身份认证方案

董晓露^{1,2}, 黎妹红^{1,2,*}, 杜晔^{1,2}, 吴倩倩^{1,2}

(1. 北京交通大学 智能交通数据安全与隐私保护技术北京市重点实验室, 北京 100044;

2. 北京交通大学 计算机与信息技术学院, 北京 100044)

摘 要: 云计算中访问控制 and 安全性是两大问题, 且与传统的身份认证存在一定区别。利用切比雪夫多项式的半群特性、混沌特性, 提出了一种基于切比雪夫混沌映射和生物识别的口令认证密钥协商方案。用户和服务器首先在云服务提供商(CSP)处进行注册, 随后无需 CSP 的参与即可完成认证, 建立会话密钥。安全性分析和性能比较表明, 方案满足许多安全因素, 如双向认证、用户隐私保护、多因素安全、前向安全性, 即使 CSP 的主密钥被泄露, 前向安全性也能确保用户会话密钥的机密性; 此外, 方案还能抵抗中间人攻击、离线口令猜测攻击和仿冒攻击等, 并且支持多服务器环境中用户口令和生物特征的高效变更。

关 键 词: 切比雪夫混沌映射; 身份认证; 密钥协商; 云计算; 生物识别

中图分类号: TN918.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)05-1052-07

云计算是一个新兴的计算领域, 可简单理解成提供存储、计算、各种服务和应用程序的技术。目前主要有 3 种云服务模型: 基础设施即服务(IaaS)、平台即服务(PaaS)、软件即服务(SaaS)。

云计算有各种优势, 可以实现随时随地、按需应变地从可配置资源共享池中获取所需资源, 使管理资源的工作量与和服务提供商的交互减小到最低限度。但随着云计算规模化和集约化的发展, 云计算也带来了许多问题: 弹性机制、互操作性、数据迁移等^[1]。其中身份认证安全是重中之重。用户身份认证为云服务器提供认证、授权等功能。现有的用于云计算环境的用户认证方式存在如重放攻击、假冒攻击、智能卡被盗攻击等安全弱点, 不能满足实际应用中的安全需求。此外, 计算复杂度较高, 且不支持口令更改, 有些方案仅适用于单服务器环境^[2-5]。

基于口令的用户认证是网络上最方便的认证

机制之一。1981 年, Lamport^[6] 首先提出了基于口令的认证方案, 该方案需要维护一张口令表, 面临字典攻击。1996 年, Shoup 和 Rubin^[7] 提出了一个将智能卡用于存储密钥的模型, 但该模型的单因素认证并不安全, 忽略了智能卡可能受到的风险。2000 年, Hwang 和 Li^[8] 增强了使用智能卡的认证。随后, 许多基于智能卡的认证密钥协商模型被提出。

2015 年, He 和 Wang^[9] 提出了一种基于生物识别的多服务器环境认证方案。但 Odelu 等^[10] 发现 He 和 Wang 的方案^[9] 易受到已知特定会话的临时信息攻击, 且在用户匿名性和密码更改阶段存在设计缺陷。值得注意, 在 He 和 Odelu 方案^[9-10] 中, 用户与服务器的相互认证和建立会话密钥都需要注册中心(RC)参与。而在云环境中, 需要云服务提供商(CSP)或 RC 处于离线模式, 即用户与云服务器之间的认证和密钥协商不应涉

收稿日期: 2018-08-31; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-14 11:41

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181212.1411.001.html

* 通信作者。E-mail: mhlil@bjtu.edu.cn

引用格式: 董晓露, 黎妹红, 杜晔, 等. 基于切比雪夫混沌映射和生物识别的身份认证方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1052-1058. DONG X L, LI M H, DU Y, et al. A biometric verification based authentication scheme using Chebyshev chaotic mapping[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1052-1058 (in Chinese).

及 CSP。因此,适用于传统网络多服务器环境的认证方案无法在云环境下直接有效地应用。

2016 年,Wazid 等^[11]提出云中基于生物特征识别的支持用户匿名的认证方案。但笔者发现该方案不满足前向安全性。假设 CSP 的主密钥 K 泄露且攻击者截获了信道上的所有通信内容,则攻击者计算可得 $A_i = h(K \parallel \text{RID}_i \parallel \text{RSID}_j \parallel \text{RPW}_i)$ (其中 K 代表云服务提供商的主密钥, RID_i 和 RPW_i 分别为某用户 U_i 经过加密后的用户身份标识和口令; RSID_j 为某服务器 CS_j 经过加密后的身份标识),根据截获的 M_2 和 T_1 得 $N_i = M_2 \oplus h(h(A_i) \parallel T_1 \parallel \text{RID}_i)$ (其中 $M_2 = N_i \oplus h(h(A_i) \parallel T_1 \parallel \text{RID}_i)$, N_i 为随机数, T_1 为系统时间戳),根据截获的 M_5 和 T_2 得 $N_j = M_5 \oplus h(h(A_i) \parallel T_2 \parallel \text{RID}_i)$ (其中 $M_5 = N_j \oplus h(h(A_i) \parallel T_2 \parallel \text{RID}_i)$; N_j 为随机数; T_2 为系统时间戳),最后求得先前的会话密钥 $\text{SK} = h(h(A_i) \parallel N_i \parallel N_j \parallel \text{RID}_i \parallel \text{RSID}_j)$,存在安全风险。同年,Namasudra 和 Roy^[12]基于切比雪夫混沌映射,提出了适用于云环境的采用智能卡的双因素认证方案。

混沌密码学因具有较低的计算复杂度和较高的安全性而日益流行^[12]。受其启发,本文提出了一种基于切比雪夫混沌映射和生物特征识别的云中身份认证方案来解决上述问题。

1 基本理论

介绍切比雪夫混沌映射及相关的难解问题。
定义: n 维切比雪夫多项式为 $T_n(x): [-1, 1] \rightarrow [-1, 1]$, 定义为 $T_n(x) = \cos(\text{narccos}(x))$, 其中 n 为整数, x 为实数, 且 $x \in [-1, 1]$ 。其迭代关系式为 $T_0(x) = 1, T_1(x) = x, T_2(x) = 2x^2 - 1, T_{n+1}(x) = 2xT_n(x) - T_{n-1}(x)$ 。

半群特性:
 $T_r(T_s(x)) = T_{rs}(x) = T_s(T_r(x)) \bmod P$
其中: r 和 s 为自然数; P 为一个素数。
离散对数问题:已知参数 x 和 y , 要找到一个整数 n 使之满足 $T_n(x) = y$ 几乎是不可能的。
Diffie-Hellman 问题:已知参数 $x, T_r(x)$ 和 $T_s(x)$ 要计算 $T_{rs}(x)$ 几乎是不可能的。

2 系统模型

图 1 展示了本方案的系统模型,主要由用户 (U)、云服务提供商 (CSP)、云服务器 (CS) 三者构成。假设用户 U_i 想访问云服务,首先 U_i 需要在 CSP 处进行注册。同理,若 CS 想为用户提供

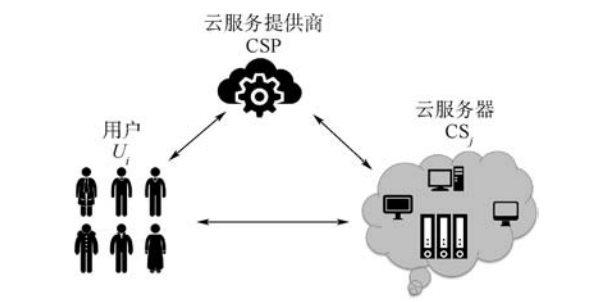


图 1 系统模型
Fig. 1 System model

云服务,也需要先在 CSP 上注册。当 U_i 和其想访问的云服务 CS_j 都已在 CSP 处注册时, U_i 可以直接向 CS_j 发出访问请求,双方通过本文提出的方案进行身份认证并建立会话密钥以保护通信内容。

3 认证方案描述

本节将对基于切比雪夫混沌映射和生物特征识别的新型身份认证方案进行详细阐述。本方案中, U 和 CS 都需要先在 CSP 上进行注册,以满足访问云服务或提供云服务的条件,并使用模糊提取技术来实现用户生物特征的采集^[13]。该技术可以从生物特征中提取出重构用户生物特征所需要的冗余信息,无需存储生物特征模板本身,为利用生物特征进行身份认证提供了便利。表 1 列出了方案用到的部分符号及其含义。

模糊提取器主要包括生成函数 $\text{Gen}()$ 和重构函数 $\text{Rep}()$ 。 $\text{Gen}()$ 是一个概率性生成函数,当用户输入生物特征 BIO_i 时,函数会相应生成一个长度为 m 的随机提取的字符串作为生物特征

表 1 符号及其含义

Table 1 Notation and description

符号	含义
ID_i	用户 U_i 的身份标识
PW_i	用户 U_i 的口令
SID_j	服务器 CS_j 的身份标识
$\text{Gen}()$	模糊提取生成函数
$\text{Rep}()$	模糊提取重构函数
BIO_i	用户 U_i 的生物特征
b_i	用户 U_i 的生物特征密钥
α_i	公共重构参数
a	事先设定的容错阈值
$h()$	单向哈希函数
T_1, T_2, T_3	系统时间戳
ΔT	最大通信时延
$\parallel$	连接
$\oplus$	异或运算

密钥 $b_i \in \{0,1\}^m$ 及一个公共重构参数 α_i 作为辅助字符串,即 $\text{Gen}(\text{BIO}_i) = (b_i, \alpha_i)$ 。 $\text{Rep}()$ 是一个确定性重构函数,可以根据输入的生物特征 BIO_i' 和相应的辅助字符串 α_i 来重构生物特征密钥 b_i ,即 $\text{Rep}(\text{BIO}_i', \alpha_i) = b_i$,同时使 BIO_i 和 BIO_i' 之间的汉明距离小于事先定义的容错阈值 a 。当 $\text{Gen}()$ 和 $\text{Rep}()$ 在多项式时间内运行,模糊提取非常高效。并且若不借助原有的生物特征 BIO_i ,单依靠辅助字符串 α_i 是无法通过计算来重构生物特征密钥 b_i 的^[6]。

模糊提取器允许输入拥有一定的噪声,较好地解决了生物特征模糊性和密码体制精确性之间的矛盾,有效克服了传统的基于模板匹配的生物特征识别系统中,模板数据泄露或丢失后带来的重放攻击问题。同时,本方案假设云环境中的所有实体的时钟同步,可以使用时间戳来抵抗重放攻击。以下详细讨论本方案的不同阶段。

3.1 注册模块

假设某用户 U_i 想访问某云服务器 CS_j ,则 U_i 和 CS_j 需要先在 CSP 处完成注册。注册流程具体描述如下:

1) U_i 选择自己的 ID_i 和 PW_i ,并选择一个随机数 n_i ,通过计算 $\text{RID}_i = h(\text{ID}_i \| n_i)$ 和 $\text{RPW}_i = h(\text{PW}_i \| n_i)$ 对 ID_i 和 PW_i 进行保护。接着 U_i 将自己的生物特征 BIO_i 输入生物传感设备,利用模糊提取和公参 α_i 得到生物密钥 b_i ,即 $\text{Gen}(\text{BIO}_i) = (b_i, \alpha_i)$ 。然后 U_i 计算 $X_i = h(\text{RPW}_i \| b_i)$ 并通过安全信道向 CSP 发送注册请求 $(\text{RID}_i, \text{RPW}_i)$ 。

2) CS_j 首先选择自己的 SID_j ,接着生成一个随机数 n_j 并计算 $\text{RSID}_j = h(\text{SID}_j \| n_j)$,然后通过安全信道向 CSP 发送注册请求 (RSID_j) 。

3) 当 CSP 收到 U_i 和 CS_j 的注册请求后,使用事先选定的主密钥 K 计算 $A_i = h(K \| \text{RID}_i \| \text{RPW}_i \| \text{RSID}_j)$ 和 $B_i = h(A_i)$ 。接着 CSP 安全地将含有信息 $\{A_i, \text{RSID}_j, h(), \text{Gen}(), \text{Rep}(), t, P, x\}$ 的智能卡传递给 U_i ,将反馈信息 $(B_i, \text{RID}_i, P, x)$ 传递给 CS_j ,其中 P 是 CSP 选择的一个大素数。

4) 当 U_i 收到智能卡后,计算 $n_i' = n_i \oplus h(\text{ID}_i \| b_i)$ 以及 $A_i' = A_i \oplus h(n_i \| b_i)$,并将信息 n_i', X_i, α_i 存储到智能卡中,同时将卡中的 A_i 更新为 A_i' ,完成注册。

5) 当 CS_j 收到来自 CSP 的反馈信息 $(B_i, \text{RID}_i, P, x)$ 后,计算 $B_i' = B_i \oplus h(\text{SID}_j \| n_j \| \text{RID}_i)$,并将信息 $(B_i', \text{RID}_i, P, x)$ 存储到数据库,完成注册。



图2 注册模块

Fig. 2 Registration module

3.2 登录模块

为了登录 CS_j , U_i 需要将智能卡插入读卡器,并提供 ID_i 、口令 PW_i ,具体流程如下:

1) U_i 将智能卡插入读卡器并输入 ID_i 和 PW_i ,在传感设备上录入 BIO_i (例如指纹)。

2) 智能卡利用实现设定的容错阈值 a 计算 $b_i^* = \text{Rep}(\text{BIO}_i, \alpha_i)$,并计算 $n_i^* = n_i' \oplus h(\text{ID}_i, b_i^*)$ 、 $\text{RPW}^* = h(\text{PW}_i \| n_i^*)$ 、 $X_i^* = h(\text{RPW}_i^* \| b_i^*)$ 。

3) 智能卡检验 X_i^* 是否等于 X_i 。若不相等,提示 U_i 身份信息出错;若相等,则表示 U_i 通过了 PW_i 和 BIO_i 的双重认证,智能卡接着计算 $A_i = A_i' \oplus h(n_i^* \| b_i^*)$ 和 $\text{RID}_i = h(\text{ID}_i \| n_i^*)$,并生成正整数 r_i 和当前时间戳 T_1 ,利用公共参数 P 来计算 $Q_i \oplus T_{r_i}(x) \bmod P$ 、 $V_1 = h(h(A_i) \| Q_i \| T_1)$ 、 $V_2 = Q_i \oplus h(h(A_i) \| T_1 \| \text{RID}_i)$ 。然后,通过公共信道向 CS_j 发送登录请求 $(V_1, V_2, \text{RID}_i, T_1)$ 。

3.3 认证及密钥协商模块

当 CS_j 收到来自 U_i 的登录请求后,双向认证及会话密钥的协商流程启动。

1) 假设 CS_j 收到登录请求 $(V_1, V_2, \text{RID}_i, T_1)$ 时的时间戳为 T_1^* ,则 CS_j 首先验证 $|T_1^* - T_1|$ 是否小于等于 ΔT ,并检查接收到的 RID_i 是否在数据库中有存档,若不满足, CS_j 就终止此次会话。

2) CS_j 计算 $\text{RSID}_j = h(\text{SID}_j \| n_j)$ 、 $B_i^* = B_i' \oplus h(\text{SID}_j \| n_j \| \text{RID}_i)$,并使用 B_i^* 计算参数 $Q_i^* = V_2 \oplus h(B_i^* \| T_1 \| \text{RID}_i)$ 和 $V_3 = h(B_i^* \| Q_i^* \| T_1)$ 。检查 V_3 是否等于 V_1 ,若相等则 U_i 身份认证成功。随后, CS_j 生成正整数 r_j 和当前时间戳 T_2 ,计算会话密钥 $\text{SK} = h(T_{r_j}(Q_i^*) \| \text{RSID}_j \| \text{RID}_i)$ 。

3) 计算会话密钥后, CS_j 还需要计算 $V_4 =$

$h(SK \| T_1 \| T_2)$ 、 $Q_j = T_{r_j}(x) \bmod P$, 利用 Q_i 计算 $V_5 = Q_j \oplus h(B_i^* \| T_2 \| RSID_j)$, 并通过公共信道将认证请求 $(V_4, V_5, RSID_j, T_2)$ 发送给 U_i 。

4) 当 U_i 收到认证请求后, 根据当时的时间戳 T_2 检查 $|T_2 - T_2^*|$ 是否小于等于 ΔT , 并检查接收到的 $RSID_j$ 在内存中是否有留存。若均满足, 则智能卡计算 $Q_j^* = V_5 \oplus h(h(A_i) \| T_2 \| RSID_j)$ 、 $SK^* = h(T_{r_i}(Q_j^*) \| RSID_j \| RID_i)$ 。接着用 SK^* 计算 $V_6 = h(SK^* \| T_1 \| T_2)$, 检查 V_6 是否等于 V_4 。若相等, 则 U_i 和 CS_j 相互认证成功。随后智能卡生成当前时间戳 T_3 并计算 $V_7 = h(SK^* \| T_3 \| RSID_j)$, 通过公共信道将认证回复信息 (V_7, T_3) 发送给 CS_j 。

5) 当 CS_j 收到回复后, 根据当前时间戳 T_3 检查 $|T_3 - T_3^*|$ 是否小于等于 ΔT 。若在有效通信时间内, CS_j 计算 $V_8 = h(SK \| T_3 \| RSID_j)$, 验证 V_8 是否等于 V_7 。若不相等, CS_j 终止本次与 U_i 的连接; 若相等, 则认证成功, 双方建立会话密钥 $SK (= SK^*)$ 。

U_i	CS_j
输入 ID_i, PW_i, BIO_i 计算: $b_i^* = \text{Rep}(BIO_i, \alpha_i)$ $n_i^* = n_i^* \oplus h(ID_i \ b_i^*)$ $RPW_i^* = h(PW_i \ n_i^*)$ $X_i^* = h(RPW_i^* \ b_i^*)$ 验证 $X_i^* = X_i?$ 若相等, 则计算: $A_i = A_i' \oplus h(n_i^* \ b_i^*)$ $RID_i = h(ID_i \ n_i^*)$ 选取正整数 r_i , 获得时间戳 T_1 计算: $Q_i = T_{r_i}(x) \bmod P$ $V_1 = h(h(A_i) \ Q_i \ T_1)$ $V_2 = Q_i \oplus h(h(A_i) \ T_1 \ RID_i)$ 检查 $ T_1 - T_1^* \leq \Delta T?$ 验证 $RSID_j$ 收 = $RSID_j$ 存? 计算: $Q_j^* = V_5 \oplus h(h(A_i) \ T_2 \ RSID_j)$ $SK^* = h(T_{r_i}(Q_j^*) \ RSID_j \ RID_i)$ $V_6 = h(SK^* \ T_1 \ T_2)$ 检查 $V_6 = V_4?$ 若相等, 生成当前时间戳 T_3 计算: $V_7 = h(SK^* \ T_3 \ RSID_j)$	V_1, V_2, RID_i, T_1 检查 $ T_1 - T_1^* \leq \Delta T?$ 验证 RID_i 收 = RID_i 存? 计算: $RSID_j = h(SID_j \ n_j)$ $B_i^* = B_i^* \oplus h(SID_j \ n_j \ RID_i)$ $Q_i^* = V_2 \oplus h(B_i^* \ T_1 \ RID_i)$ $V_3 = h(B_i^* \ Q_i^* \ T_1)$ 检查 $V_3 = V_1?$ 若相等, 选取正整数 r_j , 获取当前时间戳 T_2 , 计算: $SK = h(T_{r_j}(Q_i^*) \ RSID_j \ RID_i)$ $V_4 = h(SK \ T_1 \ T_2)$ $Q_j = T_{r_j}(x) \bmod P$ $V_5 = Q_j \oplus h(h(B_i^*) \ T_2 \ RSID_j)$ V_1, V_2, RID_i, T_1 $V_4, V_5, RSID_j, T_2$ V_7, T_3 检查 $ T_3 - T_3^* \leq \Delta T?$ 若满足, 计算: $V_8 = h(SK \ T_3 \ RSID_j)$ 检查 $V_8 = V_7?$ 若正确, 则认证成功, 双方建立会话密钥 $SK (= SK^*)$

图 3 登录、认证及密钥协商模块

Fig. 3 Login, authentication and key agreement module

3.4 口令及生物特征变更模块

对于用户来说, 更改以往的登录口令和生物特征是很常见的需求, 且云环境应当满足更改时无需云服务器参与的条件。变更步骤如下:

1) 用户将智能卡插入读卡器并输入 ID_i 和原先的 PW_i , 在生物识别感应器上输入旧 BIO_i 。此时智能卡计算 $b_i^* = \text{Rep}(BIO_i, \alpha_i)$, $n_i^* = n_i \oplus h(ID_i \| b_i)$, $RPW_i = h(PW_i \| n_i)$, $X_i^* = h(RPW_i \| b_i)$ 。

2) 智能卡检查 X_i^* 是否等于 X_i , 若相等, 则验证了持卡人的身份; 否则智能卡拒绝该持卡人的请求。

3) 用户 U_i 输入新口令 PW_i^{new} , 录入新生物特征 BIO_i^{new} , 智能卡计算 $\text{Gen}(BIO_i^{\text{new}}) = (b_i^{\text{new}}, \alpha_i^{\text{new}})$, $RPW_i^{\text{new}} = h(PW_i^{\text{new}} \| n_i)$, $X_i^{\text{new}} = h(RPW_i^{\text{new}} \| b_i^{\text{new}})$, $n_i^{\text{new}} = n_i \oplus h(ID_i \| b_i^{\text{new}})$, $A_i = A_i' \oplus h(n_i \| b_i^{\text{old}})$, $A_i^{\text{new}} = A_i \oplus h(n_i \| b_i^{\text{new}})$ 。

4) 智能卡用 n_i^{new} , A_i^{new} 和 α_i^{new} 来代替 n_i , A_i 和 α_i 。

4 安全性分析

4.1 用户隐私保护

在登录、认证和密钥协商阶段, 合法用户的真实身份信息 ID_i 以 $RID_i = h(ID_i \| n_i)$ 的形式被保护起来, 再在公共网络中进行传递, 且 n_i 仅用户自己知道, 所以方案提供了用户隐私保护。并且智能卡中存储的用户身份相关信息都用仅用户已知的密钥进行加密, 即使智能卡丢失或被盗, 卡中的身份信息依然很安全。

4.2 完美前向安全

完美前向安全性由 Christoph^[14] 提出, 最初用于定义会话密钥协商的安全性, 指用来产生会话密钥的长期密钥 (如服务器私钥和用户口令) 被泄露, 不会造成之前通信时使用的会话密钥泄露, 即保护了先前的通信内容。本方案假设 CSP 的主密钥 K 泄露且攻击者已截获了信道上的所有通信内容, 想破解先前的会话密钥。此时攻击者可以计算得到 $A_i = h(K \| RID_j \| RPW_j \| RSID_j)$, 从而根据截获的 V_2 和 T_1 算得 $Q_i = V_2 \oplus h(h(A_i) \| T_1 \| RID_i)$ 。同理, 攻击者可以根据截获的 V_5 和 T_2 算得 $Q_j = V_5 \oplus h(h(A_i) \| T_2 \| RID_i)$ 。但当他试图计算 $T_{r_i}(Q_j)$ 或 $T_{r_j}(Q_i)$ 时, 就会面临 Diff-Hellman 计算假设问题, 几乎不可能成功。

4.3 抵抗离线口令猜测攻击

假设攻击者获得了合法用户丢失或被盗的智能卡, 攻击者可以使用功率分析攻击^[15] 提取出卡中存储的所有信息 $\{A_i', RSID_j, h(), \text{Gen}(), \text{Rep}(), t, P, x, n_i', X_i, \alpha_i\}$ 。已知 $X_i = h(RPW_i \| b_i)$, $RPW_i = h(PW_i \| n_i)$, 但攻击者并不知道 b_i 和 n_i 的任何信息, 因此无法从中提取 PW_i 等有效信息。

4.4 抵抗中间人攻击

假设攻击者截获了用户的登录请求 (V_1, V_2, RID_i, T_1) 并试图生成一个非法请求 (V_1', V_2', RID_i, T_g) , 其中 T_g 是攻击者的系统时间。攻击者可选

择一个正整数 r'_i , 计算 $Q_i = T_{r'_i}(x) \bmod P, V'_1 = h(h(A_i) \| Q'_i \| T_g), V'_2 = Q'_i \oplus h(h(A_i) \| T_g \| \text{RID}_i)$, 其中 $A_i = h(K \| \text{RID}_i \| \text{RSID}_i \| \text{RPW}_i)$ 。但攻击者不知道主密钥 K , 无法计算 A_i , 也就无法伪造出一个有效的登录请求 $(V'_1, V'_2, \text{RID}_i, T_g)$ 。同理, 攻击者也无法修改 $(V_4, V_5, \text{RSID}_i, T_2)$ 以及 (V_7, T_3) 。

4.5 抵抗用户仿冒攻击

假设攻击者截获了用户的登录请求 $(V_1, V_2, \text{RID}_i, T_1)$ 并获得了该用户的智能卡, 那么攻击者可以使用功率分析攻击^[14] 提取出卡中存储的所有信息 $\{A'_i, \text{RSID}_j, h(\cdot), \text{Gen}(\cdot), \text{Rep}(\cdot), t, P, x, n'_i, X_i, \alpha_i\}$ 。根据 4.4 节的分析, 攻击者无法从卡中猜测出正确的口令, 也不能伪造出合法的登录请求。同时, 因为 $V_7 = h(\text{SK} \| T_3 \| \text{RSID}_j)$, 其中涉及的 r_i, r_j 和 A_i 对于攻击者来说都是未知的, 所以也无法利用当前的系统时间 T'_3 伪造出一个有效的认证回复消息 (V'_7, T'_3) 。因此, 本方案能成功抵御用户仿冒攻击。

4.6 抵抗云服务器仿冒攻击

假设攻击者截获了合法云服务器的认证请求 $(V_4, V_5, \text{RSID}_j, T_2)$, 并试图冒充云服务器 CS_j 来发送一个合法请求 $(V'_4, V'_5, \text{RSID}_j, T_g)$ 。进一步假设攻击者截获了用户的登录请求 $(V_1, V_2, \text{RID}_i, T_1)$ 并选了一个正整数 r'_j , 也不能算出 $\text{SK} = h(T'_{r'_j}(Q_i^*) \| \text{RSID}_j \| \text{RID}_j)$, 因为没有计算 Q_i^* 所必备的 B_i^* 。自然, 攻击者也就无法计算出 $V'_4 = h(\text{SK} \| T_1 \| T_g)$ 和 $V'_5 = Q_j \oplus h(B_i^* \| T_g \| \text{RSID}_j)$ 。因此, 攻击者无法生成一个合法请求以伪造成云服务器 CS_j , 本方案能抵御云服务器仿冒攻击。

4.7 抵抗重放攻击

本方案在认证和密钥协商阶段均使用了时间戳并规定了 ΔT , 可有效地抵御重放攻击。

5 与相关方案的对比分析

本节对方案的性能进行了评估, 并与其他相关身份认证方案——Pippal 等的方案^[16]、Hao 等的方案^[17]、Chen 等的方案^[18]、Li 等的方案^[19] 进行安全性和计算成本的比较。因为用户和服务器在 CSP 上只需要注册一次, 且不会频繁更新口令和生物特征, 因此比较时不考虑这些计算消耗。

5.1 安全属性对比

表 2 显示, 本方案不仅满足安全认证必需的各种要求如抗仿冒攻击、抗重放攻击和抗离线口令猜测攻击等, 并且提供用户匿名、多因素安全等

表 2 安全属性对比

Table 2 Comparison of security properties					
安全属性	本文	文献[16]	文献[17]	文献[18]	文献[19]
用户隐私保护	√	×	×	×	×
完美前向安全	√	×	×	×	√
抗离线口令猜测	√	-	-	√	√
多因素安全	√	×	×	×	×
抗云服务器仿冒	√	×	√	√	√
抗用户仿冒	√	√	√	√	√
抗重放攻击	√	√	√	√	√

特性, 优于现有方案。其中, “-”表示不适用。

5.2 计算成本对比

与传统的基于公钥密码系统的密码认证密钥协商协议不同, 本方案利用切比雪夫多项式的半群特性来保障双重认证并协商获得会话密钥。因此, 在认证阶段不涉及椭圆曲线上耗时的模指数运算和标量乘法, 也不需要提前建立公钥密码系统。设定 M 、 A 、 S 、 F 、 C 分别代表椭圆曲线(ECC)点乘运算、ECC 点加运算、对称加/解密、模糊提取操作和切比雪夫多项式的计算耗时。本文考虑了文献[20-21]中关于各种运算的评估结果, 综合推得对称加/解密比公钥加/解密快至少 100 倍, 而散列操作比对称加/解密快至少 10 倍。此外, 一次指数运算的耗时大约等于 60 次对称加/解密所花时间。文献[21]中, 假定模糊提取器和椭圆曲线点乘法所需的执行时间相同。虽然在切比雪夫混沌映射中可能涉及非常高程度的多项式计算, 且利用迭代计算 $T_n(x)$ 的耗时和模指数运算相近^[22], 但实际上, 本文方案的安全性不完全依赖于高次多项式的难题, 因此 r 和 s 无需选择非常大的数字。此外, 文献[23]还提出了一些可降低计算成本的编程算法。例如, 文献[23]将 $s(r$ 同理) 写成

$$s = \underbrace{s_1 \cdots s_1}_{K_1} \underbrace{s_2 \cdots s_2}_{K_2} \cdots \underbrace{s_i \cdots s_i}_{K_i}$$
$$T_s(x) = \underbrace{T_{s_1}(\cdots T_{s_1}}_{K_1} \cdots \underbrace{T_{s_i}(\cdots T_{s_i}}_{K_i}(x)))$$

计算 $T_s(x)$ 时, 只需要切比雪夫映射的 $K_1 + K_2 + \cdots + K_i$ 迭代而不需要 s 迭代。因此, $T_s(x)$ 的计算可以从线性步数减少到对数步数。并且, 文献[23]提出可以建立一个表格来存储常用的、不同阶数的切比雪夫多项式的表达式, 需要时直接查询, 可进一步减少 $T_s(x)$ 的计算时间。用于存储不同程度的切比雪夫多项式最常用的表达式。表 3 将本文方案和现有方案的计算性能进行了比较, 可以发现本文方案计算耗时小于 Chen 等的方案^[18] 和 Li 等的方案^[19]。虽然 Pippal 等的方

案^[16]和 Hao 等的方案^[17]计算成本更少,但他们的方案缺乏安全性和可靠性。其中, H 为哈希运算耗时。

综上,本方案采用切比雪夫混沌映射得到了较好的安全性和可计算性,同时,本方案加入了生物特征因素,为用户隐私保护、云中通信安全提供了更有力的保障。虽然增加生物识别模块会在一定程度上提高系统造价,但随着科技发展,生物特征传感器(如指纹采集器)的成本已大幅度降低、技术日益完备且越发普及。因此与其他方案相比,本方案在高安全性和计算成本之间提供了更好的折中。

表 3 计算成本对比
Table 3 Comparison of computation cost

对象	本文	文献[16]	文献[17]	文献[18]	文献[19]
U_i	$12H + 1F + 2C$	$8H$	$7H$	$8H + 4M + 2A$	$6H + 2M$
CS_j/CSP	$8H + 2C$	$2H$	$3H$	$5H + 4M + 2A$	$7H + 3M + 4S$
总消耗	$20H + 4C + 1F$	$10H$	$10H$	$13H + 8M + 4A$	$13H + 5M + 4S$

6 结 论

1) 本方案充分利用了切比雪夫混沌映射的半群特性,弥补了现有云中认证方案在通信安全方面的不足,还提供了如用户匿名、高效的口令变更等功能特性,且计算成本较低。

2) 本方案还采用模糊提取技术,提出了一种基于生物识别的多因素身份认证方案,更有力地保障了信息安全。性能分析表明,本方案较好地平衡了安全性和可用性,优于现有方案,非常适合云计算环境。

参考文献 (References)

[1] MAJUMDER A, NAMASUDRA S, NATH S. Taxonomy and classification of access control models for cloud environments [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2014: 23-53.

[2] YANG J H, CHANG Y F, HUANG C C. A user authentication scheme on multi-server environments for cloud computing [C] // Communications and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-4.

[3] YANG J H, LIN P Y. An ID-based user authentication scheme for cloud computing [C] // 10th International Conference on Intelligent Information Hiding and Multimedia Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 98-101.

[4] YASSIN A A, JIN H, IBRAHIM A, et al. A practical privacy-preserving password authentication scheme for cloud computing [C] // Parallel and Distributed Processing Symposium Workshops & PHD Forum. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:

1210-1217.

[5] TSAI J L, LO N W. A privacy-aware authentication scheme for distributed mobile cloud computing services [J]. IEEE Systems Journal, 2017, 9 (3) : 805-815.

[6] LAMPORT L. Password authentication with insecure communication [J]. Communications of the ACM, 1981, 24 (24) : 770-772.

[7] SHOUP V, RUBIN A. Session key distribution using smart cards [C] // International Conference on Theory and Application of Cryptographic Techniques. Berlin: Springer-Verlag, 1996: 321-331.

[8] HWANG M S, LI H. A new remote user authentication scheme using smart cards [J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics 2000, 46 (1) : 28-30.

[9] HE D, WANG D. Robust biometrics-based authentication scheme for multiserver environment [J]. IEEE Systems Journal, 2015, 9 (3) : 816-823.

[10] ODELU V, DAS AK, GOSWAMI A. A secure biometrics based multi-server authentication protocol using smart cards [J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2015, 10 (9) : 1953-1966.

[11] WAZID M, DAS A K, KUMARI S, et al. Provably secure biometric-based user authentication and key agreement scheme in cloud computing [J]. Security & Communication Networks, 2016, 9 (17) : 4103-4119.

[12] NAMASUDRA S, ROY P. A new secure authentication scheme for cloud computing environment [J]. Concurrency & Computation Practice & Experience, 2017, 29 : e3864.

[13] DODIS Y, OSTROVSKY R, REYZIN L, et al. Fuzzy extractors: How to generate strong keys from biometrics and other noisy data [J]. SIAM Journal on Computing, 2008, 38 (1) : 97-139.

[14] CHRISTOPH G G. An Identity-based key-exchange protocol [C] // Workshop on the Theory and Application of Cryptographic Techniques. Berlin: Springer, 1989: 235-258.

[15] MESSERGES T S, DABBISH E A, SLOAN R H. Examining smart-card security under the threat of power analysis attacks [J]. IEEE Transactions on Computers, 2002, 51 (5) : 541-552.

[16] PIPPAL R S, JAIDHAR C D, TAPASWI S. Enhanced time-bound ticket-based mutual authentication scheme for cloud computing [J]. Informatica, 2013, 37 (2) : 149-156.

[17] HAO Z, ZHONG S, YU N. A time-bound ticket-based mutual authentication scheme for cloud computing [J]. International Journal of Computers Communications & Control, 2011, VI (2) : 227-235.

[18] CHEN T H, YEH H, SHIH W K. An advanced ECC dynamic ID-based remote mutual authentication scheme for cloud computing [C] // FTRA International Conference on Multimedia & Ubiquitous Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 155-159.

[19] LI H, LI F, SONG C, et al. Towards smart card based mutual authentication schemes in cloud computing [J]. KSII Transactions on Internet & Information Systems, 2015, 9 (7) : 2719-2735.

[20] LI W, WEN Q, SU Q, et al. An efficient and secure mobile payment protocol for restricted connectivity scenarios in vehicular

ad hoc network[J]. Computer Communications,2012,35(2): 188-195.

[21] HE D,KUMAR N,LEE J H,et al. Enhanced three-factor security protocol for consumer USB mass storage devices[J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics,2014,60(1):30-37.

[22] YOON E J,JEON I S. An efficient and secure Diffie-Hellman key agreement protocol based on Chebyshev chaotic map[J]. Communications in Nonlinear Science & Numerical Simulation, 2011,16(6):2383-2389.

[23] WANG X Y,ZHAO J F. An improved key agreement protocol based on chaos[J]. Communications in Nonlinear Science & Numerical Simulation,2010,15(12):4052-4057.

作者简介:
董晓露 女,硕士研究生。主要研究方向:身份认证。
黎妹红 男,博士,讲师。主要研究方向:身份认证、保密技术。

A biometric verification based authentication scheme using Chebyshev chaotic mapping

DONG Xiaolu^{1,2}, LI Meihong^{1,2,*}, DU Ye^{1,2}, WU Qianqian^{1,2}

(1. Beijing Key Laboratory of Security and Privacy in Intelligent Transportation, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. School of Computer and Information Technology, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: In cloud computing, access control and security are two major problems, and there are some differences from traditional identity authentication. Inspired by the semi-group and chaotic properties of Chebyshev polynomials, a scheme of password-authenticated key agreement using Chebyshev chaotic mapping and biometrics has been presented. In the proposed model, the users and the servers need to register at the cloud service provider (CSP) in the beginning. Then they can complete authentication and establish session key without the participation of CSP. Moreover, security analysis and performance comparison show that the proposed scheme satisfies many security factors, such as mutual authentication, user privacy protection, multi-factor security and forward security. Forward security assures the confidentiality of the user’s session key, even if the private key of the CSP is compromised. The proposed scheme is also robust to resist man-in-the-middle attacks, off-line password guessing and impersonation attacks, etc. In addition, it supports efficient changes to user passwords and biometric characteristics in a multi-server environment.

Keywords: Chebyshev chaotic mapping; authentication; key agreement; cloud computing; biometric verification

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@ buaa. edu. cn

http: // bhxb. buaa. edu. cn

http: // www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会



主 任 (主 编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任 (副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委: 马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 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 5 期 2019 年 5 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.45 No.5 May 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 Qiping

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

