北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2020-02
Vol.46 No.2

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

第 46 卷　第 2 期　（总第 324 期）　2020 年 2 月

目　　次

含内热源的多孔方腔自然对流非正交 MRT-LBM 模拟 …… 张莹，包进，过海龙，连小龙，黄逸宸，李培生（241）
空间多体系统轨道姿态及机械臂一体化控制 …… 魏春岭，袁泉，张军，王梦菲（252）
多级次孔结构 $ZnMn_2O_4$ 微球负极的研究 …… 任衍彪，张世超，张临财，何小武，赵金光（259）
面向低视角场面监视的移动目标速度测量 …… 张天慈，丁萌，钱小燕，左洪福（266）
基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术 …… 陆婷婷，李潇，张尧，阎岩，杨卫东（274）
直接再入大气的月地转移轨道设计 …… 本立言，严玲玲，谢祥华，张锐，王国际（287）
航模舵机的动态特性测试与系统辨识 …… 孙玉凯，张仁嘉，吴志刚，杨超，杨阳（294）
考虑绳阻尼的绳系并联机器人动力学特性分析 …… 彭苗娇，吴惠松，林麒，周凡桂，柳汀，王晓光（304）
有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制 …… 何吕龙，张佳强，侯岳奇，梁晓龙，柏鹏（314）
基于矩独立重要度的电路系统容错设计方法 …… 卢震旦，陈云霞，金毅，何小斌（324）
航空发动机传感器与执行机构信息重构算法 …… 孙浩，郭迎清，赵万里（331）
具有控制时滞的电动加载系统迭代学习复合控制 …… 代明光，齐蓉（340）
重叠网格中隐式装配策略的改进 …… 宣传伟，韩景龙（350）
结冰风洞实验中的相似理论 …… 田永强，蔡晋生，张正科，杨磊磊（359）
基于离散正弦调频变换的中段多微动目标分离 …… 陈帅，冯存前，张蓉（371）
机械振动对平面触觉感知特性的影响 …… 宋瑞，孙晓颖，刘国红（379）
基于改进 GRA-TOPSIS 的空战威胁评估 …… 奚之飞，徐安，寇英信，李战武，杨爱武（388）
两阶段变阈值关联竞争退化建模 …… 王乾元，袁宏杰，徐如远（398）
机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件毛刺特性 …… 胡力闯，郑侃，董松，薛枫，束静，苗迪迪（407）
不确定条件下航空不安全事件灵敏度分析的 Monte-Carlo 方法 …… 陈浩然，崔利杰，任博，张贾奎（414）
近程动态范围激光雷达测距系统设计及误差分析 …… 王皓，罗沛，李小路（422）
电磁层析成像中传感器阵列的优化设置 …… 岳远里，刘泽，武建利，苗宇，刘向龙，王嘉伟（430）
燃料电池无人机动力系统半实物仿真 …… 戴月领，刘莉，张晓辉（439）
纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力 …… 顾苏程，王保兴，刘俊辰，李巍，曹毅（447）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 216 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 24 * 2020-02

（**编　辑**　张　嵘　张欣蔚　孙　芳　王艳梅　贺　伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 46 No. 2 (Sum 324) February 2020

北航学报 赠阅

CONTENTS

Non-orthogonal multiple-relaxation-time lattice Boltzmann simulation of natural convection in porous square cavity with internal heat source
…… ZHANG Ying, BAO Jin, GUO Hailong, LIAN Xiaolong, HUANG Yichen, LI Peisheng (241)
Integrated orbit, attitude and manipulator control of space multi-body system
…… WEI Chunling, YUAN Quan, ZHANG Jun, WANG Mengfei (252)
Hierarchical porous $ZnMn_2O_4$ microsphere anode
…… REN Yanbiao, ZHANG Shichao, ZHANG Lincai, HE Xiaowu, ZHAO Jinguang (259)
Moving object speed measurement for low-camera-angle surface surveillance
…… ZHANG Tianci, DING Meng, QIAN Xiaoyan, ZUO Hongfu (266)
A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model
…… LU Tingting, LI Xiao, ZHANG Yao, YAN Yan, YANG Weidong (274)
Design of Moon-to-Earth transfer orbit with direct atmospheric reentry
…… BEN Liyan, YAN Lingling, XIE Xianghua, ZHANG Rui, WANG Guoji (287)
Dynamic property test and system identification of model aircraft actuators
…… SUN Yukai, ZHANG Renjia, WU Zhigang, YANG Chao, YANG Yang (294)
Dynamic characteristics of wire-driven parallel robot with wire damping
…… PENG Miaojiao, WU Huisong, LIN Qi, ZHOU Fangui, LIU Ting, WANG Xiaoguang (304)
Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay
…… HE Lyulong, ZHANG Jiaqiang, HOU Yueqi, LIANG Xiaolong, BAI Peng (314)
Fault-tolerant design method for circuit system based on moment-independent importance
…… LU Zhendan, CHEN Yunxia, JIN Yi, HE Xiaobin (324)
Information reconstruction algorithm of aero-engine sensors and actuators
…… SUN Hao, GUO Yingqing, ZHAO Wanli (331)
Composite iterative learning control for electric dynamic loading system with control time delay
…… DAI Mingguang, QI Rong (340)
Enhancement of implicit assembly strategy in overlapping grids
…… XUAN Chuanwei, HAN Jinglong (350)
Similarity theory in icing wind tunnel test
…… TIAN Yongqiang, CAI Jinsheng, ZHANG Zhengke, YANG Leilei (359)
Separation of midcourse multiple micro-motion targets based on DSFMT
…… CHEN Shuai, FENG Cunqian, ZHANG Rong (371)
Influence of mechanical vibration on characteristics of plane tactile sensing
…… SONG Rui, SUN Xiaoying, LIU Guohong (379)
Air combat threat assessment based on improved GRA-TOPSIS
…… XI Zhifei, XU An, KOU Yingxin, LI Zhanwu, YANG Aiwu (388)
Two-stage variable threshold correlative and competitive degradation modeling
…… WANG Qianyuan, YUAN Hongjie, XU Ruyuan (398)
Burr characteristics of robotic rotary ultrasonic drilling aluminum alloy stacked components
…… HU Lichuang, ZHENG Kan, DONG Song, XUE Feng, SHU Jing, MIAO Didi (407)
Sensitivity analysis for aviation insecure event using Monte-Carlo method under uncertain conditions
…… CHEN Haoran, CUI Lijie, REN Bo, ZHANG Jiakui (414)
Design of LiDAR ranging system for short-distance dynamic range and error analysis
…… WANG Hao, LUO Pei, LI Xiaolu (422)
Optimization for settings of sensor array in electromagnetic tomography
…… YUE Yuanli, LIU Ze, WU Jianli, MIAO Yu, LIU Xianglong, WANG Jiawei (430)
Hardware-in-the-loop simulation of fuel cell UAV power system
…… DAI Yueling, LIU Li, ZHANG Xiaohui (439)
Deformation and end contact force of fiber-reinforced soft gripper
…… GU Sucheng, WANG Baoxing, LIU Juncheng, LI Wei, CAO Yi (447)

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0218

含内热源的多孔方腔自然对流非正交 MRT-LBM 模拟

张莹，包进，过海龙，连小龙，黄逸宸，李培生*
（南昌大学 机电工程学院，南昌 330031）

摘 要：为了增强多孔方腔内流体流动与传热效果，采用非正交多松弛格子 Boltzmann 方法（MRT-LBM）对含有内热源的多孔方腔自然对流传热现象进行了数值模拟。研究了不同冷源布置方案（Scheme A ~ Scheme F）、内热源结构形式（Case 1、Case 2、Case 3）、内热源位置（a、b）、Darcy 数、Rayleigh 数等对多孔方腔内流体流动与传热的影响。计算结果表明：冷源布置方案对腔内流体流动与传热具有重要影响，当冷源左右对称布置时，腔内温度场及流场亦对称分布；在高 Rayleigh 数下采用 Scheme A 的双上部冷源布置方案能明显提高腔内的传热强度；内热源的形状对腔内对流传热影响很大，高 Rayleigh 数下，Case 3 的布置方式更好。内热源的位置 a 和 b 对腔内的传热影响明显，提出了热壁面平均 Nusselt 数与位置 a 的拟合关系式，存在最佳的位置 a（a =0.25），使得腔内的对流传热最强；热壁面平均 Nusselt 数亦随 b 值变化表现出特定的变化规律。随着 b 值的增加，热壁面平均 Nusselt 数呈现先增后减再增的趋势。

关 键 词：多松弛（MRT）格子；Boltzmann 模型；内热源；自然对流；多孔方腔
中图分类号：TB61+1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0241-11

多孔介质中的流体流动与传热在科学和工程领域有许多应用，如土木工程、地质力学、环境科学、生物工程、材料科学及再生热交换器、食品加工、电子设备冷却等其他相关领域[1-2]。因此，国内外许多学者对多孔腔体内流体流动及传热特性进行了深入研究，并取得了重要成果。邱伟国等[3]采用有限元方法对左侧部分多孔介质壁面方形封闭腔体内的自然对流传热进行了数值模拟。Yaacob 和 Hasan[4]采用有限差分的方法研究了倾斜多孔矩形方腔内的自然对流现象。

格子 Boltzmann 方法（LBM）作为近几年发展起来的一种介观数值模拟方法，与传统的宏观数值方法相比具有物理图像清晰、边界条件容易处理及并行性能好等优点[5-6]。因此，国内外许多学者采用 LBM 方法对多孔介质中的传热现象进行了数值模拟。Shokouhmand 等[7]使用 LBM 方法模拟了 2 个平行板之间的层流流动与对流传热问题。陆威等[8]基于 CLBGK（Coupled Lattice Bhatnager-Gross-Krook）模型，利用 LBM 方法研究了顶盖驱动复合方腔内的双扩散混合对流现象，研究结果表明，多孔介质层对顶盖驱动复合方腔内的热质双扩散的影响十分显著。Huelsz 和 Rechtman[9]利用 LBM 方法对倾斜方腔内的自然对流传热问题进行了模拟研究，分析了方腔倾斜角度及 Rayleigh 数对其流动与传热的影响。Zhao 等[10]采用 LBM 方法研究了孔密度（孔尺寸）和孔

收稿日期：2019-05-10；**录用日期**：2019-07-05；**网络出版时间**：2019-07-13 13:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.1556.004.html
基金项目：国家自然科学基金（51566012，11562011）；江西省自然科学基金（20181BAB206031）
*通信作者. E-mail：nucdns1995z@163.com

引用格式：张莹，包进，过海龙，等. 含内热源的多孔方腔自然对流非正交 MRT-LBM 模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：241-251. ZHANG Y，BAO J，GUO H L，et al. Non-orthogonal multiple-relaxation-time lattice Boltzmann simulation of natural convection in porous square cavity with internal heat source[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：241-251 (in Chinese).

北航学报 赠阅

隙率对自然对流的影响,结果表明,通过降低孔隙率和孔尺寸可以提高方腔内的整体传热效率。Bouarnouna 等[11]采用多松弛格子 Boltzmann 方法(MRT-LBM)模拟多孔介质通道中的对流传热现象,表明 Darcy 数、Rayleigh 数、多孔基材的厚度、导流板的厚度及位置对通道内的传热有着重要的影响。李培生等[12]采用非正交 MRT 方法对倾斜多孔方腔内自然对流进行数值研究,结果表明,方腔倾角对腔内传热影响很大,热壁面上平均 Nusselt 数随倾角的变化表现出 M 型分布规律。

针对多孔方腔内流体流动与传热的研究,大多采用连续性的冷热壁面条件[13-15],然而在电子器件的冷却和建筑物的冷却等领域间断式的冷却方式有着广泛的应用。基于此,本文主要研究了含有内热源的多孔方腔的自然对流传热问题,对比了 6 种不同的冷源布置方案、内热源结构形式及内热源的位置对方腔内自然对流传热的影响,讨论了 Darcy 数、Rayleigh 数等参数对方腔内流体流动与传热特性的影响。

1 物理模型的建立

图1为二维多孔方腔内含不同结构的内热源示意图,高温热块表面温度为 T_h,方腔左右壁面加粗蓝线表示低温壁面,温度为 T_c,其余壁面均为绝热壁面。方腔内填充多孔介质为各向同性且均匀的材料。二维多孔方腔边长为 L,对应于 Case 1 方形高温热块的边长为 H,Case 2、Case 3 高温热块高度为 H,宽度为 d,Case 1 对应的 H/L 为0.4,Case 2、Case 3 对应的 H/L 分别为 0.3、0.5,d/L 则分别为 0.5、0.3,即使内置高温块的热边界周长相等。图 2 给出了 Case 1 对应内热源布置方式下的 6 种不同等温冷源边界的布置方案。

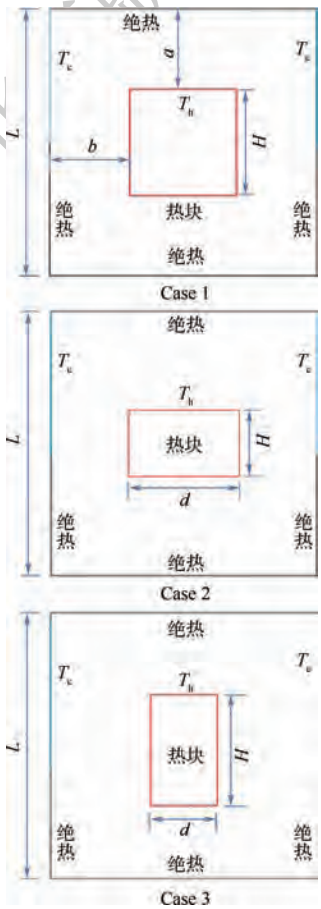


图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

假设流体为不可压缩流体,忽略黏性散热,基于广义的非 Darcy 模型,多孔介质中的流体流动和对流传热在局部热平衡条件下的宏观控制方程为

$$\nabla\cdot\boldsymbol{u}=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial\boldsymbol{u}}{\partial t}+(\boldsymbol{u}\cdot\nabla)\left(\frac{\boldsymbol{u}}{\varepsilon}\right)=-\frac{1}{\rho_0}\nabla(p\varepsilon)+\upsilon_e\nabla^2\boldsymbol{u}+\boldsymbol{F} \tag{2}$$

$$\sigma\frac{\partial T}{\partial t}+\boldsymbol{u}\cdot\nabla T=\nabla\cdot(\alpha_e\nabla T) \tag{3}$$

式中:ρ_0 为平均流体密度;$\boldsymbol{u}$、T 和 p 分别为流体平均速度、温度和压力;ε 为孔隙率;υ_e 为有效运动黏度;σ 为孔隙间流体与多孔介质固体骨架之间热容比值;α_e 为有效热扩散系数;$\boldsymbol{F}=(F_x,F_y)$ 为由多孔介质和其他外力引起的合外力项,可以表示为

$$\boldsymbol{F}=-\frac{\varepsilon\upsilon}{K}\boldsymbol{u}-\frac{\varepsilon\boldsymbol{F}_\varepsilon}{\sqrt{K}}|\boldsymbol{u}|\boldsymbol{u}+\varepsilon\boldsymbol{G} \tag{4}$$

其中:等号右端的第 1 项、第 2 项、第 3 项分别为线性 Darcy 介质阻力、非线性 Forchheimer 介质阻力、浮升力;υ 为流体的运动黏度;K 为多孔介质的渗透率;$\boldsymbol{F}_\varepsilon$ 为几何函数;$\boldsymbol{G}$ 为浮升力。

$$\boldsymbol{G}=-\boldsymbol{g}\beta(T-T_0)(\boldsymbol{i}\sin\theta+\boldsymbol{j}\cos\theta) \tag{5}$$

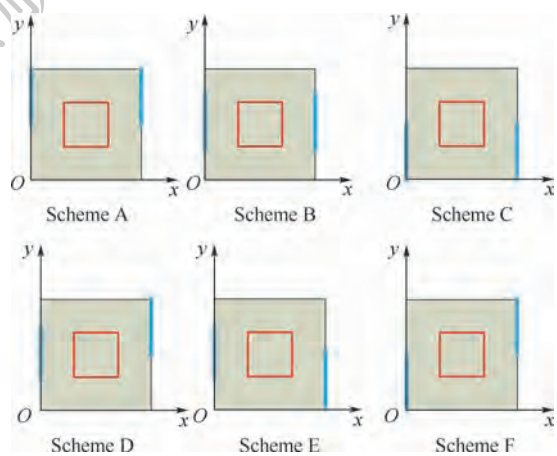


图 2 六种不同等温冷源边界布置方案

Fig. 2 Six different isothermal cold source boundary arrangements

北航学报 赠阅

式中:β 为热膨胀系数;$\boldsymbol{g}$ 为重力加速度矢量;T_0 为参考温度,本文取为系统的平均温度;θ 为方腔的倾斜角度,为 0°;$\boldsymbol{i}$ 为 x 轴的单位矢量,$\boldsymbol{j}$ 为 y 轴的单位矢量。

方腔内置高温块热壁面上的平均 Nusselt 数 Nu_{ave} 的计算公式为

$$Nu_{\mathrm{ave}} = \frac{1}{\Delta T}\int_0^L \left(\frac{\partial T}{\partial x}\right)_l \mathrm{d}y \tag{6}$$

对于流体宏观流动涉及到的无量纲参数有:$Da = K/L^2$,$Pr = \nu/\alpha_{\mathrm{e}}$,$Ra = g\beta\Delta TL^3/(\nu\alpha_{\mathrm{e}})$,$J = \nu_{\mathrm{e}}/\nu$。其中,$J$ 为黏度比,温差 $\Delta T = T_{\mathrm{h}} - T_{\mathrm{c}}$。

2　耦合双分布非正交 MRT-LB 模型

2.1　求解流场的 MRT-LB 模型

格子 Boltzmann 方程描述了气体分子分布函数的时空演变,通过宏观流动变量与分布函数之间的关系来得到宏观流动参数。非正交转换矩阵 MRT-LB 模型速度分布的演化方程为

$$f_i(x + \boldsymbol{e}\delta_t, t + \delta_t) - f_i(x,t) = -\boldsymbol{M}^{-1}\cdot \{\boldsymbol{S}\cdot[m - m^{\mathrm{eq}}]_{x,t} - \delta_t\left(\boldsymbol{I} - \frac{\boldsymbol{S}}{2}\right)\cdot \boldsymbol{F}_{x,t}\}_t \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{e}$ 为离散速度的方向矢量;δ_t 为时间步长;$\boldsymbol{F}_{x,t}$ 为合外力;$f_i(x,t)$ 为密度分布函数;$\boldsymbol{M}$ 为速度空间的非正交转换矩阵;$\boldsymbol{S}$ 为对角松弛矩阵;$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵;m 和 m^{eq} 分别为 f 和 f^{eq} 对应的矩空间分布函数,其表达式为

$$\begin{cases} m = \boldsymbol{M}\cdot f \\ m^{\mathrm{eq}} = \boldsymbol{M}\cdot f^{\mathrm{eq}} \end{cases} \tag{8}$$

对于二维多孔方腔内的流动,速度场采用 D2Q9 离散速度模型,各离散速度的方向矢量为

$$\boldsymbol{e}_i = \begin{cases} [0,0] & i = 0 \\ [(1,0)c,(0,1)c,(-1,0)c,(0,-1)c] & i = 1\sim 4 \\ [(1,1)c,(-1,1)c,(-1,-1)c,(1,-1)c] & i = 5\sim 8 \end{cases} \tag{9}$$

对于非正交转换矩阵 $\boldsymbol{M}$,可以表示如下:

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 1 & -1 & -1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 1 & 1 & -1 & -1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 2 & 2 & 2 & 2 \\ 0 & 1 & -1 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & -1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & -1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \tag{10}$$

对于矩空间平衡态分布函数 m^{eq},定义如下:

$$\begin{cases} m_0^{\mathrm{eq}} = \rho, m_1^{\mathrm{eq}} = \rho u_x, m_2^{\mathrm{eq}} = \rho u_y \\ m_3^{\mathrm{eq}} = \dfrac{2\rho}{3} + \dfrac{\rho(u_x^2 + u_y^2)}{\varepsilon}, m_4^{\mathrm{eq}} = \dfrac{\rho(u_x^2 - u_y^2)}{\varepsilon} \\ m_5^{\mathrm{eq}} = \dfrac{\rho u_x u_y}{\varepsilon}, m_6^{\mathrm{eq}} = \dfrac{u_y}{3}, m_7^{\mathrm{eq}} = \dfrac{u_x}{3} \\ m_8^{\mathrm{eq}} = \dfrac{\rho}{9} + \dfrac{\rho(u_x^2 + u_y^2)}{3\varepsilon} \end{cases} \tag{11}$$

式中:u_x 和 u_y 分别为 $\boldsymbol{u}$ 的水平分速度和竖直分速度;ρ 为流体的密度。

速度场的平衡分布函数 f_i^{eq} 定义如下:

$$f_i^{\mathrm{eq}} = \omega_i\rho\left[1 + \frac{\boldsymbol{e}_i\cdot\boldsymbol{u}}{c_{\mathrm{s}}^2} + \frac{\boldsymbol{uu}:(\boldsymbol{e}_i\boldsymbol{e}_i - c_{\mathrm{s}}^2\boldsymbol{I})}{2\varepsilon c_{\mathrm{s}}^4}\right] \tag{12}$$

式中:c_{s} 为格子声速,$c_{\mathrm{s}} = 1/\sqrt{3}$;$\omega_i$ 为权重系数,其具体数值为

$$\begin{cases} \omega_0 = 4/9, \omega_1 = 1/9, \omega_2 = 1/9 \\ \omega_3 = 1/9, \omega_4 = 1/9, \omega_5 = 1/36, \\ \omega_6 = 1/36, \omega_7 = 1/36, \omega_8 = 1/36 \end{cases} \tag{13}$$

力项 $\boldsymbol{F}$ 定义如下:

$$\begin{cases} F_0 = 0, F_1 = \rho F_x, F_2 = \rho F_y, F_3 = \dfrac{2\rho(u_xF_x + u_yF_y)}{\varepsilon} \\ F_4 = \dfrac{2\rho(u_xF_x - u_yF_y)}{\varepsilon}, F_5 = \dfrac{2\rho(u_xF_y + u_yF_x)}{\varepsilon} \\ F_6 = \dfrac{1}{3}\rho F_y, F_7 = \dfrac{1}{3}\rho F_x, F_8 = \dfrac{2}{3}\cdot\dfrac{\rho(u_xF_y + u_yF_x)}{\varepsilon} \end{cases} \tag{14}$$

本文所采用的 MTR-LBM 方法分布函数的演化与常规的 LBM 方法一样,首先是矩空间进行碰撞:

$$m^*(x,t) = m(x,t) - \boldsymbol{S}\cdot(m - m^{\mathrm{eq}})\big|_{(x,t)} + \delta_t\left(\boldsymbol{I} - \frac{\boldsymbol{S}}{2}\right)\cdot\boldsymbol{F} \tag{15}$$

式中:m^* 为发生过碰撞后的矩空间分布函数。当碰撞完成后,通过公式 $f^* = \boldsymbol{M}^{-1}\cdot m^*$ 将矩空间转化为速度空间,迁移仍然在速度空间进行:

$$f_i(x + \boldsymbol{e}_i, t + \delta_t) = f_i^*(x,t) \tag{16}$$

流体的宏观密度 ρ 和速度 u 定义如下:

$$\rho = \sum_{i=0}^{8} f_i = \sum_{i=0}^{8} \bar{f}_i \tag{17}$$

$$\rho u = \sum_{i=0}^{8} \boldsymbol{e}_i f_i = \sum_{i=0}^{8} \boldsymbol{e}_i \bar{f}_i + \frac{\delta_t}{2}\rho\boldsymbol{F} \tag{18}$$

流体的宏观速度 u 可以通过引入一个临时速度 v 获得:

$$u = \frac{v}{c_0 + \sqrt{c_0^2 + c_1|v|}} \tag{19}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中：

$$\begin{cases} v = \sum_{i=0}^{8} \boldsymbol{e}_i f_i/\rho_0 + \dfrac{\delta_t}{2}\varepsilon \boldsymbol{G} \\ c_0 = \dfrac{1}{2}\left(1 + \varepsilon \dfrac{\delta_t}{2} \cdot \dfrac{v}{K}\right) \\ c_1 = \varepsilon \dfrac{\delta_t}{2} \cdot \dfrac{\boldsymbol{F}_\varepsilon}{\sqrt{K}} \end{cases} \tag{20}$$

2.2 求解温度场的 MRT-LB 模型

在对温度场的求解时，采用计算量相对较小的 D2Q5 模型进行模拟，其模拟结果已经足够准确，二维温度场的非正交 MRT-LBM 方程定义如下：

$$g_i(x + \boldsymbol{e}_i\delta_t, t + \delta_t) - g_i(x,t) = -(\boldsymbol{N}^{-1}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{N})_{ij}(g_i - g_i^{\mathrm{eq}})_{(x,t)} \tag{21}$$

式中：g 为温度分布函数；g^{eq} 为温度平衡分布函数；$\boldsymbol{Q}$ 为松弛系数矩阵；$\boldsymbol{N}$ 为非正交转换矩阵，其表达式为

$$\boldsymbol{N} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \tag{22}$$

对于 D2Q5 模型，其温度场各离散速度的方向矢量为

$$\boldsymbol{e}_i = \begin{cases} [0,0] & i = 0 \\ [\cos((i-1)\pi/2)c, \sin((i-1)\pi/2)c] & i = 1 \sim 4 \end{cases} \tag{23}$$

模型中的温度 T 通过式(24)计算：

$$\sigma T = \sum_{i=0}^{4} g_i \tag{24}$$

矩空间平衡态分布函数 n^{eq} 为

$$n^{\mathrm{eq}} = \left\{T, u_x T, u_y T, \frac{1}{2}T, 0\right\} \tag{25}$$

松弛系数矩阵 $\boldsymbol{Q}$ 定义如下：

$$\boldsymbol{Q} = \mathrm{diag}(\zeta_0, \zeta_1, \zeta_2, \zeta_3, \zeta_4) \tag{26}$$

速度空间的温度平衡态分布函数 g_i^{eq} 定义为

$$g_i^{\mathrm{eq}} = \begin{cases} (1-\omega)\sigma T & i = 0 \\ \dfrac{1}{4}\omega\sigma T & i = 1 \sim 4 \end{cases} \tag{27}$$

式中：ω 为常值。

松弛时间 τ_v 和 τ_T 公式如下：

$$\begin{cases} \tau_v = \dfrac{1}{2} + \dfrac{Ma \cdot JL\sqrt{3Pr}}{c\delta_t\sqrt{Ra}} \\ \tau_T = \dfrac{1}{2} + \dfrac{\gamma c_s^2(\tau - 0.5)}{J\sigma c_{sT}^2 Pr} \end{cases} \tag{28}$$

式中：γ 为热扩散率比，$\gamma = \alpha_e/\alpha$，α 为热扩散系数；c_{sT}^2 为 D2Q5 模型的格子声速，$c_{sT}^2 = 1/4$。

3 数值模拟结果及讨论

3.1 模型验证

本文模拟设定参数如下：$\omega = 1/2$，$c_{sT}^2 = 1/4$，$J = 1$，$\sigma = 1$，$\gamma = 1$，$Pr = 1.0$，对于其他松弛参数则设置为：$\zeta_0 = 1$，$\zeta_1 = \zeta_2 = 1/\tau_T$，$\zeta_3 = \zeta_4 = 1.5$。对常规的二维垂直热壁面多孔方腔内自然对流传热现象进行了模拟，并计算热壁面上的平均 Nusselt 数与文献[16]进行比较，在 $Ra = 10^6$、$Da = 10^{-4}$、$\varepsilon = 0.4$、$Pr = 1.0$ 下与文献[17]等温线图及流线图做了比较，其结果由图 3 给出，以验证本文程序的正确性。由表 1 的数据可以看出，此次模拟结果与文献[17]结果相近，其相对误差均在 3% 以内，说明采用非正交 MRT 方法模拟方腔内自然对流的合理性。本文研究了 6 种不同冷源布置方案对含多孔方腔内自然对流传热的影响及Rayleigh数、

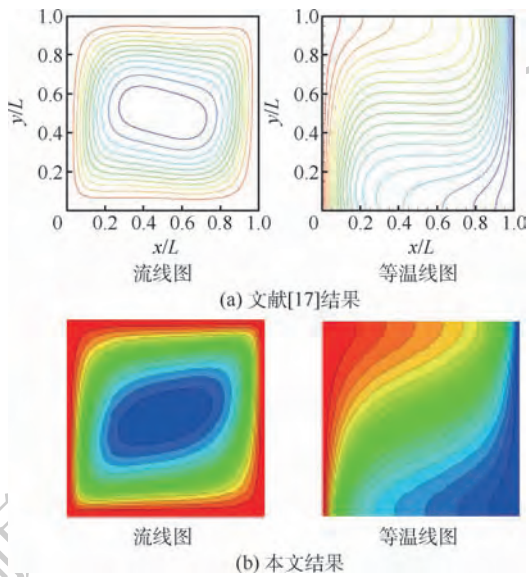


图 3 不同方法流线及等温线图比较($Ra = 10^6$，$Da = 10^{-4}$，$\varepsilon = 0.4$，$Pr = 1.0$)

Fig. 3 Comparison of streamlines and isotherms with different methods ($Ra = 10^6$, $Da = 10^{-4}$, $\varepsilon = 0.4$, $Pr = 1.0$)

表 1 热壁面上平均 Nusselt 数

Table 1 Average Nusselt numbers at hot wall surface

Da	Ra	ε	Nu_{ave}		相对误差/%
			本文结果	文献[17]	
10^{-4}	10^6	0.6	2.741	2.704	1.37
10^{-4}	10^5	0.6	1.088	1.071	1.59
10^{-2}	10^5	0.4	3.046	2.992	1.80
10^{-2}	5×10^5	0.4	5.048	4.982	1.32
10^{-2}	10^4	0.6	1.561	1.530	2.03

北航学报 赠阅

Darcy 数对其流动传热的影响。针对特定的冷源布置方案,对不同形状的内热源进行了研究,同时分析了内热源位置对腔内传热的影响。本文的数值模拟结果分别以等温线图、流线图、局部 Nusselt 数、平均 Nusselt 数、流函数值等表示。

3.2　冷源布置方案的影响

为了研究何种形式的冷却边界更有利于方腔内热量的传递,图 4 给出了 $\varepsilon = 0.4$、$Ra = 10^6$、$Da = 10^{-2}$时所研究的 6 种不同冷源布置方案下方腔内温度场及流场变化图。图中:$\Psi_{\max,l}$、$\Psi_{\max,r}$分别表示左右漩涡的最大值。可以看出,在给定参数下,6 种不同冷源布置方案等温线图差异很大,方腔内等温线只在冷壁面及热壁面附近的薄边界层内保持垂直,方腔中的等温线基本保持水平,表明此时腔内对流传热占主导地位。通过计算方腔内高温块热壁面上的平均 Nusselt 数及等温线图,部分冷源置于方腔上侧腔内的对流传热强烈,Scheme A、Scheme B、Scheme D 的布置方案更有利于热量的传递。从流线图可以看出,Scheme C 由于冷源空间结构的限制,导致方腔 2 个漩涡均集中于方腔的下部,流体的流动在方腔上部很弱,导致方腔上部的热量无法有效传递,方腔内整体传热效果很差。通过分析 Scheme C、Scheme F 两个布置方案,Scheme F 布置方案热壁面 Nu_{ave} 及内热源右侧的漩涡强度明显高于 Scheme C,表明提高冷源的布置位置能够明显提高腔内的对流传热强度。由流线图看出,方腔内产生2 个流动方向相反的漩涡,分别位于内热源的左右两侧。由于 6 种不同的冷源布置方案,漩涡形状及涡心位置发生改变。冷源对称布置时,方腔内形成的 2 个漩涡也对称分布,方腔左右壁面冷源非对称布置时,2 个漩涡不再对称分布,左右漩涡中心位置随冷源位置移动。

为了更直观地了解方腔内流体的流动特性,图 5 给出了 $\varepsilon = 0.4$、$Ra = 3 \times 10^6$、$Da = 10^{-2}$时6 种不同冷源布置方案下方腔中间高度上的速度分布 V。以高温块中心点为坐标原点,向右为速度的正方向。由图 5 知,在高温热块左侧速度首先达到负的最大值然后达到正的最大值,从而论证了方腔左侧形成的是逆时针运动的漩涡。Scheme A 的布置方案方腔中间高度速度变化范围最大,而且其峰值最大,峰形更为尖锐,说明冷源双上部的布置方式流体具有很好的流动状态,对流传热作用强烈,Scheme C 的布置方案其峰值最小,说明了双下部的冷源布置方案限制了方腔内流体的流动,腔内的传热效果很差。图 6 给出了 $\varepsilon = 0.4$、$Ra = 6 \times 10^5$ 时 6 种不同冷源布置方案下内热源热壁面上平均 Nusselt 数随 Darcy 数的变化。可以看出,$Da < 10^{-4}$时,热壁面平均 Nusselt 数随 Darcy 数的增大增加缓慢,表明方腔内的传热以热传导为主,此时 Scheme B 中部冷源的布置方案表现出最大的热壁面平均 Nusselt 数。Darcy 数从 10^{-4}增加到 10^{-3}时,热壁面平均 Nusselt 数增幅剧烈,以 Scheme B 为例,平均 Nusselt 数从 4.75 增大到 7.55,增大到原来的 1.59 倍。Darcy 数增大到 10^{-2}后,随着 Darcy 数的增大,热壁面平均 Nusselt 数增加缓慢,在 $Da > 10^{-2}$时,Scheme A 布置方案热壁面具有最大的平均 Nusselt 数。这是由于 Darcy 数较大时,腔内流体流动受到的介质阻力较小,流动可以看做是纯浮升力的诱导流,方腔内的对流传热占据主导地位。

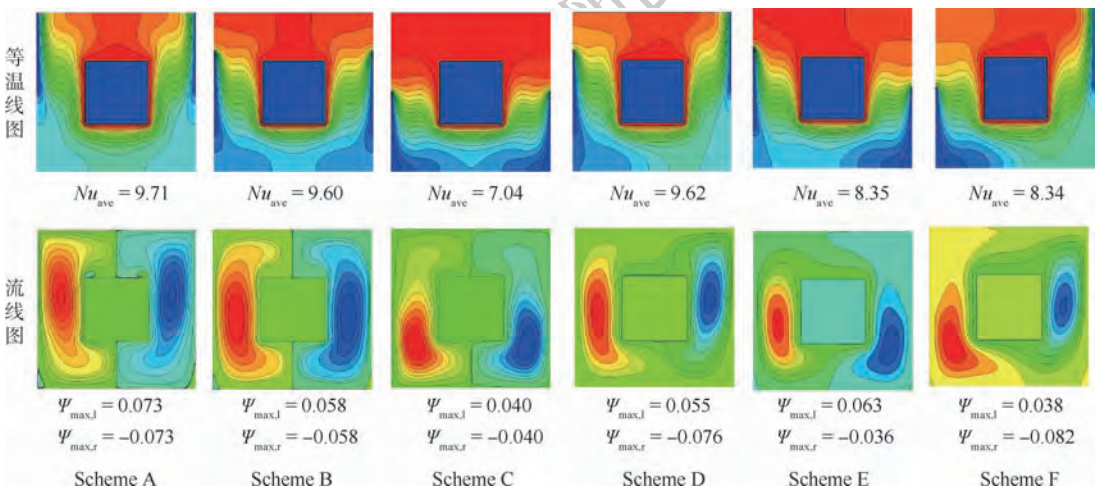


图 4　六种不同等温边界布置下的等温线图和流线图

Fig. 4　Isotherms and streamlines for six different isothermal boundary arrangements

北航学报 赠阅

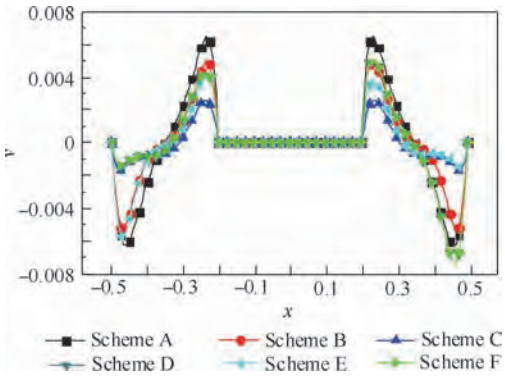


图 5 六种不同等温边界布置下的速度分布

Fig. 5 Velocity profiles with six different isothermal boundary arrangements

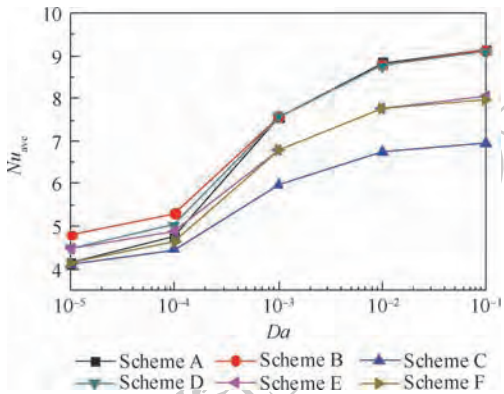


图 6 六种不同等温边界布置下热壁面平均 Nusselt 数随 Darcy 数变化

Fig. 6 Variation of average Nusselt number at hot wall surface with Darcy number under six different isothermal boundary arrangements

3.3 Rayleigh 数的影响

Rayleigh 数作为影响方腔内自然对流传热的重要参数具有重要意义。当 $Ra < 10^4$ 时，方腔内传热以热传导为主，$Ra = 10^6$ 时，对流传热已经占据主导地位。为了研究 Rayleigh 数对 6 种不同冷源布置方案下方腔内对流传热的影响，图 7 给出了 $\varepsilon = 0.4$、$Da = 10^{-2}$ 时，6 种不同冷源布置方案下热壁面平均 Nusselt 数随 Rayleigh 数的变化情况。可以看出，Rayleigh 数在 $1 \times 10^6 \sim 6 \times 10^6$ 变化过程中，Scheme A 的布置方案热壁面平均 Nusselt 数均为最大值，Scheme C 冷源布置方案热壁面平均 Nusselt 数始终为最小值。Scheme A、Scheme B、Scheme D 三种布置方案热壁面均有较高的平均 Nusselt 数，Scheme A 热壁面平均 Nusselt 数从 9.71 增大到了 14.49。图 8 给出了 6 种冷源布置方案下内热源热壁面上的局部 Nusselt 数变化情况，起始于内热源右壁面，随之左壁面下壁面，然后终止于内热源上部热壁面。可以看出，方腔内部等温块边角处的等温线聚集，表明此处

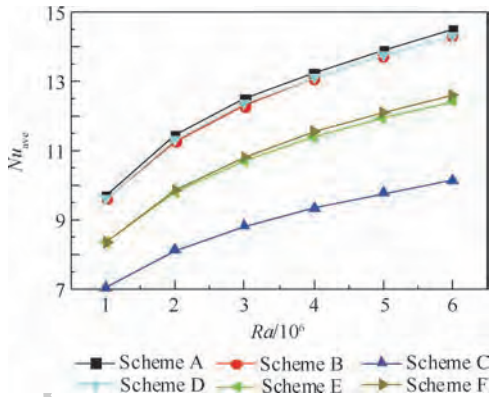


图 7 六种不同等温边界布置下热壁面平均 Nusselt 数随 Rayleigh 数变化

Fig. 7 Variation of average Nusselt number at hot wall surface with Rayleigh number under six different isothermal boundary arrangements

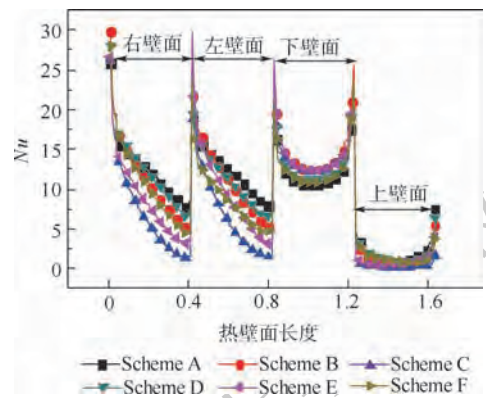


图 8 六种不同等温边界布置下热壁面局部 Nusselt 数变化

Fig. 8 Variation of local Nusselt number at hot wall surface with six different isothermal boundary arrangements

有较大的温度梯度，局部 Nusselt 数在等温热块的边角出现尖峰。这可以从流体流动角度解释，由于热块边角不是流体流过的前缘就是后缘导致此处有较大的温度梯度。Scheme A 的布置方案在内热源的左壁面、右壁面及上壁面均表现出最大的局部 Nusselt 数，解释了其有最大的热壁面平均 Nusselt 数。

3.4 内热源结构形式及位置的影响

为了研究方腔内放置何种形式的高温热块更有利于热量的传递，本节比较了 3 种不同内热源结构形式对腔内流体流动与传热的影响。3 种模型内热源的热壁面周长相等，冷源布置方案为 Scheme A 采用的双上部冷却方式，图 9 给出了 $\varepsilon = 0.4$、$Ra = 3 \times 10^5$ 时不同 Darcy 数下 3 种不同形状的内热源的等温线图和流线图，流线图给出了漩涡的最大流函数值，等温线图给出了热壁面上平均 Nusselt 数值。由图 9 可以看出，$Da = 10^{-3}$

北航学报 赠阅

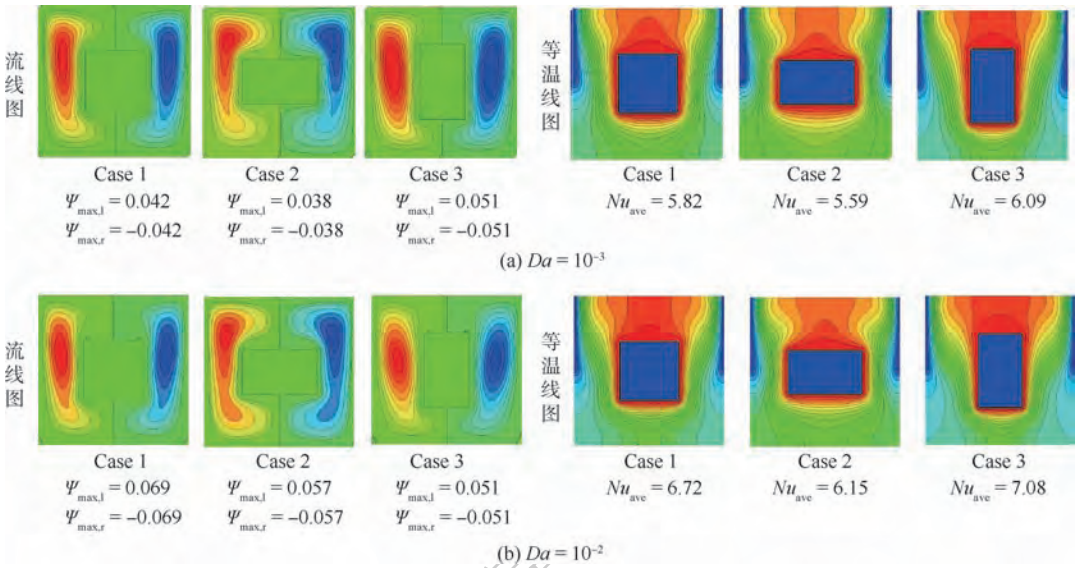


图 9　三种不同内热源结构形式下方腔内的流线图和等温线图

Fig. 9　Streamlines and isotherms in square carity under three different internal heat source structures

时,3 种方案的等温线分布均较为均匀,等温线大都垂直分布,表明此时腔内的传热是导热占主导地位,当 $Da=10^{-2}$ 时,腔中的等温线开始发生明显弯曲,只有冷边界与热块薄边界层内等温线保持垂直状态,这是由于 Darcy 数较大,腔内多孔介质的渗透率增大,流体受到方腔内部介质的阻力减小,腔内的对流传热作用增加,更有利于腔内的传热。由图 9 看出,在高 Darcy 数下,腔内垂直布置的内热源热表面具有最大的平均 Nusselt 数值并且最大流函数值亦为最大,表明在此条件下 Case 3 内热源的布置方式更有利于方腔内的散热。

图 10 给出了 3 种不同内热源结构形式下热壁面上平均 Nusselt 数随 Rayleigh 数的变化情况。当 $Ra<10^4$ 时,热壁面上平均 Nusselt 数增加缓慢,此时腔内以导热为主,且水平放置的高温热块(Case 2)方腔热壁面具有更大的 Nusselt 数。当 $Ra>10^5$ 时,热壁面上平均 Nusselt 数随 Rayleigh 数增加剧烈,表明方腔内流体的对流传热作用在加强,在高 Rayleigh 数下,竖直放置的高温热块(Case 3)腔内具有更好的对流传热特性。为了更好地说明在高 Rayleigh 数下 3 种不同内热源结构形式下方腔内的对流传热效果,图 11 给出了 $\varepsilon=0.4$、$Ra=10^6$、$Da=10^{-2}$ 时,3 种不同内热源结构形式下方腔中间高度上的速度分布 v。以热块中心为坐标原点,向右为速度正方向,图中 $y=0.5$ 为方腔中间高度的水平线,由于边界条件及内热源的对称布置方腔中间高度上的速度分布 v 亦表现出对称特性。由图 11 可以看出,Case 3 内热源结构形式具有速度的最大值,Case 2 结构形式峰值最小,Case 3 结构形式流动覆盖范围更广,腔内具有更好的传热特性。

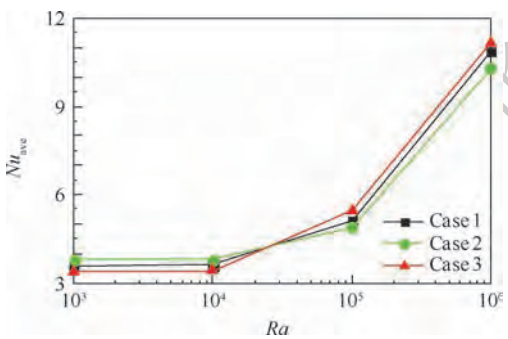


图 10　三种不同内热源结构形式下热壁面平均 Nusselt 数随 Rayleigh 数变化

Fig. 10　Variation of average Nusselt number at hot wall surface with Rayleigh number in cavity under three different heat source structures

为了研究内热源位置对多孔方腔内流体流动及传热的影响,选取了 $H/L=0.4$ 的高温热块为

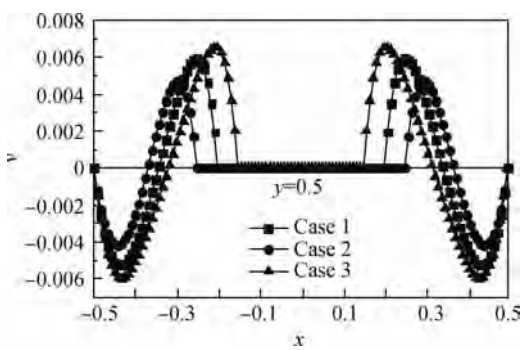


图 11　三种不同内热源结构形式下的速度分布

Fig. 11　Velocity profiles in cavity under three different internal heat source structures

北航学报 赠阅

研究对象(即 Case 1),高温热块上壁距离方腔上壁面的无量纲长度 a,其他无量纲参数设置如下:$\varepsilon=0.4$,$Da=10^{-3}$,$Ra=10^{6}$。图 12 给出了 4 种内热源处于不同位置时(高温热块中心始终处于方腔中垂线上),方腔内的等温线图和流线图。图中:左图为等温线图,右图为流线图。由图 12 可以看出,$a=0$ 时漩涡集中于方腔上部,漩涡基本对下部不产生影响,腔内下部的传热效果极差,随着 a 值的增大,漩涡开始覆盖方腔下部,下部的传热得到明显提高。为了进一步理解内热源位置对腔内对流传热的影响,图 13 给出了 $a=0,0.1,0.2,\cdots,0.6$ 时,7 种不同内热源位置热壁面局部 Nusselt 数的变化。热壁面起始于左壁面,向右依次为右壁面、上壁面,终止于下壁面,横坐标表示热壁面的无量纲长度。由于内热源及冷源的对称布置,由图 13 看出内热源的左右壁面局部 Nusselt 数均相同,$a=0$ 时左、右热壁面的局部 Nusselt 数始终最小,下部热壁面则具有较大的局部 Nusselt 数。$a=0.6$ 时,内置热块左壁面、右壁面、上壁面均表现出最大的局部 Nusselt 数值。图 14 则给出了内热源热壁面上平均 Nusselt 数随无量纲长度 a 的变化。图中:散点表示模拟结果,曲线是运用最小二乘法得到的关于 Nusselt 数的拟合关系式的曲线,拟合度为 91.1%,拟合的曲线关系式为:$Nu_{ave}=7.73e^{0.99a-1.67a^2}$。可以看出,随着无量纲长度 a 的增大,热壁面上的平均 Nusselt 数表现出先增大后减小的趋势,并且在 $a=0.25$ 处,热壁面上的平均 Nusselt 数达到最大值,此时方腔内的对

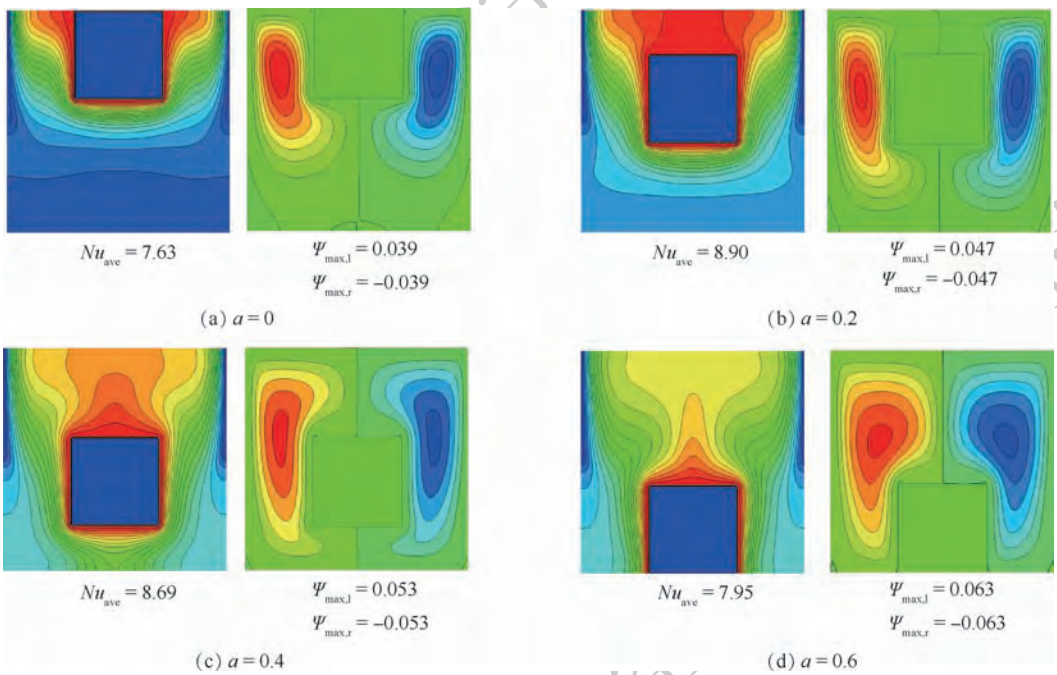


图 12 不同 a 值下方腔内的等温线图和流线图

Fig. 12 Isotherms and streamlines in square cavity at different values of a

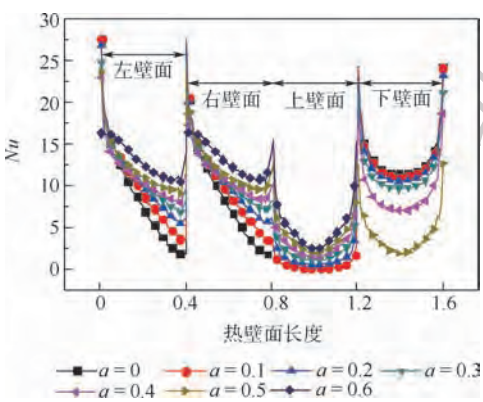


图 13 不同 a 值下热壁面局部 Nusselt 数变化

Fig. 13 Variation of local Nusselt number at hot wall surface under different a values

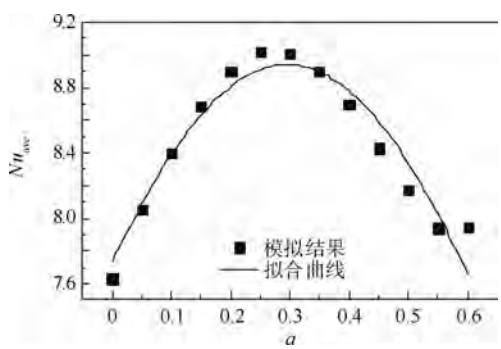


图 14 热壁面平均 Nusselt 数随 a 值变化

Fig. 14 Average Nusselt number at hot wall under different surface versus a values

北航学报 赠阅

流传热水平最为强烈。

为了研究方腔位于不同水平位置时(高温块中心点始终位于方腔水平线上),对腔内对流传热的影响,选取了 $H/L=0.4$ 的高温热块为研究对象,高温热块左壁面距离方腔左壁面的无量纲长度 $b=0,0.025,0.05,\cdots,0.6$,其他无量纲参数设置如下:$\varepsilon=0.4$,$Da=10^{-3}$,$Ra=10^{6}$。图 15 给出了不同 b 值下方腔内的等温线图和流线图,同时给出了热壁面上的平均 Nusselt 数及最大流函数值。图中:左图为等温线图,右图为流线图。可以看出,由于此时高温块的布置不再左右对称,腔内流线图亦表现出非对称性,$b=0$ 时腔内形成 2 个大小不一的漩涡,在高温块的上部形成一个逆时针运动的小漩涡,右侧形成一个顺时针运动的大漩涡。随着 b 值增加,由于方腔空间结构的改变上部漩涡开始向高温热块左侧移动,为了更好地理解 b 值对腔内传热的影响,图 16 给出了不同 b 值下方腔中间高度的垂直速度分布 v。以热块中心为坐标原点,向右为速度正方向,图中 $y=0.5$ 表示方腔中间高度的水平线,可以看出,在 b 由 0 增大至 0.3 的过程中,腔内左侧速度峰值亦依次增大,在高温块的右侧不同 b 值下的速度分布大致相同且峰值相差不大。

为了进一步研究内热源位于不同水平位置对腔内自然对流传热的影响,图 17 给出了方腔热壁面上平均 Nusselt 数随无量纲距离 b 的变化,同时图 18 亦给出不同 b 值下方腔热壁面上的局部 Nusselt 数变化。可以看出,热壁面平均 Nusselt 数随 b 的变化表现出对称分布,对称轴为 $b=0.3$。因此只讨论 $0\leqslant b\leqslant 0.3$,在 b 从 0 增大的过程中,热壁面平均 Nusselt 数首先突增,在 $b=0.025$ 处达到最大值,为 16.0,随后平均 Nusselt 数开始减小,在 $b=0.15$ 处达到最小值 8.68,随后在 b 增大到0.3的过程中,热壁面上的平均Nusselt数又表

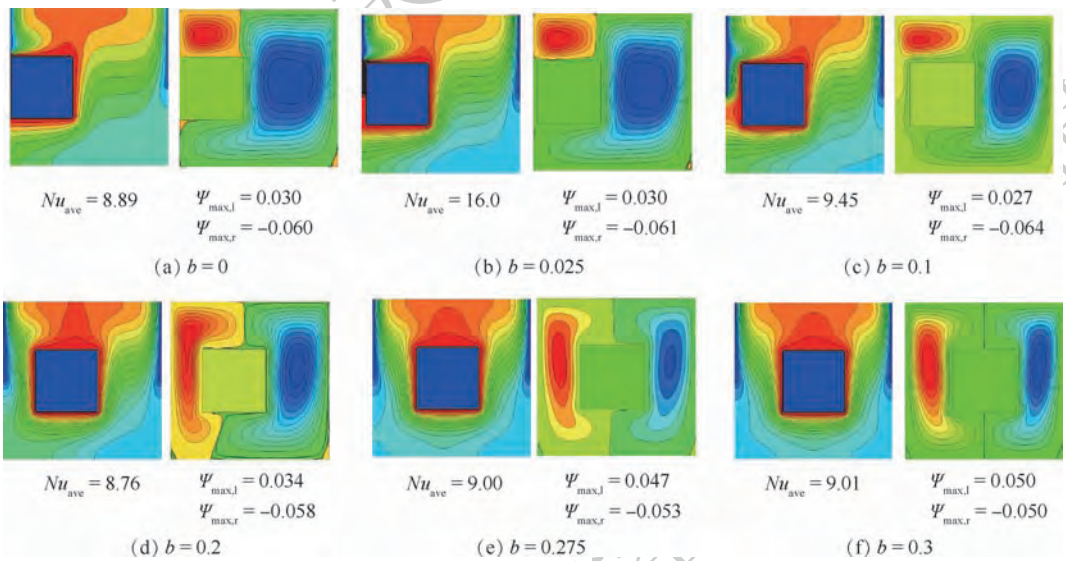


图 15　不同 b 值下方腔内的等温线图和流线图

Fig. 15　Isotherms and streamlines in square cavity at different values of b

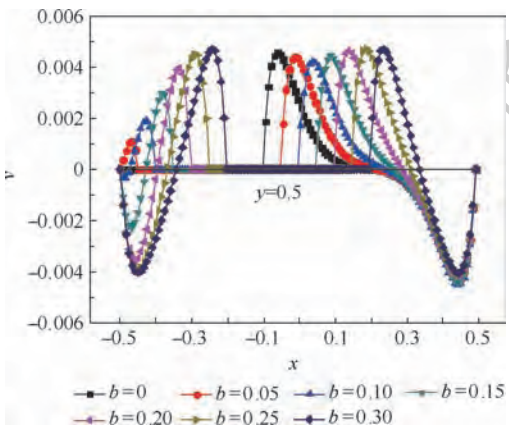


图 16　不同 b 值下方腔水平中平面的速度分布

Fig. 16　Velocity profiles in the horizontal mid-plane of square cavity under different b values

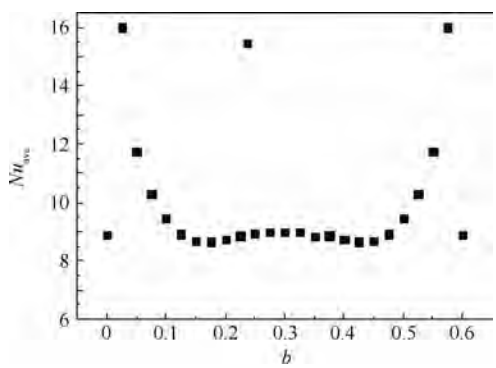


图 17　热壁面平均 Nusselt 数随 b 值变化

Fig. 17　Average Nusselt number at hot wall surface versus b values

北航学报 赠阅

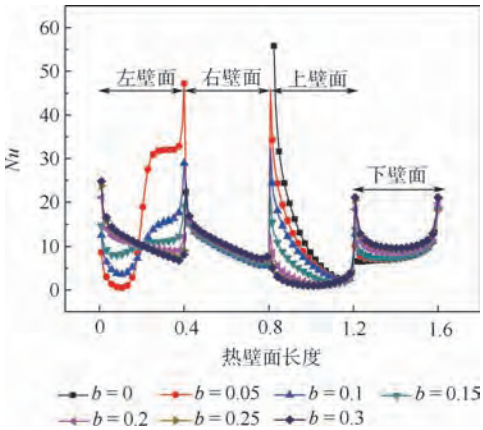


图 18 不同 b 值下热壁面局部 Nusselt 数变化

Fig. 18 Variation of local Nusselt number at hot wall surface under different b values

现出上升的趋势。此现象可以从图 18 热壁面上的局部 Nusselt 数变化得到解释，在 $b=0.025$ 时由于冷热壁面距离较近，高温热块左壁面上部附近存在极大的温度梯度，导致热块左壁面上侧具有很大的局部 Nusselt 值，且高温热块上部也有很大的局部 Nusselt 数，使得平均 Nusselt 数很大。$b=0.15$时，高温热块热壁面的右壁面和下壁面的局部 Nusselt 均表现出较小值，且另外 2 个热壁面的局部 Nusselt 数处于中间水平，导致平均 Nusselt 值很小。

4 结 论

本文采用非正交 MRT-LBM 对含内热源的二维多孔方腔内的自然对流传热进行了数值模拟，研究了不同冷源布置方案、Darcy 数、Rayleigh 数、内热源结构形式及其位置对方腔内对流传热的影响。研究结果表明：

1）当方腔内冷却边界及内热源左右对阵布置时，腔内温度场、流场亦左右对称分布。

2）对于讨论的 6 种冷源布置方案，双顶部布置方式在高 Rayleigh 数下有更好的冷却效果。

3）在高 Rayleigh 数下，垂直放置的内热源腔内具有更好的传热效果。

4）当高温方形热源尺寸 $H/L=0.4$ 为定值时，高温热源位置 a 对腔内的对流传热影响显著，随着 a 值的增大，热壁面平均 Nusselt 数表现出先增大后减小的趋势，且存在最佳的位置（$a=0.25$），使方腔内的对流传热效果最强。

5）当高温方形热源尺寸 $H/L=0.4$ 为定值时，高温热源位置 b 亦对腔内的对流传热有着重要影响，在 b 从 0～0.3 变化过程中，热壁面平均 Nusselt 数呈现出先增后减再增的趋势。

参考文献（References）

[1] NIELD D A, BEJAN A. Convection in porous media[M]. Hoboken: Wiley-Blackwell, 2013.

[2] AHMED S E, HUSSEIN A K, MOHAMMED H A, et al. Viscous dissipation and radiation effects on MHD natural convection in a square enclosure filled with a porous medium[J]. Nuclear Engineering and Design, 2014, 266: 34-42.

[3] 邱伟国，云和明，陈宝明，等. 壁面覆盖部分多孔介质方腔自然对流流动的数值模拟[J]. 节能，2014(11)：19-23.
QIU W G, YUN H M, CHEN B M, et al. Numerical simulation of natural convection flow in cavity with wall covering part of porous media[J]. Energy Conservation, 2014(11): 19-23 (in Chinese).

[4] YAACOB Z, HASAN M K. Nonstandard finite difference schemes for natural convection in an inclined porous rectangular cavity[C]// International Conference on Electrical Engineering and Informatics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 665-669.

[5] 郭照立，郑楚光. 格子 Boltzmann 方法的原理及应用[M]. 北京：科学出版社，2009.
GUO Z L, ZHENG C G. Theory and applications of lattice Boltzmann method[M]. Beijing: Science Press, 2009 (in Chinese).

[6] MACHADO R. Numerical simulations of surface reaction in porous media with lattice Boltzmann[J]. Chemical Engineering Science, 2012, 69(1): 628-643.

[7] SHOKOUHMAND H, JAM F, SALIMPOUR M R. Simulation of laminar flow and convective heat transfer in conduits filled with porous media using lattice Boltzmann method[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2009, 36(4): 378-384.

[8] 陆威，王婷婷，徐洪涛，等. 复合方腔顶盖驱动双扩散混合对流格子 Boltzmann 模拟[J]. 工程热物理学报，2017，38(3)：640-647.
LU W, WANG T T, XU H T, et al. Lattice Boltzmann simulation of double diffusive mixed convection in a lid-driven composite enclosure[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(3): 640-647 (in Chinese).

[9] HUELSZ G, RECHTMAN R. Heat transfer due to natural convection in an inclined square cavity using the lattice Boltzmann equation method[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2013, 65: 111-119.

[10] ZHAO C Y, DAI L N, TANG G H, et al. Numerical study of natural convection in porous media (metals) using lattice Boltzmann method (LBM)[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2010, 31(5): 925-934.

[11] BOUARNOUNA K, BOUTRA A, RAGUI K, et al. Multiple-relaxation-time lattice Boltzmann model for flow and convective heat transfer in channel with porous media[J]. Journal of Statistical Physics, 2019, 174(5): 972-991.

[12] 李培生，李伟，张莹，等. 倾斜多孔方腔内自然对流非正交 MRT-LB 数值模拟[J]. 华南理工大学学报(自然科学版)，

北航学报 赠阅

2018,46(1):15-23.
LI P S,LI W,ZHANG Y,et al. Lattice Boltzmann simulation of natural convection in an inclined porous cavity with a hot square obstacle[J]. Journal of Harbin Engineering University (Natural Science Edition),2018,46(1):15-23(in Chinese).
[13] BAYTAS A C,POP I. Free convection in a square porous cavity using a thermal nonequilibrium model[J]. International Journal of Thermal Sciences,2002,41(9):861-870.
[14] SAEID N H. Conjugate natural convection in a porous enclosure: Effect of conduction in one of the vertical walls[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2007, 46 (6): 531-539.
[15] AL-FARHANY K,TURAN A. Numerical study of double diffusive natural convective heat and mass transfer in an inclined rectangular cavity filled with porous medium[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer,2012,39(2):174-181.
[16] LIU Q,HE Y L,LI Q,et al. A multiple-relaxation-time lattice Boltzmann model for convection heat transfer in porous media[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2014,73:761-775.
[17] LIU Q,HE Y L,DAWSON K A,et al. Lattice Boltzmann simulations of convection heat transfer in porous media[J]. Physica A-Statistical Mechanics and Its Applications, 2017, 465: 742-753.

作者简介:

张莹　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂热流场介质。

李培生　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:生物质/煤燃烧及资源化利用。

Non-orthogonal multiple-relaxation-time lattice Boltzmann simulation of natural convection in porous square cavity with internal heat source

ZHANG Ying, BAO Jin, GUO Hailong, LIAN Xiaolong, HUANG Yichen, LI Peisheng*

(School of Mechanical & Electrical Engineering, Nanchang University, Nanchang 330031, China)

Abstract: In order to enhance the effect of fluid flow and heat transfer in the porous square cavity, the non-orthogonal multiple-relaxation-time (MRT) lattice Boltzmann method (LBM) is used to simulate the natural convective heat transfer in the porous square cavity with internal heat source. The effects of different cold source arrangements (Scheme A-Scheme F), internal heat source structure (Case 1, Case 2, Case 3), internal heat source location (a,b), Darcy number, and Rayleigh number on fluid flow and heat transfer in square cavity are studied. The calculation results show that the arrangement of the cold source has an important influence on the fluid flow and heat transfer. When the cold source is symmetrically distributed, the temperature field and the flow field in the cavity are also symmetrically distributed; under high Rayleigh number, the double upper cold source arrangement of Scheme A can significantly improve the heat transfer intensity in the cavity; the shape of the internal heat source has a great influence on the convective heat transfer in the cavity. Under the high Rayleigh number, case 3 is arranged better. The positions a and b of the internal heat source have obvious influence on the heat transfer in the cavity. The fitting relationship between the average Nusselt number of the hot wall surface and the position a is proposed, and there is an optimal position a ($a=0.25$), which makes the convective heat transfer in the cavity strongest; the average Nusselt number of the hot wall surface also shows a specific variation law with the change of b value. With the value of b increases, the average Nusselt number of the hot wall surface increases first, then decreases and finally increases.

Keywords: multiple-relaxation-time (MRT) lattice; Boltzmann model; internal heat source; natural convection; porous square cavity

Received: 2019-05-10; **Accepted**: 2019-07-05; **Published online**: 2019-07-13 13:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.1556.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51566012,11562011); Natural Science Foundation of Jiangxi Province, China (20181BAB206031)

* **Corresponding author**. E-mail: nucdns1995z@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0204

空间多体系统轨道姿态及机械臂一体化控制

全下文载

魏春岭[1,2,*]，袁泉[1,2]，张军[1,2]，王梦菲[1,2]
（1. 北京控制工程研究所，北京 100190； 2. 空间智能控制技术国家级重点实验室，北京 100190）

摘 要：针对在轨服务等新型任务对航天器快速机动能力的大幅提高，研究了卫星基座和机械臂构成的空间多体系统的轨道、姿态和机械臂的一体化控制设计问题。首先，建立了空间多体系统的动力学模型；然后，基于退步控制思想，设计了卫星基座、姿态与机械臂一体化控制器，并证明了系统的稳定性，由于利用了空间多体系统的所有自由度，相比传统的基座停控或只控制基座姿态而轨道停轨的方法，极大地提高了系统的适应能力，可同时实现空间大范围的轨道转移、姿态机动，同时利用机械臂对目标进行精确操作控制。通过建立完整的空间多体系统仿真模型，对控制器进行仿真，达到了同时进行轨道、姿态及机械臂末端机动的控制目的，并验证了所提方法的有效性。

关 键 词：空间多体系统；机械臂；轨道控制；姿态控制；姿态轨道一体化控制
中图分类号：TP242
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0252-07

空间机器人是未来在轨服务任务中的实施主体，随着空间开发程度的提高，各国均发射了空间机器人进行空间操作任务演示，如日本的 ETS-VII、美国的“轨道快车”、XSS-10、XSS-11 等[1-4]。

空间机器人是典型的空间多体系统，一般采用卫星本体基座与用于目标操作的机械臂组成，这种典型的空间多体系统自由度多、动力学复杂，给其控制带来了挑战。

目前，已经有一些文献进行了空间多体系统的控制研究。文献[5-6]针对目标捕获时如何减小机械臂对基座的干扰进行了机械臂控制器的设计；文献[7]在不进行轨道控制但同时对基座和机械臂姿态进行控制的情况下，设计了关节空间内的自适应控制器；文献[8-9]在既不进行基座轨道控制，也不进行基座姿态控制时，针对外干扰的不确定性，通过将工作空间内的状态转换到关节空间内，设计了工作空间内的自适应控制器；文献[10]在基座轨道停控但姿态受控时，针对机械臂在工作空间的操作控制，进行了基座姿态与机械臂的控制器设计；文献[11]针对基座完全停控与基座进行姿态控制进行了比较研究；文献[12]在只进行基座姿态控制时，通过广义 Jacobi 矩阵规划机械手的运动，可实现对基座的近似零干扰，该方法后来在 ETS-VII 上进行了试验。

从上述文献可以看到，空间机器人的控制器设计思路主要分为 2 种：一种是基座完全停控，即轨道和姿态都不施加控制，机器人只进行机械臂的关节控制，该方法相当于完全丧失基座的控制能力，机械臂末端可以达到的空间位置姿态非常有限；另一种是基座姿态施加控制，但轨道不进行控制，同时机械臂各关节施加控制，该方法利用了基座的 3 个姿态转动自由度，部分扩展了空间机器人的工作空间，但还是丧失了基座轨道控制后所能达到的工作空间。上述 2 种情况都只利用了

收稿日期：2019-05-05；**录用日期**：2019-06-08；**网络出版时间**：2019-06-24 16:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1122.003.html
基金项目：国家自然科学基金（61873029）
* **通信作者**. E-mail：clwei502@163.com

引用格式：*魏春岭，袁泉，张军，等. 空间多体系统轨道姿态及机械臂一体化控制[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：252-258. WEI C L，YUAN Q，ZHANG J，et al. Integrated orbit，attitude and manipulator control of space multi-body system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：252-258 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

机械臂和(或)基座的转动自由度，会导致机械臂可达空间有限，对于复杂的操作任务，常常还会导致机械臂构型奇异，无法完成操作任务。

本文突破传统方法中只对机械臂和(或)基座姿态进行控制的思路，在通用的空间多体系统的动力学模型基础上，对基座的轨道、姿态及机械臂的各个自由度同时进行协同控制，即利用系统的所有自由度来实现空间操作，相比以往机械臂对目标操作时基座停控的情况，理论上可以达到空间中的任意位置，彻底消除机械臂操作时的构型奇异问题，极大地增加了空间机器人的操作范围和工作空间，增强了机器人在轨实现各种复杂任务的能力。

1　动力学建模

空间机器人由基座及机械臂两大部分组成，如图 1 所示。

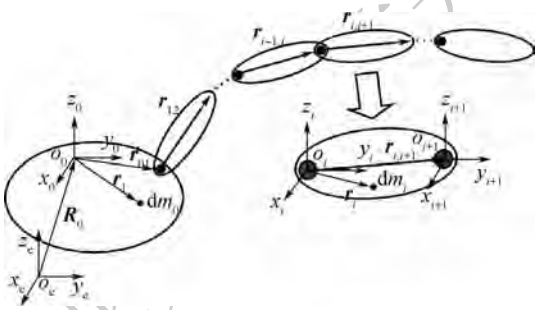


图 1　空间机器人结构示意图

Fig. 1　Configuration illustration of space robot

为了对图 1 所示系统进行描述，定义如下坐标系：惯性坐标系 $o_e x_e y_e z_e$，固定在惯性空间中；第 $i(0\leqslant i\leqslant n)$ 体的本体坐标系 $o_i x_i y_i z_i$，$i=0$ 对应基座，o_0 固定在基座的质心，$i>0$ 时对应各节机械臂，o_i 固定在第 i 体与 $i-1$ 体的铰接处。该多体系统的动力学方程可表示为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{C}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})=\boldsymbol{F} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix} m_{\mathrm{all}}\boldsymbol{I}_{3\times 3} & \boldsymbol{S}_{0\mathrm{R}} & \boldsymbol{S}_{0\mathrm{Q}} \\ \boldsymbol{S}_{0\mathrm{R}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{J}_0 & \boldsymbol{H}_{0\mathrm{Q}} \\ \boldsymbol{S}_{0\mathrm{Q}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{H}_{0\mathrm{Q}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{J}_{\mathrm{Q}} \end{bmatrix}$，$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{R}_0,\dot{\boldsymbol{\omega}}_0,\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}})=\begin{bmatrix} \boldsymbol{C}_{0\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{C}_{0\mathrm{R}} \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{m}} \end{bmatrix}$，$\dot{\boldsymbol{q}}=\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{R}}_0 \\ \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{g}} \end{bmatrix}$，$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{g}}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_0 \\ \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{m}} \end{bmatrix}$，$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_0 \\ \boldsymbol{M}_0 \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{m}} \end{bmatrix}$；$\boldsymbol{R}_0\in\mathbf{R}^3$ 为 o_0 相对惯性系的位置；$\boldsymbol{\omega}_0\in\mathbf{R}^3$ 为基座相对惯性系的角速度；$\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}}\in\mathbf{R}^n$，$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{m}}\in\mathbf{R}^n$，其第 $i(1\leqslant i\leqslant n)$ 个元素 q_i 为第 i 个关节的角位置；$\boldsymbol{\omega}_i=\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}}\dot{\boldsymbol{q}}_i$ 为第 i 节臂的转动角速度，$\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}}=[0\quad 0\quad 1]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}}$ 取 $[0\quad 0\quad 1]^{\mathrm{T}}$ 表示两节关节的转动自由度沿第 i 节臂的本体坐标系的 Z_i 轴；m_i 为第 i 体的质量，$m_{\mathrm{all}}=\sum_{i=0}^{n}m_i$ 为整个空间机器人的质量；$\boldsymbol{M}\in\mathbf{R}^{(6+n)\times(6+n)}$ 为广义质量阵；$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})\in\mathbf{R}^{6+n}$ 为非线性项；$\boldsymbol{F}\in\mathbf{R}^{6+n}$ 为广义外力；$\boldsymbol{F}_0\in\mathbf{R}^3$ 为系统所受的总的外力；$\boldsymbol{M}_0\in\mathbf{R}^3$ 为系统所受总的外力矩；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{m}}\in\mathbf{R}^n$，其第 i 个元素为第 i 个关节的控制力矩；$\boldsymbol{S}_{0\mathrm{R}}\in\mathbf{R}^{3\times 3}$ 为基座平动与基座转动的耦合矩阵；$\boldsymbol{S}_{0\mathrm{Q}}\in\mathbf{R}^{3\times n}$ 为基座平动与各关节转动的耦合矩阵；$\boldsymbol{H}_{0\mathrm{Q}}\in\mathbf{R}^{3\times n}$ 为基座转动与各关节转动的耦合矩阵；$\boldsymbol{J}_0\in\mathbf{R}^{3\times 3}$ 为基座转动的广义惯量阵；$\boldsymbol{J}_{\mathrm{Q}}\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 为各关节转动的广义惯量阵；$\boldsymbol{C}_{0\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^3$，$\boldsymbol{C}_{0\mathrm{R}}\in\mathbf{R}^3$，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}\in\mathbf{R}^n$，分别对应基座平动、基座转动、关节转动的非线性项，限于篇幅，其显式参见文献[13]。

在上述动力学方程的建立过程中，选取了基座的质心位置、基座的姿态及机械臂的各关节角度作为动力学方程的状态变量，与传统文献不进行基座的轨道控制相比，多出了基座质心的平动动力学方程。由于空间机器人在进行空间任务操作时，在基座本体上常常安装了全局相机，以对周边环境进行观察，通过本文基座质心，可以方便地计算出固定在基座上的相机的位置与姿态，从而对相机的观察模型进行数值建模与仿真。而传统文献由于不考虑基座的轨道运动，常常将系统的平动点取在整个系统的质心处，但由于空间多体系统的变构型特点，系统的质心没有固定的位置，因此也无法利用系统质心对基座上的全局相机等进行建模。

2　控制律设计

为了对空间机器人进行控制，选取需要控制的状态量为 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}=[\boldsymbol{R}_0^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\theta}_0^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{R}_{\mathrm{E}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{E}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$，注意 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}$ 与动力学方程中 $\boldsymbol{q}$ 的区别，$\boldsymbol{R}_0$、$\boldsymbol{\theta}_0$、$\boldsymbol{R}_{\mathrm{E}}$、$\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{E}}$ 分别为基座位置、姿态及机械臂末端位置、末端姿态。

为了描述基座的姿态运动，采用如下形式定义基座的姿态运动：

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}_0=\boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_0)\boldsymbol{\omega}_0 \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\theta}_0=[\varphi_0\quad\theta_0\quad\psi_0]^{\mathrm{T}}$ 为基座的三轴欧拉角。

采用 312 转序时，$\boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_0)$ 可表示为

$$\boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_0)=\begin{bmatrix} \cos\theta_0 & 0 & \sin\theta_0 \\ \sin\theta_0\tan\varphi_0 & 1 & -\cos\theta_0\tan\varphi_0 \\ -\sin\theta_0/\cos\varphi_0 & 0 & \cos\theta_0/\cos\varphi_0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

为了建立 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}$ 与 $\boldsymbol{q}$ 的关系，需要将机械臂末端

北航学报 赠阅

的位置和姿态表示成机械臂各关节的函数。

第 i 体质心的速度可表示为

$$\dot{\boldsymbol{r}}_{ci} = \dot{\boldsymbol{R}}_0 + \sum_{k=0}^{i} \boldsymbol{A}_{ek}\boldsymbol{\omega}_k^{\times}\boldsymbol{S}_{ki}/m_i \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{A}_{ek}$ 为从 $o_kx_ky_kz_k$ 到 $o_ex_ey_ez_e$ 的坐标转换矩阵；$\boldsymbol{S}_{ki}$ 为第 i 体相对第 k 体的静矩，即

$$\boldsymbol{S}_{ki} = m_i\sum_{j=k}^{i-1}\boldsymbol{A}_{kj}\boldsymbol{r}_{j,j+1} + \boldsymbol{A}_{ki}m_i\boldsymbol{r}_{ci} \qquad i \geqslant k \tag{5}$$

其中：$\boldsymbol{A}_{ki}$ 为从 $o_ix_iy_iz_i$ 到 $o_kx_ky_kz_k$ 的坐标转换矩阵；$\boldsymbol{r}_{j,j+1}$ 为从 o_j 到 o_{j+1} 的矢量坐标（见图 1）；$\boldsymbol{r}_{ci}$ 为第 i 体质心在 $o_ix_iy_iz_i$ 中的位置。

机械臂末端的速度可表示为

$$\dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{E}} = \dot{\boldsymbol{R}}_0 - \boldsymbol{A}_{e0}\boldsymbol{\rho}_{0,n+1}^{\times}\boldsymbol{\omega}_0 - \sum_{k=1}^{n}\boldsymbol{A}_{ek}\boldsymbol{\rho}_{k,n+1}^{\times}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}}\dot{q}_k \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\rho}_{i,j} = \sum_{k=i}^{j-1}\boldsymbol{A}_{ik}\boldsymbol{r}_{k,k+1}$。

机械臂末端的角速度可表示为

$$\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{E}} = \sum_{k=0}^{n}\boldsymbol{A}_{kn}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_k = \boldsymbol{A}_{0n}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_0 + \sum_{k=1}^{n}\boldsymbol{A}_{kn}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}}q_k \tag{7}$$

机械臂末端姿态的运动学也采用 312 欧拉角来描述，则

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}_{\mathrm{E}} = \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{E}})\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{E}} \tag{8}$$

由式(2)、式(5)～式(8)可得

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E}} = \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{J}$ 为 Jacobi 矩阵。式(9)即建立了控制状态量 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}$ 与动力学方程中的状态量 $\boldsymbol{q}$ 之间的关系。

式(9)中，当 $\boldsymbol{J}$ 不是满秩矩阵时，称为“动力学奇异”，出现动力学奇异时，空间机器人无法将机械臂末端在惯性空间中进行任意位置、姿态的跟踪。由于本文对空间机器人的基座位置、姿态及机械臂的各关节同时进行控制，最大程度上利用了空间机器人的所有自由度，因此可以将这种“动力学奇异”现象降低到最少，同时从物理意义上，由于基座的位置可控，因此可以将机械臂的末端定位到任意位置和姿态，即使遇到了这种“动力学奇异”现象，也可以在通过所谓的“零运动”，即在不改变末端位姿的情况下，基座和机械臂进行协调运动，将基座与机械臂的构型进行重构，脱离出奇异构型。

“动力学奇异”与系统的当前状态相关，从理论上，永远无法完全消除这种现象，所以本文对逆矩阵 $\boldsymbol{J}^{-1}$ 采用 $\boldsymbol{J}$ 的 Moore-Penrose 逆 $\boldsymbol{J}^{+}$ 来代替，$\boldsymbol{J}$ 满秩时二者相等，$\boldsymbol{J}$ 奇异时，$\boldsymbol{J}^{+}$ 则可有效避免高幅值的关节角速度指令。从后文仿真来看，采用本文的控制方法，未遭遇到奇异构型。

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times6} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_0) & \boldsymbol{0}_{3\times6} \\ \boldsymbol{I}_{3\times3} & -\boldsymbol{A}_{e0}\boldsymbol{\rho}_{0,n+1}^{\times} & \begin{bmatrix} -\boldsymbol{A}_{e1}\boldsymbol{\rho}_{1,n+1}^{\times}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} & -\boldsymbol{A}_{e2}\boldsymbol{\rho}_{2,n+1}^{\times}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} & \cdots & -\boldsymbol{A}_{en}\boldsymbol{\rho}_{2,n+1}^{\times}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{E}})\boldsymbol{A}_{e0} & \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{E}})\begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{e1}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} & \boldsymbol{A}_{e2}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} & \cdots & \boldsymbol{A}_{en}\boldsymbol{L}_{\mathrm{u}} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \tag{10}$$

下面针对控制状态量 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}$ 进行系统跟踪控制器设计。

设 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}}$ 的期望值为常值 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_d}}$，则控制的目标为：$\boldsymbol{q}_{\mathrm{E}} \to \boldsymbol{q}_{\mathrm{E_d}}$，$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E}} \to \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E_d}}$。令 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} = \boldsymbol{q}_{\mathrm{E}} - \boldsymbol{q}_{\mathrm{E_d}}$，由式(9)可得

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E_e}} = \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}} \tag{11}$$

选取如下形式的 Lyapunov 函数：

$$V_1 = \frac{1}{2}\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} \tag{12}$$

对式(12)求导，选取如下控制律：

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}} = -\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{K}_1$ 为控制增益。

由式(13)可解得

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}} = -\boldsymbol{J}^{+}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} \tag{14}$$

如果 $\dot{\boldsymbol{q}} = \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}$，则可得 $\dot{V}_1$ 具有如下形式：

$$\dot{V}_1 = -\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} \leqslant 0 \tag{15}$$

对于任意的 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}}$，$\dot{V}_1 \leqslant 0$，当且仅当 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} = \boldsymbol{0}$ 时，$\dot{V}_1 = 0$，根据 LaSalle 不变集原理[14]可证明：

$$\lim_{t\to+\infty}\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} = 0 \tag{16}$$

因此系统是渐近稳定的。

如果 $\dot{\boldsymbol{q}} \neq \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}$，设状态误差为

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}} = \dot{\boldsymbol{q}} - \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}} \tag{17}$$

在式(12)基础上进一步取如下形式的 Lyapunov 函数：

$$V_2 = k_2V_1 + \frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}} \tag{18}$$

假设 $\ddot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{0}$，对式(18)求导，并利用式(1)可得

$$\dot{V}_2 = k_2\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E_e}} + \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F} - \boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{C}) \tag{19}$$

由式(11)、式(13)与式(16)可得如下等式：

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{E_e}} = \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}} - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{\mathrm{E_e}} \tag{20}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

将式(19)代入式(18)可得

$$\dot{V}_2 = -k_2\boldsymbol{q}_{E_e}^{T}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{E_e} + \dot{\boldsymbol{q}}_e^{T}(\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F} - \boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{C} + k_2\boldsymbol{J}^{T}\boldsymbol{q}_{E_e}) \tag{21}$$

取

$$\boldsymbol{F}_g = -\boldsymbol{M}\boldsymbol{K}_3\dot{\boldsymbol{q}}_e - k_2\boldsymbol{M}\boldsymbol{J}^{T}\boldsymbol{q}_{E_e} + \boldsymbol{C} \tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{K}_3$ 为控制增益。

则

$$\dot{V}_2 = -k_2\boldsymbol{q}_{E_e}^{T}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{E_e} - \dot{\boldsymbol{q}}_e^{T}\boldsymbol{K}_3\dot{\boldsymbol{q}}_e \tag{23}$$

对于任意的 $\boldsymbol{q}_{E_e}$ 和 $\dot{\boldsymbol{q}}_e$，$\dot{V}_2 \leqslant 0$，当且仅当 $\boldsymbol{q}_{E_e} = \dot{\boldsymbol{q}}_e = \boldsymbol{0}$ 时，$\dot{V}_2 = 0$，根据 LaSalle 不变集原理[14]可证明：

$$\lim_{t\to+\infty}\boldsymbol{q}_{E_e} = \lim_{t\to+\infty}\dot{\boldsymbol{q}}_e = 0 \tag{24}$$

即采用式(22)中的控制输入时，系统是渐近稳定的。

将式(14)和式(16)代入式(22)可得最后的控制输入为

$$\boldsymbol{F}_g = -\boldsymbol{M}\boldsymbol{K}_3(\dot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{J}^{+}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{q}_{E_e}) - k_2\boldsymbol{M}\boldsymbol{J}^{T}\boldsymbol{q}_{E_e} + \boldsymbol{C} \tag{25}$$

式(25)即为整个系统的控制输入，包括基座位置控制力、姿态控制力矩与机械臂各关节的控制力矩。

3　轨道控制脉宽调制

式(25)给出的是连续控制指令，而对于轨道控制来讲，采用的是喷气发动机；基座的姿态控制可以采用喷气发动机，也可以采用角动量交换执行机构，如控制力矩陀螺；机械臂的关节控制采用伺服电机。本文中只利用喷气进行基座的轨道控制，基座的姿态控制采用能输出连接指令的控制力矩陀螺。因此，利用发动机的固定推力器来实现轨道的控制，需要将上述连续指令调制成离散脉宽。现有多种指令调制方法，而本文采用常用的伪速率调制方法进行脉宽调制，其形式如图 2 所示。将三轴轨道控制指令 F_1、F_2、F_3 输入到伪速率调制器，h_A、h_E、K_M、T_M 均为伪速率调制器的设计参数，F_{max}（针对三轴分别为 F_{max1}、F_{max2}、F_{max3}）为该轴发动机能提供的喷气力。通过伪速率调制器的调节，即可将连续指令调制成离散脉宽，并在系统姿态控制性能上近似等价。伪速率调制器不是本文的重点，具体设计可参见文献[15]。

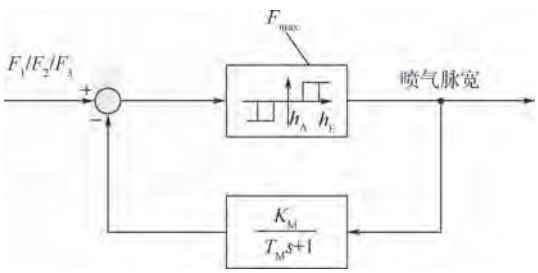


图 2　伪速率调制器框图

Fig. 2　Block diagram of pseudo-rate modulator

4　数学仿真

为了对控制律的性能进行验证，以某空间机器人为对象进行建模与仿真，假设空间机器人的机械臂具有 6 个关节自由度。式(25)中的控制增益 $\boldsymbol{K}_1$、k_2、$\boldsymbol{K}_3$ 分别取 $2.5\times10^{-5}\boldsymbol{I}_{12\times12}$、0.7、$0.25\boldsymbol{I}_{12\times12}$。空间机器人基座及各节机械臂的质量特性参数及尺寸见表1，表中 $\boldsymbol{J}_{ci}$ 为第 i 体相对

表 1　系统动力学与控制仿真参数

Table 1　Parameters of system dynamics and control simulation

参数	数值
m_i $(i=0,1,\cdots,6)$/kg	450,2,10,2,10,2,12
$\boldsymbol{J}_{c0}$/(kg·m²)	$\begin{bmatrix}240 & 3 & 3.5\\ 3 & 90 & -1.5\\ 3.5 & -1.5 & 200\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{J}_{c1}$, $\boldsymbol{J}_{c2}$/(kg·m²)	$\begin{bmatrix}3&0&0\\0&3&0\\0&0&3\end{bmatrix}\times10^{-3}$, $\begin{bmatrix}0.03&0&0\\0&1.5&0\\0&0&1.5\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{J}_{c3}$, $\boldsymbol{J}_{c4}$/(kg·m²)	$\begin{bmatrix}3&0&0\\0&3&0\\0&0&3\end{bmatrix}\times10^{-3}$, $\begin{bmatrix}0.7&0&0\\0&0.7&-0.15\\0&-0.15&0.6\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{J}_{c5}$, $\boldsymbol{J}_{c6}$/(kg·m²)	$\begin{bmatrix}3&0&0\\0&3&0\\0&0&3\end{bmatrix}\times10^{-3}$, $\begin{bmatrix}0.1&0&0\\0&0.1&0\\0&0&0.05\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{A}_{01_ini}$, $\boldsymbol{A}_{12_ini}$	$\begin{bmatrix}0&1&0\\-1&0&0\\0&0&1\end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix}0&0&1\\-1&0&0\\0&-1&0\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{A}_{23_ini}$, $\boldsymbol{A}_{34_ini}$	$\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix}0&0&1\\1&0&0\\0&1&0\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{A}_{45_ini}$, $\boldsymbol{A}_{56_ini}$	$\begin{bmatrix}1&0&0\\0&0&1\\0&-1&0\end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix}1&0&0\\0&0&-1\\0&1&0\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{r}_{ci}$/mm	$\begin{bmatrix}0&0&500&0&0&0&0\\0&0&0&0&80&0&0\\0&50&-150&50&-500&-50&100\end{bmatrix}$
$\boldsymbol{r}_{i-1,i}$/mm	$\begin{bmatrix}400&-50&950&-50&0&0&0\\0&0&0&0&70&-50&0\\800&50&0&50&-800&-50&300\end{bmatrix}$
F_{max1}, F_{max2}, F_{max3}/N	2,2.5,3
h_{A1}, h_{A2}, h_{A3}	0.0728,0.0787,0.0246
T_{M1}, T_{M2}, T_{M3}	0.9167,0.9167,0.9167
K_{M1}, K_{M2}, K_{M3}	1,1,1
h_{E1}, h_{E2}, h_{E3}	0.1055,0.1114,0.0573

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

其质心的转动惯量,设空间机器人初始时机械臂处于收拢状态,即各关节转角为 0°,$\boldsymbol{A}_{i-1,i_\mathrm{ini}}$为从第 i 体到第 $i-1$ 体的初始坐标转换矩阵。

控制目的是:使基座位置控制到[0.5 0.6 −0.3]m,基座姿态机动到[−12 10 0]°;机械臂末端在 $o_e x_e y_e z_e$ 内位置达到[0.6 −0.2 0.8]m,在 $o_e x_e y_e z_e$ 内姿态达到[15 −30 60]°。

仿真结果如图 3 ~ 图 11 所示。图 3 为轨道控制曲线,即基座质心的位置曲线,从图中可以看到,约 60 s 后,轨道位置到达期望的位置。图 4 为轨道控制发动机喷气脉宽。图 5 为由脉宽换算成的轨控推力,实现了由喷气脉宽对发动机连续指令的调制。图 6 为基座的三轴姿态,约 70 s 后,星体机动到期望的目标姿态。基座的姿态控制力矩如图 7 所示,在动态过程中其最大峰值约为 60 N·m,该力矩可采用控制力矩陀螺来实现,约 20 s 后趋于稳定。图 8 为机械臂末端的位置,约 50s后逐渐趋于指令值。图9为机械臂末端在惯

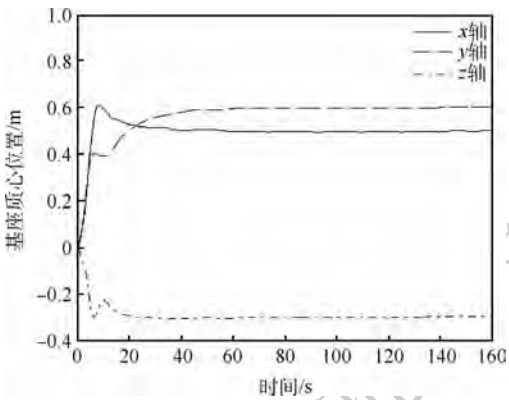


图 3 轨道变化(基座质心 o_0 位置)

Fig. 3 Orbit variation (position of mass center o_0 of base of robot)

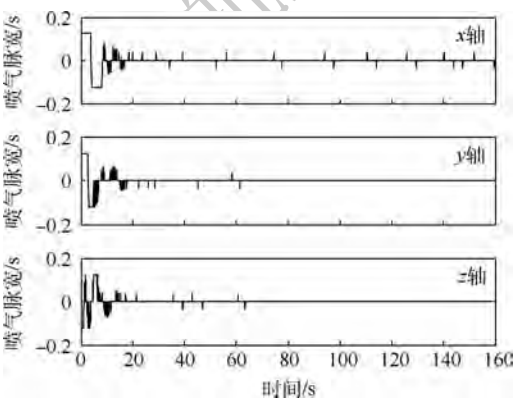


图 4 轨道控制发动机喷气脉宽

Fig. 4 Jet impulse width of orbit control engine

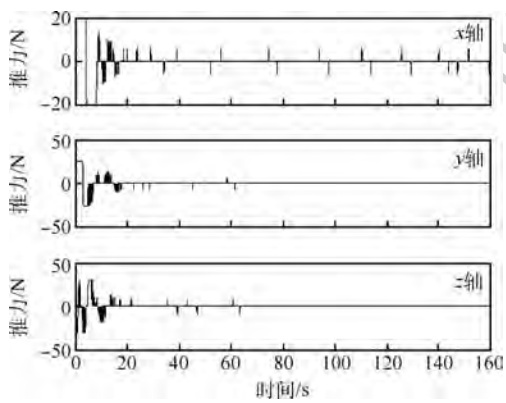


图 5 轨道控制发动机喷气脉宽换算出的推力

Fig. 5 Thrust calculated from orbit control engine jet impulse width

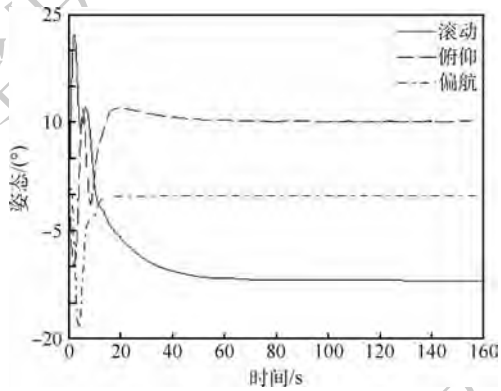


图 6 基座三轴姿态

Fig. 6 Triaxial attitude of base of robot

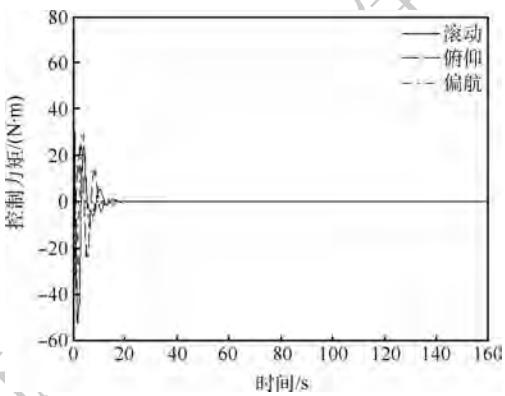


图 7 基座三轴控制力矩

Fig. 7 Triaxial control torque of base of robot

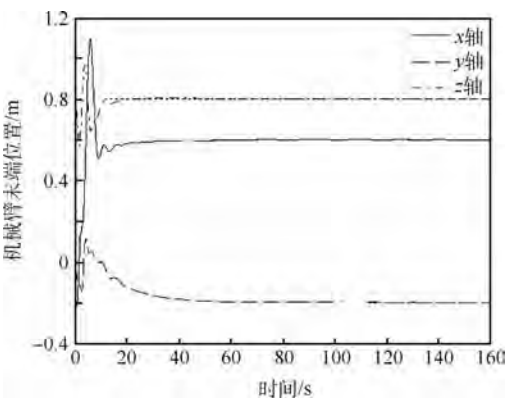


图 8 机械臂末端在惯性空间中的位置

Fig. 8 Position of arm tip of manipulator in inertial space

北航学报 赠阅

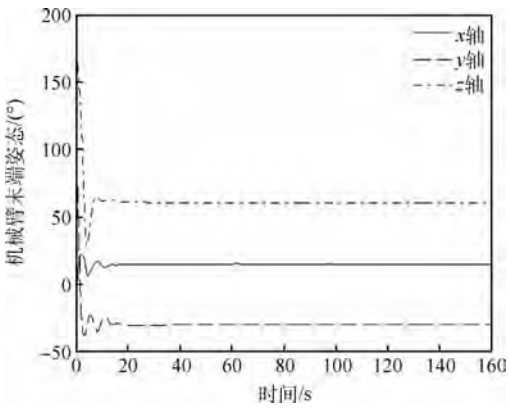


图 9　机械臂末端在惯性空间中的姿态

Fig. 9　Attitude of arm tip of manipulator in inertial space

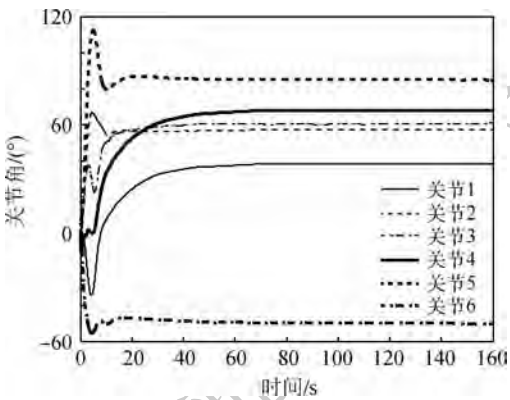


图 10　机械臂关节角

Fig. 10　Joint angles of manipulator

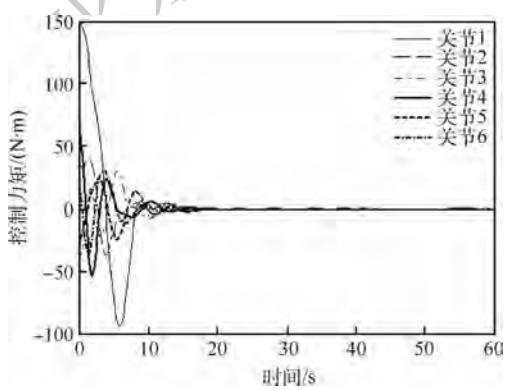


图 11　机械臂关节控制力矩

Fig. 11　Control torque of joints of manipulator

性空间中的姿态，也趋于期望姿态。图 10 为机械臂各关节角曲线。图 11 为机械臂 6 只关节的控制力矩，其幅值也在可以接受的范围内。

传统的方法对基座的轨道和（或）姿态不施加主动控制，基座的轨道、姿态将只能随机械臂关节的运动而被动变化，在本文中，通过对基座的轨道和姿态同时进行控制，将基座的位置、姿态控制到期望状态，就能有效利用基座的平动和转动自由度，与机械臂各关节协同，实现机械臂末端的精确控制。

仿真显示，采用本文设计的一体化控制器，能同时实现空间机器人基座的轨道、姿态和机械臂位置、姿态的精确控制，并使系统具有较好的动态特性。

5　结　论

空间多体系统在未来新型空间任务中具有重要应用价值，值得大家广泛关注与研究，本文所做的工作和得到的结论如下：

1）针对空间多体系统的轨道、姿态及操作机构进行了建模，并针对解析的系统模型，设计了基座轨道、姿态及操作机构的一体化控制器。相对于基座的轨道或姿态不施加控制的传统方法，本文控制器充分利用了空间多体系统的所有自由度，能实现所有自由度的主动控制，从而扩展了空间多体系统的工作空间。

2）设计的控制器能使空间机器人同时进行大范围的轨道转移、姿态机动，同时操作机构可进行末端快速精准操作，满足快速、同步、协调的高性能要求，通过完整的空间多体系统动力学与控制仿真建模，验证了本文控制器设计方法的有效性。

参考文献（References）

[1] ODA M. On the dynamics and control of ETS-7 satellite and its robot arm[C]// Proceedings of the IEEE/RSJ/GI International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994, 3: 1586-1593.

[2] BARNHART D A, HUNTER R C, WESTON A R, et al. XSS-10 micro-satellite demonstration: AIAA-98-5298[R]. Reston: AIAA, 1998.

[3] 闻新，王秀丽，邓宝忠. 美国试验小卫星 XSS-11 系统[J]. 中国航天, 2006(7): 22-25.
WEN X, WANG X L, DENG B Z. The US XSS-11 small satellite[J]. Aerospace China, 2006(7): 22-25(in Chinese).

[4] STAMM S, MOTAGHEDI P. Orbital express capture system: Concept to reality[C]// Conference on Spacecraft Platforms and Infrastructure. Bellingham: SPIE, 2004, 5419: 78-91.

[5] HU J C, WANG T S. Minimum base attitude disturbance planning for a space robot during target capture[J]. Journal of Mechanisms and Robotics, 2018, 10(5): 1-13.

[6] NAKAMURA Y, MUKHERJEE R. Nonholonomic path planning of space robots via a bidirectional approach[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1991, 7(4): 500-514.

[7] XU Y S, SHUM H Y. Adaptive control of space robot system with attitude controlled base[C]// Proceeding of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1992: 2005-2010.

[8] PAPADOPOULOS E, DUBOWSKY S. Dynamic singularities in free-floating space manipulators[J]. Journal of Dynamics Sys-

北航学报 赠阅

tem, Measurement, and Control, 1993, 115(1): 44-52.

[9] ZHANG F H, FU Y L, WANG S G. An adaptive variable structure control of the robot satellite system with floating base in Cartesian space[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2016, 230(18): 3241-3252.

[10] 张军,胡海霞,邢琰. 空间机器人退步控制器设计[J]. 空间控制技术与应用,2009,35(1):7-12.
ZHANG J, HU H X, XING Y. Backstepping controller design for space robot[J]. Aerospace Control and Application, 2009, 35(1): 7-12(in Chinese).

[11] TITUS N A. Efficient base control for spacecraft-mounted manipulators: AIAA-2005-6242[R]. Reston: AIAA, 2005.

[12] UMETANI Y, YOSHIDA K. Resolved motion rate control of space manipulators with generalized Jacobian matrix[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1989, 5(3): 303-314.

[13] YIME E, SALTAREN R, GARCIA C, et al. Robot based on task-space dynamical model[J]. IET Control Theory & Applications, 2011, 5(18): 2111-2119.

[14] HALL C D, TSIOTRAS P, SHEN H. Tracking rigid body motion using thrusters and momentum wheels[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2013, 50(3): 311-323.

[15] BITTNER H, FISCHER H D, SURAUER M. Design of reaction jet attitude control systems for flexible spacecraft[C]// IFAC Automatical Control in Space, 1982: 373-400.

作者简介:

魏春岭 男,博士,研究员。主要研究方向:航天器导航、制导与控制。

袁泉 男,博士研究生。主要研究方向:复杂航天器动力学与控制。

张军 男,博士,研究员。主要研究方向:大型航天器及机器人动力学与控制。

王梦菲 女,硕士研究生。主要研究方向:大型航天器动力学与控制。

Integrated orbit, attitude and manipulator control of space multi-body system

WEI Chunling[1,2,*], YUAN Quan[1,2], ZHANG Jun[1,2], WANG Mengfei[1,2]

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
2. National Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100190, China)

Abstract: The rapid maneuver ability is widely required for spacecraft aiming the on-orbit servicing tasks. The integrated orbit, attitude and manipulator control was designed for the space multi-body system, which is composed of the satellite base and manipulator. First, the dynamic model of the multi-body system was established. Then, the integrated orbit, attitude and manipulator controller was designed via back stepping method, and the stability of the system was proved. Since all the degrees of freedom are controlled, the abilities of the system to fulfill different tasks are markedly improved, compared to the traditional system whose orbit or attitude is free. Thus, the system with the integrated controller can fulfill simultaneous orbit transfer and attitude maneuver in a large range of space, and meanwhile the manipulator can operate and control accurately. Finally, by establishing complete multi-body system simulation model, the controller was simulated, and the goal of simultaneous orbit, attitude and manipulator control is achieved. The effectiveness of the proposed method is validated.

Keywords: space multi-body system; manipulator; orbit control; attitude control; integrated attitude and orbit control

Received: 2019-05-05; **Accepted**: 2019-06-08; **Published online**: 2019-06-24 16:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1122.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61873029)

* **Corresponding author**. E-mail: clwei502@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0190

多级次孔结构 $ZnMn_2O_4$ 微球负极的研究

全下文载

任衍彪[1]，张世超[2]，张临财[1]，何小武[3,*]，赵金光[4]

（1. 枣庄学院 化学化工与材料科学学院，枣庄 277160；2. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院，北京 100083；
3. 中国科学院半导体研究所 半导体超晶格国家重点实验室，北京 100083；
4. 国网河南省电力公司，郑州 450000）

摘 要：利用水热法合成了 Zn-Mn 氧化物前驱体，在温度 400、500、600、700℃下，空气气氛中煅烧前驱体，以此来制备纳米片组装成的分级多孔结构的 $ZnMn_2O_4$ 微球。其中，在 500℃空气中煅烧前驱体制备的 $ZnMn_2O_4$（ZMO-500）微球具有丰富的多级次孔结构，其作为锂离子电池负极材料，在 500 mA/g 的电流密度下，ZMO-500 微球负极材料循环 500 次以后仍具有 1 132 mAh/g 高的放电比容量。ZMO-500 负极材料优异的电化学性能得益于其分级多孔结构，不仅可以增加电极和电解质之间的接触面积以促进锂离子的迁移，而且还为循环过程中电极体积膨胀提供足够的缓冲空间。

关 键 词：水热合成法；$ZnMn_2O_4$；多级次孔微球；负极；锂离子电池
中图分类号：TB321
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0259-07

锂离子电池作为一种储能装置，由于其安全性、长寿命和环保性，在过去几十年中备受关注[1-4]。随着科学技术的进步，人们对锂离子电池提出了更高的要求，其中之一是容量更高。目前，商用锂离子电池负极材料石墨的理论比容量仅为 372 mAh/g，这么低的比容量难以满足新能源汽车等大容量能源设备的需求。因此，开发具有更高容量的新型负极材料是优先考虑的问题[5-7]。

最近，二元过渡金属氧化物（$A_xB_{3-x}O_4$；A，B = Zn，Mn，Fe，Co，Ni 等）引起了研究人员的极大关注[8-9]。其中，具有典型尖晶石结构的 $ZnMn_2O_4$ 由于其容量高，环境友好和低成本的优点，而成为最有希望的负极材料之一[10-13]。作为锂离子电池的负极，根据反应机理，$ZnMn_2O_4$ 具有 1 008 mAh/g 的高理论比容量[14-15]。

$$ZnMn_2O_4 + 8Li^+ + 8e^- \rightarrow Zn + 2Mn + 4Li_2O$$

$$Zn + Li^+ + e^- \leftrightarrow ZnLi$$

$$Zn + Li_2O \leftrightarrow ZnO + 2Li^+ + 2e$$

$$Mn + Li_2O \leftrightarrow MnO + 2Li^+ + 2e^-$$

此外，与 Co 相比，Zn 和 Mn 具有较低的氧化电压（1.3～1.5 V），这意味着 $ZnMn_2O_4$ 作为负极的电池可以提供更高的输出电压，从而具有更高的能量密度。然而，与大多数过渡金属氧化物一样，$ZnMn_2O_4$ 由于其导电性差及由充电/放电过程中引起大的体积变化导致电极结构的破坏，进而限制了其在锂离子电池中的应用。为了解决这些问题，许多研究者已经进行了一些有效的尝试来制备多孔或中空结构的负极材料，其可以提供足够的电极体积膨胀空间，增大了电解质和电极材料之间的接触面积，并缩短了锂离子传输的路径。这些有助于提高锂离子电池的循环稳定性和倍率

收稿日期：2019-04-28；**录用日期**：2019-08-05；**网络出版时间**：2019-08-08 15:29
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190808.1407.001.html
基金项目：中国博士后科学基金（2018M632635）；枣庄学院博士研究基金（2018BS056）；国家电网公司科技项目（52170217000L）
* **通信作者**. E-mail：hexw@semi.ac.cn

引用格式：任衍彪，张世超，张临财，等. 多级次孔结构 $ZnMn_2O_4$ 微球负极的研究[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：259-265. REN Y B，ZHANG S C，ZHANG L C，et al. Hierarchical porous $ZnMn_2O_4$ microsphere anode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：259-265(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

性能[16-17]。

例如,Zhang 等[18]采用热驱动收缩工艺获得了由微小纳米颗粒组成的 $ZnMn_2O_4$ 空心微球负极材料。在 120 个循环后,$ZnMn_2O_4$ 空心微球在 400 mA/g 的电流密度下具有 750 mA/g 的比容量。Cai 等[19]采用一步水热法制备了分级多孔 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料,在 500 mA/g 下 90 个循环后,微球表现出 726 mA/g 的比容量。随着负极材料研究的深入,$ZnMn_2O_4$ 的电化学性能逐渐提高。最近,Chen 等[20]合成出一种纳米片组成的分级多孔 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料,在 500 mA/g 下 300 次循环后显示出 1 044 mA/g 的高比容量。虽然目前的研究成果在一定程度上弥补了 $ZnMn_2O_4$ 的不足,值得注意的是,这些制备多孔 $ZnMn_2O_4$ 的方法中几乎都使用金属盐作为锌源和锰源,这样限制了各种形貌的 $ZnMn_2O_4$ 合成。因此,通过使用其他锌源和锰源来设计特定结构的 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料,在提高负极材料性能方面具有很大潜力。

本文使用 $KMnO_4$ 作为锰源,通过水热法和煅烧处理,制备了具有新型分级多孔结构的高收率 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料。微观形貌及电化学测试表明,在 500℃空气气氛中煅烧 Zn-Mn 氧化物前驱体得到的 $ZnMn_2O_4$(ZMO-500)微球具有丰富的孔结构,在 500 mA/g 的电流密度下,ZMO-500 微球负极材料循环 500 次以后仍能够表现出 1 132 mAh/g 的高放电比容量。其性能优于在相同条件下文献中报道的其他 $ZnMn_2O_4$ 负极材料。本文所制备的高容量和长循环寿命 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料更接近实际应用。

1 实 验

1.1 多级次孔结构 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料的合成

在磁力搅拌下将 1 mmol 氯化锌($ZnCl_2$),2 mmol高锰酸钾($KMnO_4$)和 2 mmol 氟化钠(NaF)溶解在 100 mL 去离子水中 30 min 以形成紫色溶液。将溶液部分转移到 100 mL 聚四氟乙烯衬里中,然后在 200℃的烘箱中加热 24 h,冷却至室温后,将所得沉淀物用去离子水和乙醇洗涤数次,并在 60℃的烘箱中干燥 12 h。将干燥的 Zn-Mn 氧化物前驱体在空气中 400、500、600 和 700℃温度下煅烧 2 h,加热速率为 3 ℃/min,制备了 4 种不同的 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料,分别命名为 ZMO-400、ZMO-500、ZMO-600 和 ZMO-700。

1.2 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料的性能表征

利用以下技术来表征所合成的 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料的晶体结构和微观形貌。扫描电子显微镜(SEM, Hitachi S-4800)、透射电子显微镜(TEM,JEM-2100F)和高分辨率透射电子显微镜(HR-TEM,FEI,Tecnai G2 F20)用于研究其形态和微观形貌。通过 X 射线衍射(XRD,Rigaku D/Max-2400)来研究 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料的晶相组成,还通过 SEM 附带的能量色散 X 射线光谱仪(EDS)测定 $ZnMn_2O_4$ 微球负极材料中的元素组成。通过 NETZSCH STA 449C 热分析仪在空气中以 10℃/min 的加热速率获得综合热析(DSC-TG)曲线。

电极制备:$ZnMn_2O_4$、导电乙炔黑和聚偏四氟乙烯(PVDF)黏合剂以 8 ∶ 1 ∶ 1 的质量比例混合,加入 N-甲基吡咯烷酮溶剂后充分搅拌,将该混合物涂布在乙醇擦拭干净的铜箔上,然后在 80℃下真空干燥 10 h。最后,将电极裁成直径为 1 cm的极片以备用。

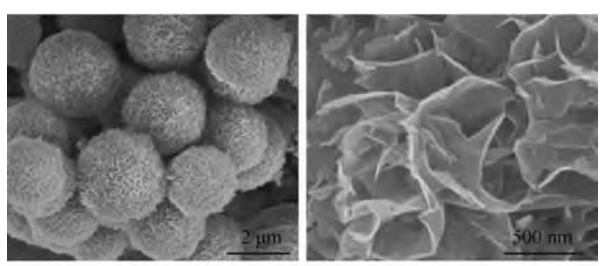
在充满氩气的手套箱中组装纽扣电池(CR2032),其中涂布的电极作为负极,锂箔(Sigma-Aldrich)用作对电极和参比电极,电池隔膜选用 Celgard 2400,含有 1 mol $LiPF_6$的碳化酯(EC)-碳酸二甲酯(DMC)(EC/DMC = 1 ∶ 1,体积比)作为电解液。

使用 NWEARE BTS-610 测试系统测试电池充放电性能,并使用 CHI660D 电化学工作站以 0.1 mV/s的扫描速率在 0.01 ~ 3.0 V 的电位范围内进行循环伏安(CV)测试。电化学阻抗谱(EIS)利用 Zahner IM6e 电化学工作站上在开路电位下测试,频率范围 10 MHz 至 10 mHz。

2 结果与讨论

2.1 表面形貌及物相分析

通过水热反应合成了 Zn-Mn 氧化物的前驱体表面形貌如图 1 所示。图 1 显示 Zn-Mn 氧化物的前驱体具有分级多孔微球的结构。图2(a)显



(a) 低倍 (b) 高倍

图 1 Zn-Mn 氧化物前驱体在低倍和高倍下的 SEM 照片

Fig. 1 Low-magnification and high-magnification SEM images of precursor of Zn-Mn oxides

北航学报 赠阅

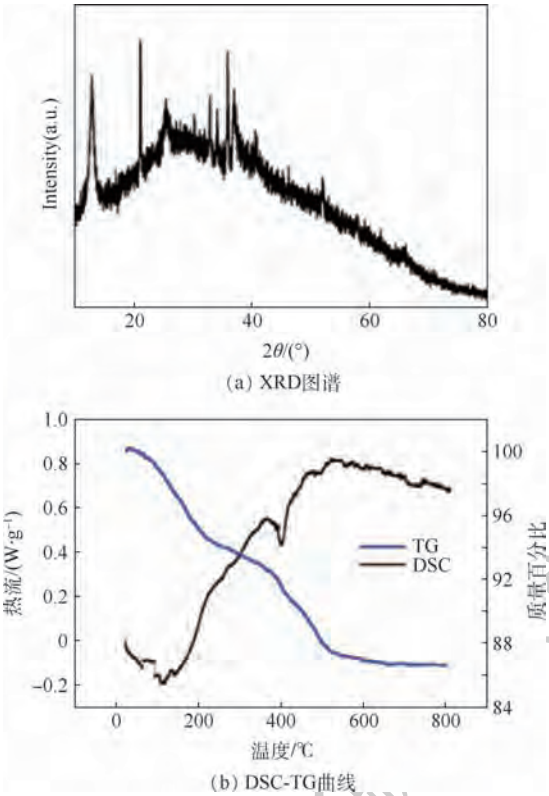


图 2　Zn-Mn 氧化物前驱体 XRD 图谱和 DSC-TG 曲线

Fig. 2　XRD pattern and DSC-TG curves of precursor of Zn-Mn oxides

示前驱体具有差的结晶度和多相组分，不是最终尖晶石型 $ZnMn_2O_4$ 产物，因此需要对前驱体进行热处理以形成尖晶石型 $ZnMn_2O_4$ 材料。为了确定形成尖晶石型 $ZnMn_2O_4$ 热处理温度，在空气中对 $ZnMn_2O_4$ 材料进行 DSC-TG 测试及分析。根据 DSC-TG 曲线（图 2（b））可以计算出，在400℃左右出现明显的放热反应和重量损失，这可能对应尖晶石 $ZnMn_2O_4$ 的形成。因此，前驱体热处理的合适温度选在 500℃。

依据 DSC-TG 分析的结果，选择在 500℃下煅烧 Zn-Mn 氧化物前驱体制备 ZMO-500。通过 ZMO-500 的 XRD 图谱与 $ZnMn_2O_4$ 标准卡片（JCPDS 卡 No. 24-1133）（图 3）比较，证明前驱体在 500℃下煅烧成功制备了尖晶石型 $ZnMn_2O_4$ 材料。为了进一步研究煅烧温度对产物形貌的影响，将前驱体分别在 400、600 和 700℃的温度下煅烧，分别获得了 ZMO-400、ZMO-600 和 ZMO-700 三种负极材料。XRD 图谱分析结果表明：ZMO-600 和 ZMO-700 是尖晶石 $ZnMn_2O_4$，而 ZMO-400 是尖晶石 $ZnMn_2O_4$ 与其他相（ZnO、Mn_xO_y 以及非晶相）的混合物，这与 DSC-TG 分析的结果一致。

对于 ZMO-500 样品，利用 SEM、TEM 和 N_2 吸附-脱附曲线来表征其表面微观形貌和孔结构特性。SEM 照片（图 4（a））显示 ZMO-500 明显呈现出分级多孔微球结构，其直径在 2 ~ 3 μm。破裂的 ZMO-500 微球的高倍放大 SEM 照片（图 4（b））进一步揭示了微球由许多纳米片组装而成，纳米片平均厚度为几个纳米，并且在这些纳米片之间形

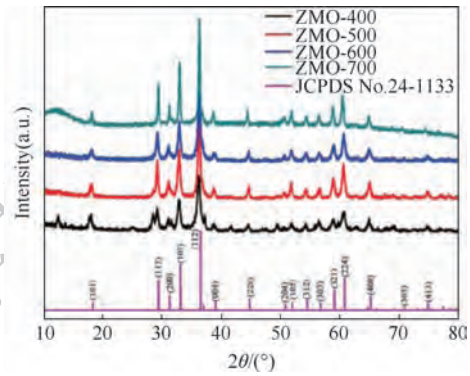


图 3　所制备的 ZMO 的 XRD 图谱

Fig. 3　XRD patterns of synthesized ZMO

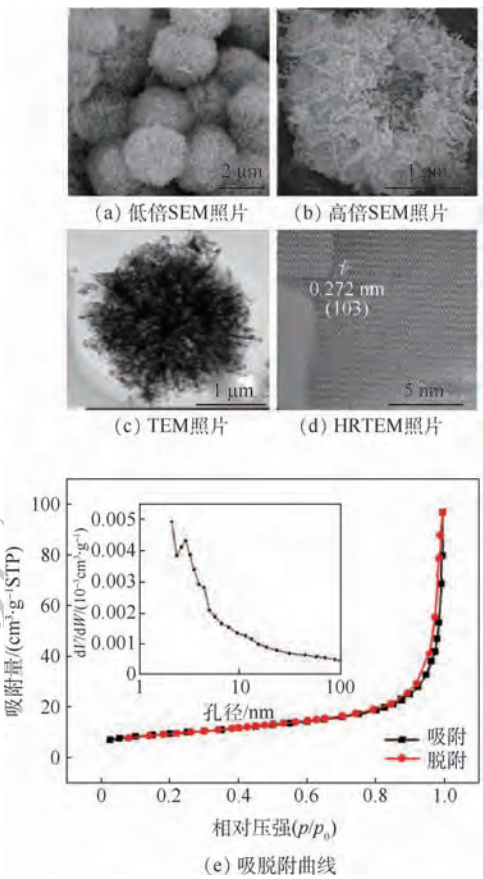


图 4　ZMO-500 在低倍和高倍下的 SEM 照片，TEM 和 HRTEM 照片，以及 ZMO-500 材料 N_2 吸脱附曲线（插图为 ZMO-500 的孔径分布）

Fig. 4　Low-magnification and high-magnification SEM images, TEM image and HRTEM image of ZMO-500, N_2 adsorption/desorption isotherm of ZMO-500 (inset of ZMO-500 pore size distribution)

北航学报 赠阅

成大量中孔。通过 TEM 观察,进一步证实了 ZMO-500 的分级多孔微球结构。此外,TEM 照片(图 4(c))表明微球的内部也是多孔的。HRTEM 照片(图 4(d))显示晶格条纹间距为 0.272 nm,其对应于尖晶石 $ZnMn_2O_4$ 的(103)晶面。晶格条纹的均匀性表明多孔 $ZnMn_2O_4$ 微球具有高结晶度。

为了更深入地研究 ZMO-500 的孔结构,使用 N_2 吸脱附进行 BET(Brunauer-Emmett-Teller)分析。BET 的结果(图 4(e))显示微球比表面积为 33.3 m^2/g,总孔体积为 0.149 cm^3/g。微球相应的 BJH(Barrett-Joyner-Halenda)孔径分布图(图 4(e)插图)显示大多数孔的尺寸范围为 2 ~ 10 nm,平均孔径约为 3.6 nm。其中,V 为孔容,W 为孔直径,p 为 N_2 真实压力,p_0 为 N_2 在测量幅度大的饱和蒸气压。MO-500 的介孔结构将在电极和电解质之间提供更多的接触面积,以缩短锂离子在电极材料中的扩散距离,以缓冲锂离子嵌入和脱嵌过程中的巨大体积变化,从而显示更好的导电性能和结构稳定性。

低倍 SEM 照片(图 4(a))显示前驱体的分级多孔结构在 ZMO-400 样品(图 5(a))中和 ZMO-500(图 4(a),(b))中得到保持,但在 ZMO-600 中前驱体的多孔结构遭到部分破坏(图 5(b)),在 ZMO-700 样品中前驱体的结构完全破坏(图 5(c)),表明当煅烧温度高于 600℃时,前驱体的分层多孔结构将被破坏掉。综合考虑 XRD 和 SEM 的分析结果,可以得到制备分级多孔尖晶石 $ZnMn_2O_4$ 微球的热处理温度应在 400 ~ 600℃之间,因此 ZMO-500 是最理想样品,其结果通过后文的充放电性能测试得到验证。

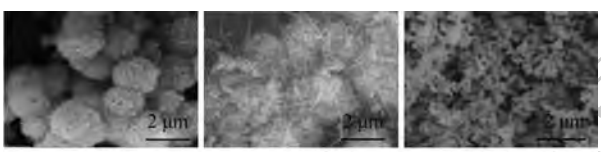


图 5 3 种样品的 SEM 照片

Fig. 5 SEM images of three samples

2.2 电化学性能测试

使用 ZMO-500 作为负极组装纽扣电池并测试其电化学性能。由图 6(a)可知,在 0.1 mV/s 的扫描速率下,在 0.01 ~ 3.0 V(相对于 Li/Li^+)的电位范围内 ZMO-500 电极的前 5 次的 CV 曲线。在首次逆向扫描中,在 1.18、0.70、0.26 V 处观察到 3 个峰,1.18 和 0.70 V 处的 2 个弱峰对应于电解质的不可逆分解。在 0.26 V 处的强峰可

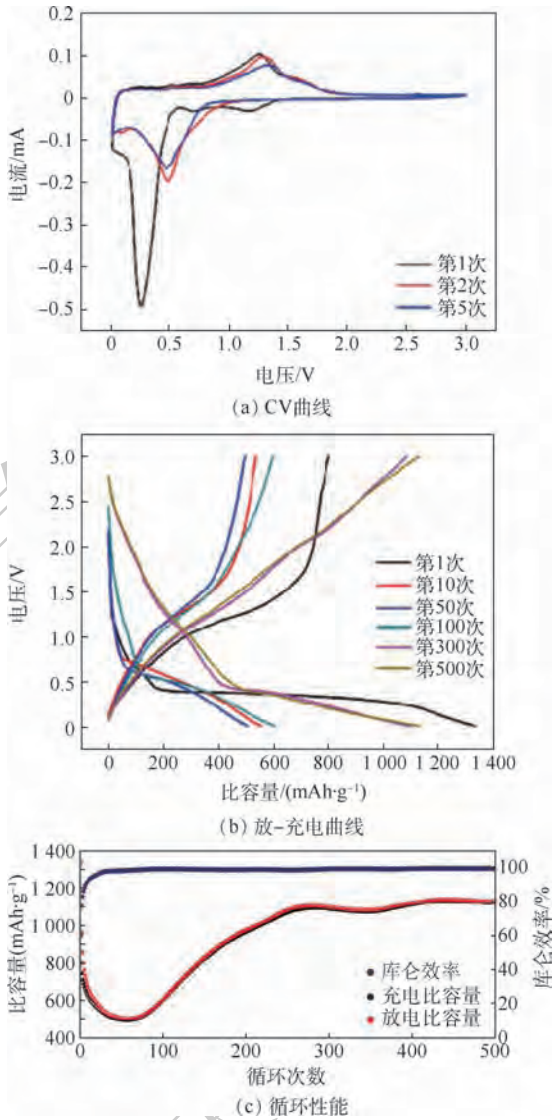


图 6 ZMO-500 电极的 CV 曲线、放-充电曲线和循环性能

Fig. 6 CV curves, discharge-charge curves and cycling performance of ZMO-500 electrode

归因于 Mn^{2+} 和 Zn^{2+} 还原成金属 Mn 和 Zn 嵌入 Li_2O 基体中以及随后的 Li-Zn 合金化反应。在首次正向扫描中,观察到在 1.26 V 处的强峰和在 1.58 V 处的宽峰,其分别对应于 Mn 至 Mn^{2+} 和 Zn 至 Zn^{2+} 的氧化以及 Li_2O 基质的分解。第 1 个循环的曲线与第 2 个循环非常好地重叠,表明 ZMO-500 电极电化学反应的高可逆性。

由图 6(b)可知,在 500 mA/g 的电流密度下,第 1 次、第 10 次、第 50 次、第 100 次、第 300 次和第 500 次循环的分级多孔 $ZnMn_2O_4$ 微球电极的放-充电曲线。在第 1 次放电过程中出现对应于 MnO、ZnO 和 Li-Zn 合金形成并且与 CV 曲线相关的约 0.27 V的长电压平台。$ZnMn_2O_4$ 的初始放电比容量高达 1 333 mAh/g,高于其理论值(1 008 mAh/g)。同时,800 mAh/g 的初始充电比容量远小于其初始放电比容量,库仑效率为 60%。可能是由于在

北航学报 赠阅

第 1 次循环过程中形成 SEI 薄膜造成的。在随后的循环中，根据图 6(c)所示的循环曲线，库仑效率逐渐增加到接近 100%。然而，由图 6(b)可知，从 800 mAh/g(第 2 次循环)到 501 mAh/g(第 58 次循环)观察到明显的容量衰减以及充放电平台的变化(第 1 次、第 10 次和第 50 次)。比容量在第 59 次循环后连续增加，在第 280 次循环时达到1 107 mAh/g，后面的循环容量几乎没有下降，同时充放电曲线(图 6(b)中的第 300 和第 500 次)保持稳定。这种现象可能归因于在放/充电循环过程中由于微球体积重复膨胀/收缩形成新的活性表面，连续的 SEI 层在新的活性表面上形成，在循环过程中 SEI 层变得稳定，这种结构重构引起锂化再激活，使得电极表现出更高的可逆比容量[21-22]。

图 7 显示了在不同煅烧温度下获得的产物循环性能。正如预期的那样，不纯的 ZMO-400 显示出比 ZMO-500 低的放电比容量，表明纯相 $ZnMn_2O_4$ 具有更优异的循环性能。为了进一步证实优异的电化学性能受益于 ZMO 多孔结构，将 ZMO-500 的循环性能分别与其多孔结构部分和完全破坏的 ZMO-600 和 ZMO-700 的循环性能进行比较。很明显，与 ZMO-600 和 ZMO-700 相比，具有多孔结构的 ZMO-500 在 500 次循环后表现出最高的比容量，这表明 $ZnMn_2O_4$ 微球的均匀多孔结构在提升其循环性能中起关键作用。经过 500 次循环后，ZMO-500 电极达到稳定的可逆比容量 1132 mAh/g。

能斯特图(图 8(a))显示出典型的电池阻抗谱，阻抗谱显示第 1 次、第 50 次及第 200 次循环以后电池的阻抗，图中：Z'为阻抗的实部，Z''为阻抗的虚部，ω为低频区域的角频率。电池的能斯特曲线显示：在中高频区域的为半圆，而在低频区域为倾斜直线，归因于电极和电解质之间的电荷转移过程以及电极内部的锂离散。循环电池的阻抗谱在中高频区域包含 2 个半圆。中频区域的半圆表示电荷转移电阻，远小于新组装电池的电荷转移电阻，这意味着电极在循环后具有更快的电荷转移。高频区域的半圆是由在电解液和电极接触面形成 SEI 层。可以注意到，根据能斯特图(图 8(a)中的插图)中高频区域半圆的直径，在前几十个循环期间，随着循环次数的增加，SEI 电阻逐渐变大。随后电阻减少，这是由于结构精修的电极导致连续形成的 SEI 薄膜变薄。此外，ZMO-500 电极中锂离子的扩散系数 D 计算式为

$$Z' = R_D + R_L + \sigma\omega^{-0.5} \tag{1}$$

$$D = 0.5(RT/AF^2C\sigma)^2 \tag{2}$$

式中：R_D 和 R_L 分别为扩散电阻和液体电阻；σ 为 Warburg 阻抗系数，其值可以通过线性计算 $Z' \sim \omega^{-0.5}$的拟合(图 8(b))；R 为气体常数；T 为绝对温度；A 为电极的表面积；F 为法拉第常数；C 为

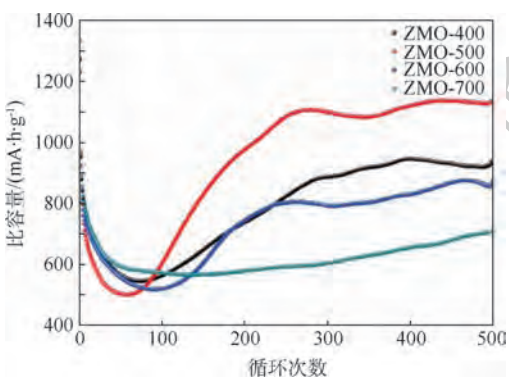


图 7　ZMO-400，ZMO-500，ZMO-600 和 ZMO-700 在 500 mA/g 电流密度下的循环性能比较

Fig. 7　Comparison of cycle performance among ZMO-400, ZMO-500, ZMO-600 and ZMO-700 at 500 mA/g

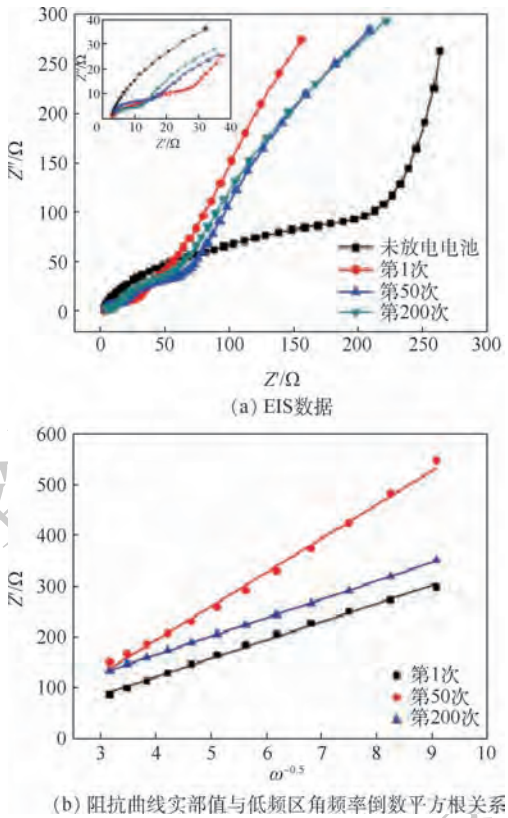


图 8　不同循环次数下在中-高频 ZMO-500 电极的 EIS 数据(插图为放大图)，及阻抗曲线的实部值与低频区角频率的倒数平方根关系曲线

Fig. 8　EIS data and its enlargement (inset) at medium-high frequency region for different cycles, plot of real part of impedance as a function of reciprocal root square of lower angular frequencies

北航学报 赠阅

锂离子的浓度。

表 1 显示了不同循环时的锂离子扩散系数，锂离子扩散系数先增大后减小，这归因于电极的破坏和重建以及 SEI 薄膜的变化。众所周知，电极的比容量也受锂离子扩散速率的影响，因此上述分析进一步揭示了 ZMO-500 电极充放电行为的变化机制，与充放电的结果一致。

图 9 为 500 次循环后 ZMO-500 电极的 SEM 照片。从低倍（图 9(a)）和高倍（图 9(b)）SEM 照片可以观察到，循环后电极中的微球仍保持原始的分级多孔微球结构，ZMO-500 微球在充放电过程中表现出较高的结构稳定性，这得益于分级多孔结构，其缓解了锂嵌入过程中可能造成结构破坏。因此 ZMO-500 电极获得了优异的循环稳定性。此外，高倍 SEM 照片显示微球的纳米片比原始微球的纳米片厚（图 4(b)），这是由于 SEI 膜的形成和锂化过程中体积膨胀。

Table 1 不同循环次数 ZMO-500 电极的 Warburg 阻抗系数和锂离子扩散系数

Table 1 Warburg impedance coefficient and lithium ion diffusion coefficient of ZMO-500 electrodes at different cycles

循环次数	$\sigma/(\Omega \cdot cm^2 \cdot s^{-0.5})$	$D/(cm^2 \cdot s^{-1})$
第 1 次	36.17	1.70×10^{-14}
第 50 次	66.66	4.99×10^{-15}
第 200 次	36.37	1.68×10^{-14}

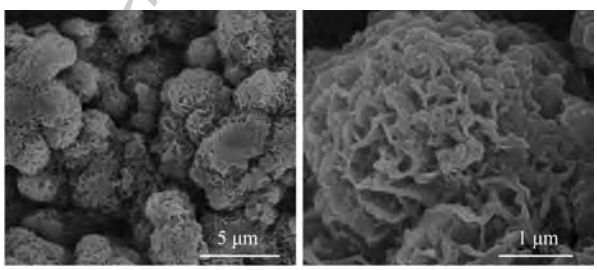


图 9 ZMO-500 电极在 500 mA/g 下循环 500 次以后低倍和高倍 SEM 照片

Fig. 9 Low-magnification and high-magnification SEM images of ZMO-500 electrode after 500 cycles at 500 mA/g

3 结 论

1）采用水热法合成了具有多级次孔结构的 Zn-Mn 氧化物前驱体。依据 XRD、DSC-TG 和 SEM 分析的结果，证明在 500℃下煅烧 Zn-Mn 氧化物前驱体制备了纳米片组装成的多级次孔结构的尖晶石 $ZnMn_2O_4$。

2）在 500℃空气中煅烧前驱制备的 $ZnMn_2O_4$（ZMO-500）微球作为锂离子电池负极，在 500 mA/g的电流密度下，ZMO-500 电极材料循环 500 次以后仍能够表现出 1 132 mAh/g 的高放电比容量。

3）ZMO-500 负极材料优异的电化学性能得益于分级多孔结构，不仅可以增加电极和电解质之间的接触面积以促进锂离子转移，而且还为循环期间电极的体积膨胀提供足够缓冲空间。

参考文献（References）

[1] DUNN B, KAMATH H, TARASCON J M. Electrical energy storage for the grid: A battery of choices[J]. Science, 2011, 334(6058): 928-935.

[2] DENG Y, WAN L, XIE Y, et al. Recent advances in Mn-based oxides as anode materials for lithium ion batteries[J]. RSC Advances, 2014, 4(45): 23914-23935.

[3] GOODENOUGH J B, KIM Y. Challenges for rechargeable Li batteries[J]. Chemistry of Materials, 2010, 22: 587-603.

[4] ETACHERI V, MAROM R, ELAZARI R, et al. Challenges in the development of advanced Li-ion batteries: A review[J]. Energy & Environmental Science, 2011, 4: 3243-3262.

[5] PATIL A, PATIL V, WOOK SHIM D, et al. Issue and challenges facing rechargeable thin film lithium batteries[J]. Materials Research Bulletin, 2008, 43: 1913-1942.

[6] COURTEL F M, DUNCAN H, ABU-LEBDEH Y, et al. High capacity anode materials for Li-ion batteries based on spinel metal oxides AMn_2O_4 (A = Co, Ni, and Zn)[J]. Journal of Materials Chemistry, 2011, 21: 10206-10218.

[7] ZHAO Y, LI X, YAN B, et al. Recent developments and understanding of novel mixed transition-metal oxides as anodes in lithium ion batteries[J]. Advanced Energy Materials, 2016, 6(8): 1502175.

[8] ZHANG J, YU A, Nanostructured transition metal oxides as advanced anodes for lithium-ion batteries[J]. Science Bulletin, 2015, 60(9): 823-838.

[9] GUO N, WEI X Q, DENG X L, et al. Synthesis and property of spinel porous $ZnMn_2O_4$ microspheres[J]. Applied Surface Science, 2015, 356(30): 1127-1134.

[10] ZHANG T, GAO Y, YUE H H, et al. Convenient and high-yielding strategy for preparing nano-$ZnMn_2O_4$ as anode material in lithium-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2016, 198(20): 84-90.

[11] ZHOU L, WU H B, ZHU T, et al. Facile preparation of $ZnMn_2O_4$ hollow microspheres as high-capacity anodes for lithium-ion batteries[J]. Journal of Materials Chemistry, 2012, 22: 827-829.

[12] FAN B, HU A, CHEN X S, et al. Hierarchical porous $ZnMn_2O_4$ microspheres as a high-performance anode for lithium-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2016, 213(20): 37-45.

[13] ALFARUQI M H, RAI A K, MATHEW V, et al. Pyro-synthesis of nanostructured spinel $ZnMn_2O_4$/C as negative electrode for

北航学报 赠阅

rechargeable lithium-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2015,151(1):558-564.

[14] BAI Z, FAN N, SUN C, et al. Facile synthesis of loaf-like $ZnMn_2O_4$ nanorods and their excellent performance in Li-ion batteries[J]. Nanoscale,2013,5(6):2442-2447.

[15] LIU Y, BAI J, MA X, et al. Formation of quasi-mesocrystal $ZnMn_2O_4$ twin-microspheres via an oriented-attachment for lithium-ion batteries[J]. Journal of Materials Chemistry A,2014, 2:14236.

[16] WANG N, MA X, XU H, et al. Porous $ZnMn_2O_4$ microspheres as a promising anode material for advanced lithium-ion batteries [J]. Nano Energy,2014,6:193-199.

[17] LI P, LIU J, LIU Y, et al. Three-dimensional $ZnMn_2O_4$/porous carbon framework from petroleum asphalt for high performance lithium-ion battery[J]. Electrochimica Acta,2015,180(20): 164-172.

[18] ZHANG G, YU L, WU H B, et al. Formation of $ZnMn_2O_4$ ball-in-ball hollow microspheres as a high-performance anode for lithium-ion batteries[J]. Advanced Materials,2012,24(34): 4609-4613.

[19] CAI D, WANG D, HUANG H, et al. Rational synthesis of $ZnMn_2O_4$ porous spheres and graphene nanocomposite with enhanced performance for lithium-ion batteries[J]. Journal of Materials Chemistry A,2015,3:11430-11436.

[20] CHEN X, ZHANG Y, LIN H, et al. Porous $ZnMn_2O_4$ nanospheres: Facile synthesis through microemulsion method and excellent performance as anode of lithium ion battery[J]. Journal of Power Sources,2016,312(20):137-145.

[21] LIU X, ZHANG S, XING Y, et al. MOF-derived, N-doped porous carbon coated graphene sheets as high-performance anodes for lithium-ion batteries[J]. New Journal of Chemistry,2016, 40(11):9679-9683.

[22] SUN H, XIN G, HU T, et al. High-rate lithiation-induced reactivation of mesoporous hollow spheres for long-lived lithium-ion batteries[J]. Nature Communication, 2014, 31(5): 4526-4529.

作者简介:

任衍彪　男,博士,讲师。主要研究方向:纳米能源材料及电极催化剂。

张世超　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:锂二次电池电极材料。

张临财　男,博士,副教授。主要研究方向:生物基材料。

何小武　男,博士。主要研究方向:荧光材料。

赵金光　男,博士,研究员。主要研究方向:电网储能。

Hierarchical porous $ZnMn_2O_4$ microsphere anode

REN Yanbiao[1], ZHANG Shichao[2], ZHANG Lincai[1], HE Xiaowu[3,*], ZHAO Jinguang[4]

(1. College of Chemistry Chemical Engineering and Material Science, Zaozhuang University, Zaozhuang 277160, China; 2. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 3. State Key Laboratory for Superlattices and Microstructures, Institute of Semiconductors, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100083, China; 4. State Grid Henan Electric Power Company, Zhengzhou 450000, China)

Abstract: The precursor of Zn-Mn oxides were synthesized by a facile hydrothermal method and subsequently calcined at different temperature of 400℃, 500℃, 600℃ and 700 ℃ in air in order to synthesis the hierarchical porous $ZnMn_2O_4$ microspheres assembled by a lot of nanosheets. The $ZnMn_2O_4$ microspheres synthesized by calcining precursor in air at 500℃ (ZMO-500) display rich hierarchical porous structures, and when used as the anode material of lithium ion batteries, ZMO-500 microsphere anode material exhibits a high discharge capacity of 1 132 mAh/g after 500 cycles at a current density of 500 mA/g. It is believed that the outstanding electrochemical performance of ZMO-500 microsphere anode material benefits from the hierarchical porous structure that can not only increase the contact area between the electrode and the electrolyte to facilitate the transfer of Li^+, but also provide sufficient space for volume expansion of the electrode during the cyclic process.

Keywords: hydrothermal synthesis; $ZnMn_2O_4$; hierarchical porous microsphere; anode; lithium ion batteries

Received: 2019-04-28; **Accepted**: 2019-08-05; **Published online**: 2019-08-08 15:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190808.1407.001.html

Foundation items: China Postdoctoral Science Foundation (2018M632635); the Doctoral Research Foundation of Zaozhuang University (2018BS056); the State Grid Company Research Program of Science and Technology (52170217000L)

* **Corresponding author**. E-mail: hexw@semi.ac.cn.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0234

面向低视角场面监视的移动目标速度测量

全下文载

张天慈[1,*], 丁萌[2], 钱小燕[2], 左洪福[2]
(1. 南京林业大学 汽车与交通工程学院, 南京 210037; 2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)

摘 要: 为构建有效的机场场面视觉监视系统,提出了一种基于特征点持续跟踪与分析的移动目标速度测量方法。首先,利用场面几何特征对摄像机进行标定;然后,基于光流场对图像运动区域的特征点进行持续跟踪,在此基础上通过特征点轨迹聚类区分不同移动目标;最后,根据特征点高度与运动距离完成速度测量。所提方法能够利用机场场面摄像机获取的低视角单目视频图像,对移动目标的运动速度进行准确测量。基于广州白云国际机场的场面运行视频进行了仿真分析,验证了所提方法在低视角速度测量方面的可行性与优势。

关 键 词: 机场场面监视; 低视角; 轨迹聚类; 速度测量; 标定
中图分类号: V351.11
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0266-08

机场场面监视是高级场面运动引导与控制系统(Advanced Surface Movement Guidance and Control System, A-SMGCS)的核心功能之一,也是确保安全、高效场面运行的重要基础。近年来,智能视频监视技术[1]的快速发展为机场场面监视提供了一种低成本解决方案。与多点定位、广播式自动相关监视(Automatic Dependent Surveillance-Broadcast, ADS-B)等协作监视方式不同,智能视频监视属于非协作监视技术,无需监视对象安装应答设备。同时,智能视频监视成本低廉,符合随通用航空器快速发展而出现的中小型机场的需求,也可作为大型机场的辅助监视手段[2]。目前,机场场面的智能视频监视研究主要围绕移动目标识别、跟踪、定位等几个方面。文献[3]通过在图像中检测航空器注册码进行航空器识别。文献[4]提出一种地图辅助的贝叶斯跟踪滤波算法实现移动目标跟踪。文献[5]通过摄像机标定确定航空器的三维空间坐标,并将视觉监视系统获得的定位信息与 ADS-B 系统获得的识别信息进行关联,实现航空器自动挂标牌。文献[6]利用背景减除和监督学习方法对停机坪区域的移动目标进行检测,并利用立体视觉算法确定移动目标的三维空间坐标。文献[7-9]研究了基于视频图像的停机坪运行监视技术,包括运动检测、跟踪与行为分析,以提供停机坪活动的位置、时间等信息。

近年来,机场自动化水平不断提升,以四维轨迹(4-dimensional trajectory)为基础的场面运行方式成为新的发展方向[10]。为实现基于四维轨迹的场面运行引导与控制,实时测量移动目标的运动速度显得十分关键。在机场场面视觉监视系统中,对移动目标进行准确的三维空间定位是速度测量的基础。现有研究一般通过目标检测与跟踪算法确定移动目标在图像中的边界框(bounding box),然后根据边界框中心点坐标确定移动目标位置[6,9]。摄像机视角较高时,能够获得移动目

收稿日期: 2019-05-18; **录用日期**: 2019-07-05; **网络出版时间**: 2019-07-18 10:12
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190717.1506.001.html
基金项目: 国家自然科学基金委员会-中国民用航空局民航联合研究基金(U1633105); 国家自然科学基金(61803199); 航空科学基金(20170752008); 江苏省高等学校自然科学研究面上项目(19KJB580013)
* **通信作者**. E-mail: tczhang@njfu.edu.cn

引用格式: 张天慈, 丁萌, 钱小燕, 等. 面向低视角场面监视的移动目标速度测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 266-273. ZHANG T C, DING M, QIAN X Y, et al. Moving object speed measurement for low-camera-angle surface surveillance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 266-273 (in Chinese).

北航学报 赠阅

标的俯视图,移动目标高度或相对摄像机的方位对边界框的影响较小。此时,边界框中心即为移动目标几何中心,可近似认为位于地面上,通过单应矩阵即可确定其三维空间坐标[11]。而摄像机视角较低时,所得侧视图中移动目标边界框的中心点很少与移动目标中心重合,并且通常不在地面上。通过单目视觉难以确定边界框中心点的高度或距离。同时,边界框的位置、大小易受移动目标与摄像机的相对方位及目标检测算法稳定性的影响,准确计算移动目标位置较为困难[11-12]。

实际机场场面摄像机的安装高度与航空器机身高度相差不大,只能获得低视角的场面运行视频。针对这一特点,本文提出一种不依赖移动目标边界框的速度测量方法。该方法通过检测图像特征点及对特征点进行持续跟踪和分析,实现移动目标运动速度测量。与边界框相比,图像特征点具有较高辨识度、不易受观测角度变化等因素影响。同时,每个移动目标包含多个特征点,有利于避免个别特征点检测或跟踪错误导致的速度测量误差。

1　系统方案

本文移动目标运动速度测量的系统方案如图 1所示,包括摄像机标定、特征点跟踪、轨迹聚类、速度计算等关键步骤。摄像机标定用于确定图像平面坐标到三维空间坐标的变换关系。本文中基于场面几何特征确定消失点(vanishing point),并根据消失点完成摄像机标定。特征点跟踪与轨迹聚类用于确定移动目标包含的特征点运动轨迹。在运动区域提取与特征点检测的基础上,利用基于光流的特征点跟踪算法获得每个特征点的运动轨迹,然后通过轨迹聚类确定特征点所属的移动目标,最后根据相关特征点的高度与运动距离,计算每个移动目标的运动速度。

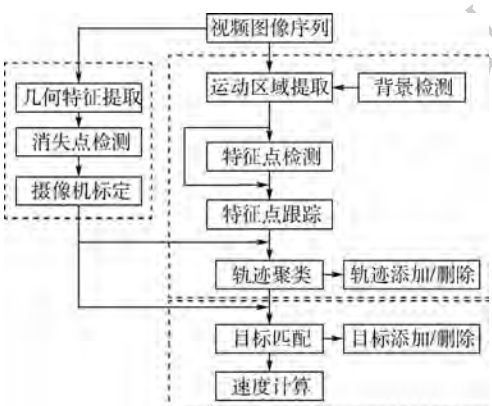


图 1　系统方案框图

Fig. 1　Block diagram of system scheme

2　摄像机标定与坐标变换

本文采用智能道路交通监视系统常用的基于消失点的摄像机标定方法。首先根据路面几何特征确定消失点,然后依次计算摄像机焦距、机场平面法向量和摄像机高度,完成摄像机标定。为此,定义如图 2 所示的三维空间坐标系 o-xyz 和图像坐标系 o_i-uv。三维空间坐标系 o-xyz 的原点 o 位于摄像机光心,z 轴与摄像机光轴重合且与图像平面垂直,原点 o 到图像平面的距离为摄像机焦距 f。图像坐标系 o_i-uv 的原点 o_i 位于图像的几何中心。

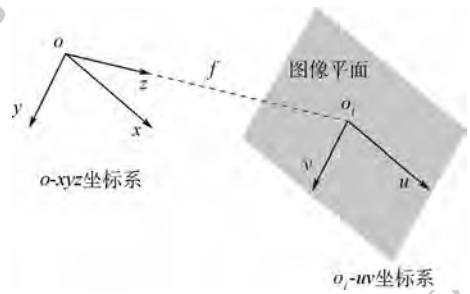


图 2　空间坐标系与图像坐标系位置关系示意图

Fig. 2　Illustration of position relation between spatial coordinate system and image coordinate system

直线 S 的消失点定义为 S 上的无穷远点 $\boldsymbol{P}_S=(x_\infty,y_\infty,z_\infty)$ 在图像平面的投影。假设直线 S 经过点 (x_0,y_0,z_0),方向向量为 $\boldsymbol{n}_S=(n_x,n_y,n_z)$,则 $\boldsymbol{P}_S$ 在图像平面的投影点(消失点)坐标为

$$\begin{cases} x=\lim\limits_{k\to\infty} f(x_0+kn_x)/(z_0+kn_z)=fn_x/n_z \\ y=\lim\limits_{k\to\infty} f(y_0+kn_y)/(z_0+kn_z)=fn_y/n_z \\ z=f \end{cases} \tag{1}$$

由式(1)可知,三维空间中的平行直线具有相同的消失点,正交直线的消失点与坐标原点 o 的连线相互垂直。因此,若机场平面上 2 个正交方向的消失点在图像中的坐标为 $\boldsymbol{p}_1=(u_1,v_1)$、$\boldsymbol{p}_2=(u_2,v_2)$,则向量 $\hat{\boldsymbol{p}}_1=(u_1,v_1,f)$、$\hat{\boldsymbol{p}}_2=(u_2,v_2,f)$ 正交,由此可得

$$f=\sqrt{-u_1u_2-v_1v_2} \tag{2}$$

同时,根据向量 $\hat{\boldsymbol{p}}_1$、$\hat{\boldsymbol{p}}_2$ 还可确定与二者正交的消失点向量 $\hat{\boldsymbol{p}}_3$ 及其单位向量 $\boldsymbol{n}$:

$$\hat{\boldsymbol{p}}_3=\hat{\boldsymbol{p}}_1\times\hat{\boldsymbol{p}}_2 \tag{3}$$

$$\boldsymbol{n}=\hat{\boldsymbol{p}}_3/\|\hat{\boldsymbol{p}}_3\| \tag{4}$$

若机场平面上两点之间的距离为 d,且两点在图像中的投影分别为 $\boldsymbol{p}_a=(u_a,v_a)$、$\boldsymbol{p}_b=(u_b,v_b)$,则有

$$d=h\|\hat{\boldsymbol{p}}_a/(\hat{\boldsymbol{p}}_a\cdot\boldsymbol{n})-\hat{\boldsymbol{p}}_b/(\hat{\boldsymbol{p}}_b\cdot\boldsymbol{n})\| \tag{5}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:$\hat{\boldsymbol{p}}_a=(u_a,v_a,f)$;$\hat{\boldsymbol{p}}_b=(u_b,v_b,f)$;$h$ 为摄像机高度。

根据 $\hat{\boldsymbol{p}}_a$、$\hat{\boldsymbol{p}}_b$、焦距 f、向量 $\boldsymbol{n}$ 和距离 d,可确定摄像机高度 h:

$$h = d/\left\|\hat{\boldsymbol{p}}_a/(\hat{\boldsymbol{p}}_a\cdot\boldsymbol{n}) - \hat{\boldsymbol{p}}_b/(\hat{\boldsymbol{p}}_b\cdot\boldsymbol{n})\right\| \tag{6}$$

根据上述分析,按如下步骤进行摄像机标定:

步骤 1 在 2 个正交方向分别选择一组路面标志线段,利用最小二乘法确定每组线段延长线在图像中的交点,得到消失点坐标。

步骤 2 利用式(2)~式(4)计算摄像机焦距 f 和机场平面法向量 $\boldsymbol{n}$。

步骤 3 在机场平面上选择距离已知的点对,利用式(6)计算摄像机高度 h。

确定摄像机焦距 f、机场平面法向量 $\boldsymbol{n}$ 和摄像机高度 h 后,若已知某点 $\boldsymbol{P}$ 在图像中的投影 $\boldsymbol{p}=(u,v)$ 和点 $\boldsymbol{P}$ 相对机场平面的高度 h_P,则可根据如下坐标变换关系确定该点的三维空间坐标:

$$\boldsymbol{P} = ((h-h_P)/(\hat{\boldsymbol{p}}\cdot\boldsymbol{n}))\hat{\boldsymbol{p}} \tag{7}$$

式中:向量 $\hat{\boldsymbol{p}}=(u,v,f)$。

由式(7)可知,低视角视频图像中,若摄像机高度 h 与点 $\boldsymbol{P}$ 高度 h_P 相差不大,忽略 h_P 会导致较大空间定位误差。

3 运动速度测量

3.1 特征点轨迹生成

为降低背景干扰,首先在视频图像中提取运动区域,确定移动目标在图像中的大致位置。采用 ViBe 算法[13]检测背景区域,通过背景减除及滤波、二值化、腐蚀、膨胀等后处理确定运动区域。上述方法能够有效抑制移动目标内部空洞,并较好地保留移动目标轮廓。

在运动区域内,基于 FAST 算法[14]检测图像特征点,并应用跟踪算法生成多组特征点轨迹。采用基于光流的特征点跟踪算法,根据当前帧的特征点位置和光流场确定下一帧的特征点位置。对于非整数坐标处的特征点,利用双线性插值确定亚像素光流[15]。为减少遮挡导致的跟踪误差,通过特征点跟随正、反向光流移动后的位置与初始位置的差异(双向误差)判断特征点是否被有效跟踪[16]。

3.2 聚类分析

通过聚类分析确定不同移动目标包含的特征点轨迹。记特征点 i 的轨迹为 $\boldsymbol{t}_i\in\mathbf{R}^{m\times 2}$,$m$ 为轨迹长度,即特征点 i 被连续有效跟踪的帧数。$\boldsymbol{t}_i$ 每一行表示特征点 i 在相应图像帧的坐标。从有效跟踪的特征点轨迹中排除轨迹长度较小或未发生明显位移的特征点轨迹,得到 M 条候选特征点轨迹,其集合记为 T。对于 T 中的特征点轨迹 $\boldsymbol{t}_i$,取 $\boldsymbol{t}_i$ 后 N 帧的轨迹片段 $\bar{\boldsymbol{t}}_i$,根据 $\bar{\boldsymbol{t}}_i$ 计算特征点 i 的 K 帧位移序列 $\boldsymbol{d}_i=(\boldsymbol{\delta}_{i,1},\boldsymbol{\delta}_{i,2},\cdots,\boldsymbol{\delta}_{i,n})$。根据位移序列 $\boldsymbol{d}_i$、$\boldsymbol{d}_j$ 计算特征点 i、j 的轨迹差异度 $l_{i,j}$:

$$l_{i,j} = \sum_{k=1}^{n}\left\|\boldsymbol{\delta}_{i,k}-\boldsymbol{\delta}_{j,k}\right\|\Big/N \tag{8}$$

$l_{i,j}$ 反映了特征点 i、j 平均每帧的运动差异。若 $l_{i,j}$ 较小,特征点 i、j 属于同一移动目标的可能性较大;反之,i、j 更有可能属于不同的移动目标。记 $\boldsymbol{t}_i$ 与集合 T 中所有特征点轨迹的差异度为 $\boldsymbol{l}_i=(l_{i,1},l_{i,2},\cdots,l_{i,M})$。根据 $\boldsymbol{l}_i$ 可以确定 $\boldsymbol{t}_i$ 相对 T 中所有特征点轨迹的偏好向量 $\boldsymbol{r}_i=(r_{i,1},r_{i,2},\cdots,r_{i,M})$:若 $l_{i,j}$ 小于给定阈值 δ_c,则认为 $\boldsymbol{t}_i$ 与 $\boldsymbol{t}_j$ 属于同一移动目标,即 $r_{i,j}=1$;否则,$r_{i,j}=0$。

按上述方法确定 T 中每个特征点轨迹的偏好向量,然后利用 J-linkage 算法[17]进行分层聚类。每个聚类 c 对应一个移动目标,且 c 中至少存在一条能够反映聚类特征的轨迹 $\boldsymbol{t}_c$,使得 c 中特征点轨迹与 $\boldsymbol{t}_c$ 的差异度均小于阈值 δ_c。

3.3 速度计算

确定移动目标包含的特征点轨迹后,根据式(7)计算特征点轨迹的三维空间坐标,并以此为基础计算运动速度。

记移动目标 k 的特征点轨迹聚类为 $c_k=\{\boldsymbol{t}_{k,1},\boldsymbol{t}_{k,2},\cdots,\boldsymbol{t}_{k,q}\}$。若轨迹 $\boldsymbol{t}_{k,i}$ 对应的特征点为 $\boldsymbol{p}_{k,i}$,$\boldsymbol{p}_{k,i}$ 距机场平面的高度为 $h_{k,i}$,特征点 $\boldsymbol{p}_{k,i}$ 在第 m 和 $m+L$ 帧的图像坐标分别为 $\boldsymbol{p}_{k,i}^{m}$ 和 $\boldsymbol{p}_{k,i}^{m+L}$,则根据式(7)可以确定 $\boldsymbol{p}_{k,i}$ 在第 m 和 $m+L$ 帧的空间坐标,从而可以确定运动距离 $d_{k,i}$。由此可得特征点 $\boldsymbol{p}_{k,i}$ 在第 m 至 $m+L$ 帧的平均运动速度 $\bar{s}_{k,i}$:

$$\bar{s}_{k,i} = F_r d_{k,i}/L \tag{9}$$

式中:F_r 为视频帧率。可根据实际需要确定 L 取值,获得期望的速度更新频率。

基于低视角视频图像进行速度测量时,上述方法首先需要确定特征点高度。以移动目标与地面的接触点为参考点,根据不同特征点在三维空间运动距离相同这一前提条件,基于式(7)计算特征点高度。速度计算时,优先选择高度较低的特征点,并对多个特征点的速度取平均值。

4 仿真实验与分析

4.1 数据集

利用广州白云国际机场场面运行视频数据集,对本文提出的速度测量方法进行了验证。数

北航学报 赠阅

据集共包含 6 段视频,由五号道滑行路口的摄像机 cam2513 和北外场的摄像机 cam9915 拍摄。各段视频的相关信息如表 1 所示。

表 1　场面运行视频数据集

Table 1　Dataset of surface operation videos

视频名称	分辨率	帧数	航空器个数	车辆个数
cam2513-视频 1	1 024×576	401	1	0
cam2513-视频 2	1 024×576	101	1	0
cam2513-视频 3	1 024×576	574	1	4
cam9915-视频 1	1 024×576	801	1	1
cam9915-视频 2	1 024×576	451	0	2
cam9915-视频 3	1 024×576	551	2	1

4.2　仿真结果分析

在三维空间中的 2 个正交方向分别选取 5 条平行直线段,用红、绿两色表示,如图 3 所示。根据式(2)、式(3)确定 3 个正交方向的消失点和摄像机焦距 f,如表 2 所示。基于 3 条长度已知的路面分割线,根据式(6)确定摄像机高度 h,如表 2 所示。图 4 以直观形式展示了 2 架摄像机的标定结果,其中红、绿、蓝色线段分别指向 3 个消失点,红、绿线段平行于机场平面,蓝色线段垂直于机场平面,黄色直线为地平线。

本文方法的轨迹聚类结果如图 5 所示。图 5(a)、(b)、(d)中只有一架航空器。图5(e)、(f)中包含多个移动目标,本文方法能够准确区分不同移动目标的特征点轨迹。图 5(c)左上角 3 辆车包含在同一个运动区域内,其中最左侧车辆较小,未能检测到有效的特征点,另外 2 辆车的运动速度存在差异,聚类算法能够正确区分二者的特征点轨迹。图 6 进一步展示了用于速度测量的特征点轨迹在机场平面的投影,其中投影坐标系的横、纵坐标轴分别经过摄像机标定过程中确定的 2 个消失点。由于标定时选取的场面特征与滑行道平行,同时移动目标在运动过程中的侧向位移较小,图中轨迹投影均与横/纵坐标轴近似平行。



图 3　用于摄像机标定的场面特征

Fig. 3　Surface features used for camera calibration

表 2　摄像机标定结果

Table 2　Camera calibration results

摄像机	消失点坐标	焦距	高度/m
cam2513	(7037.1,20.3),(-117.2,126.1),(862.8,24017.6)	2 015.5	8.1
cam9915	(-5 026.3,-138.6),(722.7,213.3),(-281.1,13243.3)	1065.4	8.9

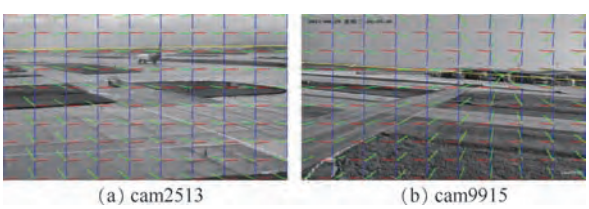


图 4　摄像机标定结果图示

Fig. 4　Illustration of camera calibration results

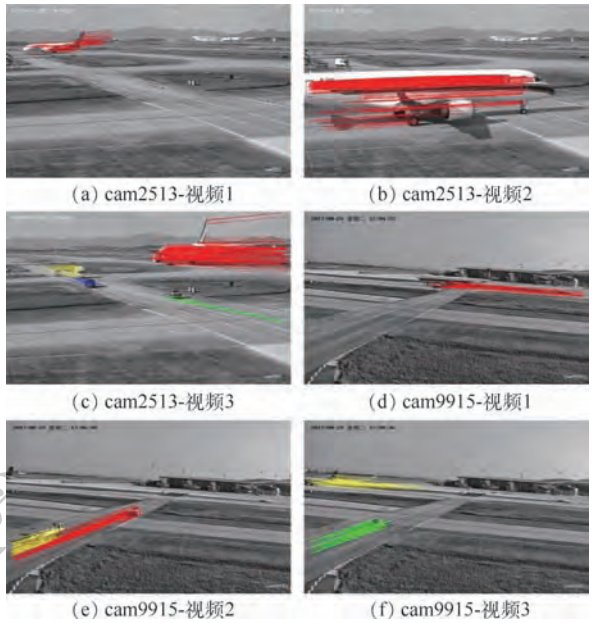


图 5　特征点轨迹聚类

Fig. 5　Feature point trajectory clustering

针对各段视频的速度测量结果如图 7 所示,其中实线为本文方法的自动测量结果,虚线为手动标记移动目标接地点的位置变化得到的速度测量结果。图 7(a)中,航空器距离摄像机较远,速度测量结果容易出现误差。图 7(b)中,航空器距离较近,2 种方法所得结果基本一致。图 7(c)中,共有 3 辆车与 1 架航空器得到了有效的速度测量结果,其中车辆 1 和车辆 3 同时由静止开始运动,初始阶段二者速度相似,聚类算法未能区分二者的特征点轨迹,导致 2 种方法所得结果差别较大。图 7(d)中,1 架航空器与 1 辆车先后出现在视场范围内,其中航空器距离较远,从第 200 帧左右开始减速,直至离开视场范围;车辆与摄像机之间的距离较小,2 种方法所得结果相似。图 7(e)中,车辆 1、车辆 2 先后进入视场,车速变化较小,2 种方法所得结果较为接近。图7(f)中,先后

北航学报 赠阅

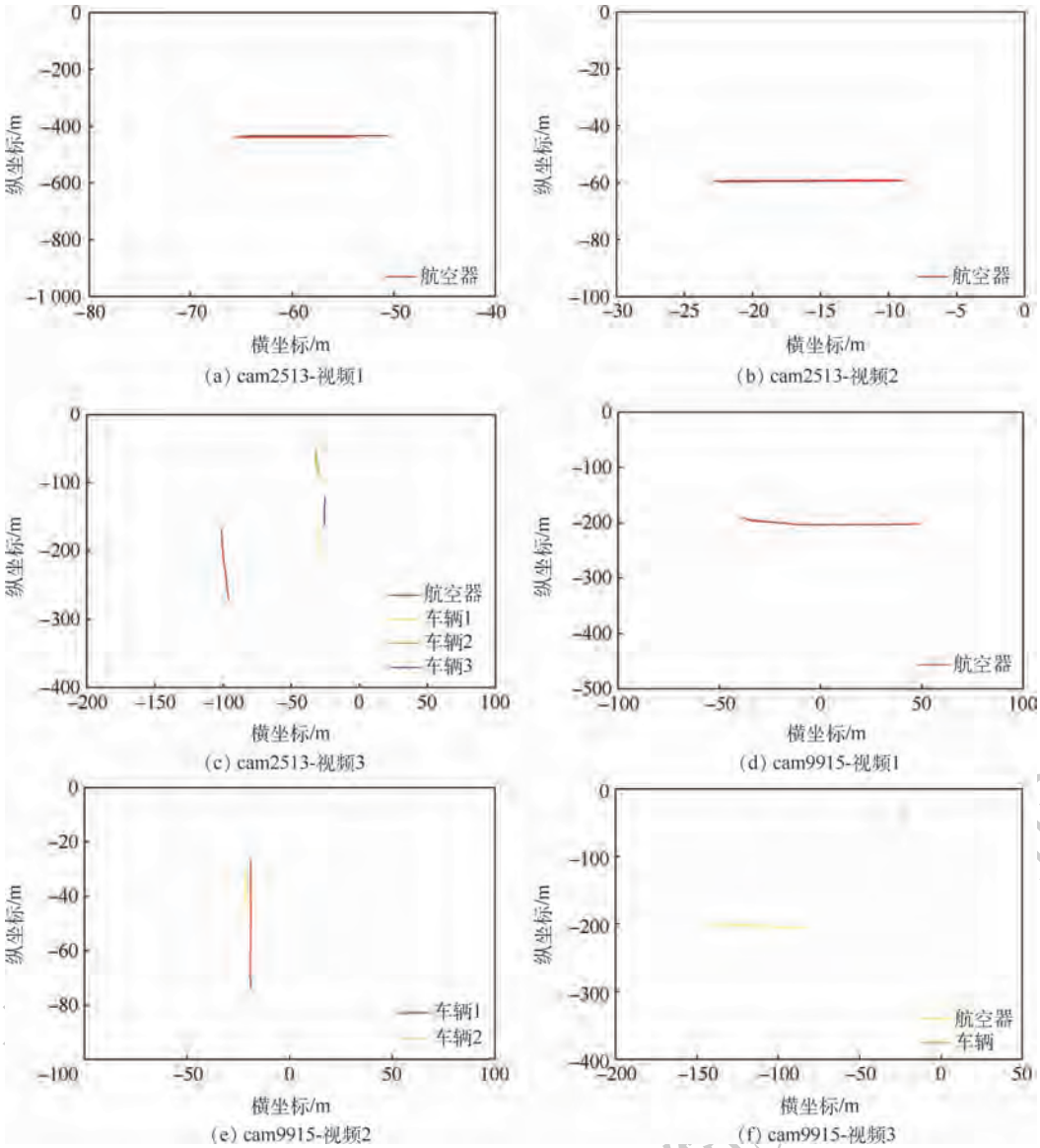


图 6 机场平面轨迹投影

Fig. 6 Trajectory projection on airport surface

出现 2 架航空器和 1 辆车,其中航空器 2 距离较远;第 150 帧左右,航空器 2 开始被航空器 1 遮挡,无法获得有效特征点轨迹,手动标记结果也存在一定误差。对于航空器 1,初始阶段本文方法对特征点的位置估计偏高,导致速度测量结果偏大;随后,受阴影内特征点影响,速度测量结果偏小;在能够检测到移动目标接地点后,本文方法的速度测量结果开始接近手动计算结果。受阴影内特征点的影响,本文方法对车辆的速度测量结果偏小。

与基于目标边界框的速度测量方法进行对比。基于目标边界框的速度测量方法,首先利用 YOLO 算法[18]在运动区域中检测移动目标,确定移动目标边界框,然后基于 ECO 跟踪算法[19]确定后续帧的边界框位置。由于利用数据集中的单目视觉图像无法确定边界框中心点高度,选择理想高度为零的下边界中心点计算目标运动速度。图 8 对比了 2 种速度测量方法的误差。图中根据移动目标经过地面标记点的时间与标记点间距确定参考速度,将测得速度与参考速度之差视为测量误差。每个移动目标的速度测量误差均值与方差如表 3 所示。与基于特征点的方法相比,基于目标边界框进行速度测量时,边界框在相邻图像帧的大小和位置易出现突变,平均测量误差通常较大且测量稳定性较差。图 8(a)、(d)中航空器和图 8(f)中航空器 2 均距离摄像机较远,边界框的影响尤为显著,难以获得有效的速度测量结果。此外,边界框大小频繁变化也导致图 8(c)中航空器与车辆 1 的速度测量误差出现较大幅度波动。

北航学报 赠阅

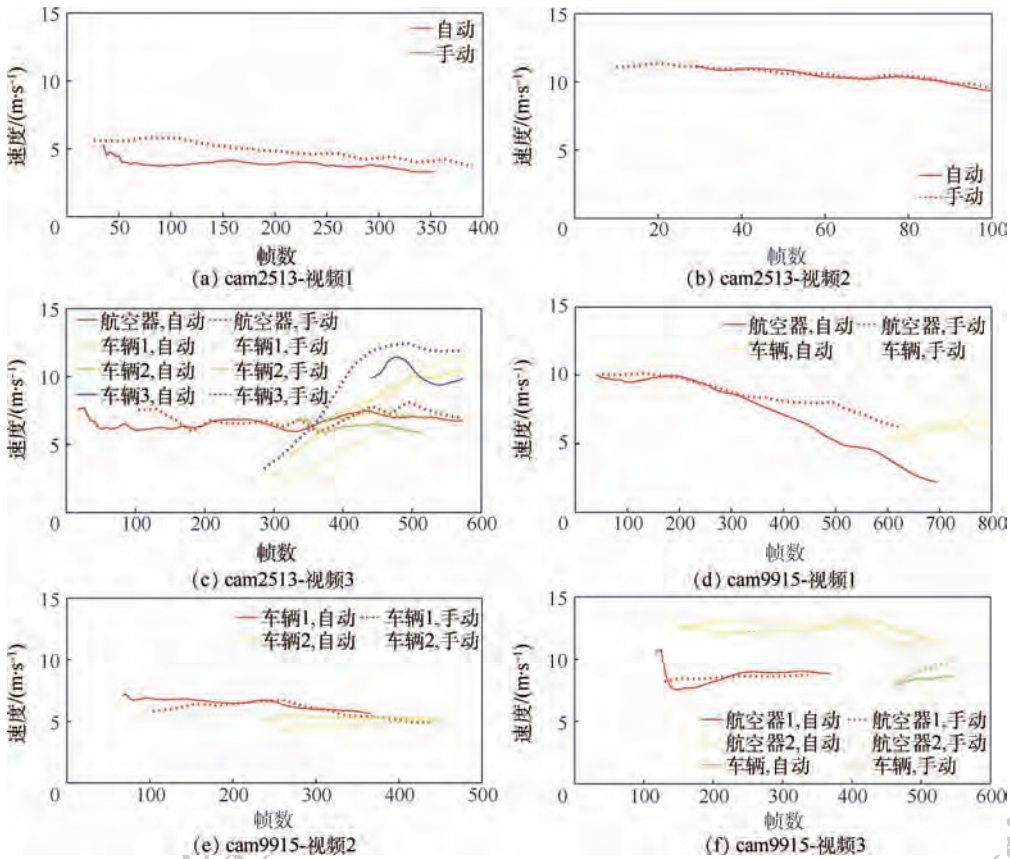


图 7　移动目标速度测量结果

Fig. 7　Moving object speed measurement results

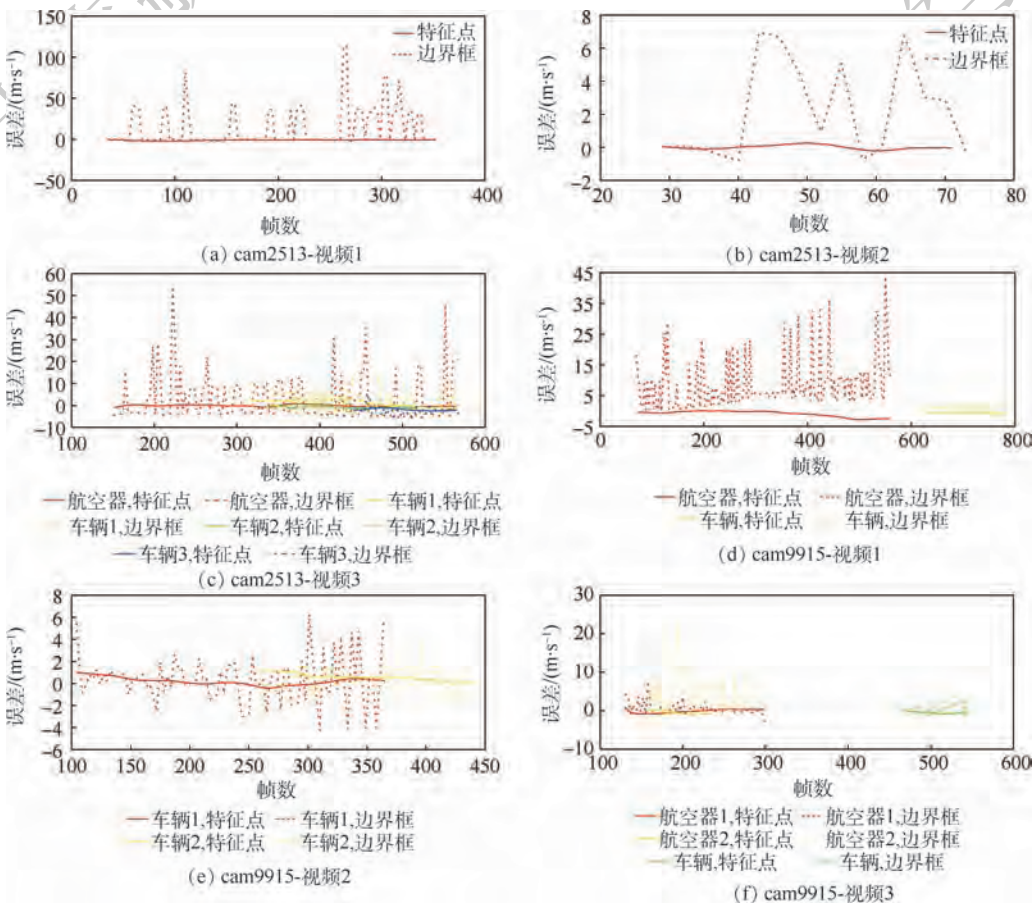


图 8　速度测量误差对比

Fig. 8　Comparison of speed measurement errors

北航学报 赠阅

表 3 移动目标速度测量误差均值与方差

Table 3 Mean and variance of speed measurement errors for moving objects

视频名称	移动目标	特征点		边界框	
		均值/(m·s^{-1})	方差/(m·s^{-1})^2	均值/(m·s^{-1})	方差/(m·s^{-1})^2
cam2513-视频 1	航空器	-1.1	0.3	13.8	600.4
cam2513-视频 2	航空器	0	0	2.4	8.7
cam2513-视频 3	航空器	-0.1	0.2	2.6	120.2
	车辆 1	1.2	2.4	2.0	25.3
	车辆 2	-0.8	0.1	-0.3	2.9
	车辆 3	-1.9	0.3	-2.3	5.2
cam9915-视频 1	航空器	-0.9	0.9	8.3	66.0
	车辆	-0.6	0	0.6	2.4
cam9915-视频 2	车辆 1	0.2	0.1	0.4	4.3
	车辆 2	0.6	0.1	0.4	1.3
cam9915-视频 3	航空器 1	-0.1	0.2	0.6	2.9
	航空器 2	-0.5	0.2	3.7	30.9
	车辆	-0.5	0.1	0.9	1.8

5 结 论

1）基于实际机场场面运行视频的仿真结果表明，当移动目标距离较近时，本文方法测速结果与手动标记测速结果基本一致，应用本文方法进行低视角速度测量是可行的。

2）与基于目标边界框的速度测量方式相比，本文基于特征点跟踪分析的方法在低视角速度测量的准确性与稳定性方面具有明显优势。

为使本文方法能够用于实际的机场场面视觉监视系统，仍需优化特征点跟踪分析的相关算法，减少特征点高度估计误差与阴影内特征点的影响，同时还需合理规划摄像机监视范围，并关联不同摄像机获取的信息。

参考文献（References）

[1] CERMENO E, PEREZ A, SIGUENZA J A. Intelligent video surveillance beyond robust background modeling[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 91: 138-149.

[2] 罗晓，卢宇，吴宏刚. 采用多视频融合的机场场面监视方法[J]. 电讯技术，2011，51(7)：128-132.
LUO X, LU Y, WU H G. A novel airport surface surveillance method using multi-video fusion[J]. Telecommunication Engineering, 2011, 51(7): 128-132(in Chinese).

[3] VIDAKIS D G, KOSMOPOULOS D I. Facilitation of air traffic control via optical character recognition-based aircraft registration number extraction[J]. IET Intelligent Transport Systems, 2018, 12(8): 965-975.

[4] LOPEZ-ARAQUISTAIN J, JARAMA A J, BESADA J A, et al. A new approach to map-assisted bayesian tracking filtering[J]. Information Fusion, 2019, 45: 79-95.

[5] 唐勇，胡明华，吴洪刚，等. 一种在机场视频中实现飞机自动挂标牌的新方法[J]. 江苏大学学报(自然科学版)，2013，34(6)：681-686.
TANG Y, HU M H, WU H G, et al. An automatical labeling aircraft method for airport video monitoring[J]. Journal of Jiangsu University(Natural Science Edition), 2013, 34(6): 681-686(in Chinese).

[6] SAIVADDI V, LU H L. Computer vision based surveillance concept for airport ramp operations[C]// Proceedings of 2013 IEEE/AIAA 32nd Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-35.

[7] LU H L, CHENG V H, TSAI J, et al. Airport gate operation monitoring using computer vision techniques[C]// Proceedings of 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2016: 1-12.

[8] DONADIO F, FREJAVILLE J, LARNIER S, et al. Artificial intelligence and collaborative robot to improve airport operations[C]// 14th International Conference on Remote Engineering and Virtual Instrumentation (REV). Berlin: Springer, 2018: 973-986.

[9] LU H L, KWAN J, FONG A, et al. Field testing of vision-based surveillance system for ramp area operations[C]// Proceedings of 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2018: 1-11.

[10] CHEN J, WEISZER M, STEWART P, et al. Toward a more realistic, cost effective and greener ground movement through active routing: Part 1-Optimal speed profile generation[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2016, 17(5): 1196-1209.

[11] KANHERE N K, BIRCHFIELD S T. Real-time incremental segmentation and tracking of vehicles at low camera angles using stable features[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2008, 9(1): 148-160.

[12] 詹昭焕，韩松臣，李炜，等. 基于倾向流和深度学习的机场运动目标检测[J]. 交通信息与安全，2019，37(1)：49-57.
ZHAN Z H, HAN S C, LI W, et al. A target detection method of moving objects at airport based on streak flow and deep learning[J]. Journal of Transport Information and Safety, 2019, 37(1): 49-57(in Chinese).

[13] BARNICH O, VAN DROOGENBROECK M. ViBe: A universal background subtraction algorithm for video sequences[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2011, 20(6): 1709-1724.

[14] ROSTEN E, PORTER R, DRUMMOND T. Faster and better: A machine learning approach to corner detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2010, 32(1): 105-119.

[15] ILG E, MAYER N, SAIKIA T, et al. FlowNet 2.0: Evolution of optical flow estimation with deep networks[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1647-1655.

[16] OCHS P, MALIK J, BROX T. Segmentation of moving objects by long term video analysis[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2014, 36(6): 1187-1200.

[17] TOLDO R, FUSIELLO A. Robust multiple structures estimation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

with J-linkage[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin:Springer,2008:537-547.

[18] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 779-788.

[19] DANELLJAN M, BHAT G, KHAN F S, et al. ECO: Efficient convolution operators for tracking[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 6638-6646.

作者简介:

张天慈　男,博士,讲师。主要研究方向:智能交通与新航行系统。

丁萌　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:机场场面监控,无人机导航、制导与控制,民用飞机航电系统适航技术。

钱小燕　女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:智能交通、机场场面监视技术、图像处理与分析。

Moving object speed measurement for low-camera-angle surface surveillance

ZHANG Tianci[1,*], DING Meng[2], QIAN Xiaoyan[2], ZUO Hongfu[2]

(1. College of Automobile and Traffic Engineering, Nanjing Forestry University, Nanjing 210037, China;
2. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: To build an effective airport surface visual surveillance system, a moving object speed measurement method based on long-term feature point tracking and analysis is proposed. First, the surveillance camera is calibrated using geographic features on the airport surface. Then, the feature points in motion regions of the images are continuously tracked via optical flow fields. On this basis, different moving objects are identified by clustering the feature point trajectories. Finally, the speeds of the moving objects are measured according to the heights and moving distances of the feature points. The proposed method can accurately measure the object moving speeds using low-camera-angle monocular video images obtained by cameras installed on the airport surface. Simulation studies are conducted based on the surface operation videos of Guangzhou Baiyun International Airport, which verify the feasibility and advantages of the proposed method for low-camera-angle speed measurement.

Keywords: airport surface surveillance; low camera angle; trajectory clustering; speed measurement; calibration

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-18; **Accepted**: 2019-07-05; **Published online**: 2019-07-18 10:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190717.1506.001.html

Foundation items: Joint Research Funds of National Natural Science Foundation of China and Civil Aviation Administration of China (U1633105); National Natural Science Foundation of China (61803199); Aeronautical Science Foundation of China (20170752008); Natural Science Foundation of Jiangsu Higher Education Institutions of China (19KJB580013)

* **Corresponding author**. E-mail: tczhang@njfu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0189

基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术

全下文载

陆婷婷[1,*], 李潇[1], 张尧[1], 阎岩[1], 杨卫东[2]

(1. 中国运载火箭技术研究院 研究发展部, 北京 100176;
2. 河南工业大学 粮食信息处理与控制教育部重点实验室, 郑州 450001)

摘 要: 空间探测任务中大量先验图像数据的缺乏,使得基于光学图像的态势感知和导航算法无法被有效定量测试和评估。针对此问题,提出了一种基于三维点云模型和射影变换基本理论的空间目标光学图像生成方法。在完成对空间目标三维点云模型和仿真摄像机模型构建基础之上,利用射影变换基本理论依次计算像平面所有像素点与空间目标三维点云模型空间点的对应关系,并基于 Lambertian 漫反射模型和相对应空间目标三维点云模型空间点的光照方向,得到所有像素点的灰度值,从而生成给定空间目标的光学图像。大量仿真实验表明:与传统的基于解析模型的仿真图像生成方法相比,所提的空间目标光学图像生成技术能够以更快的速度生成更加真实的仿真图像,且生成的仿真图像可以广泛应用于椭圆拟合、陨石坑检测、着陆器视觉导航、航天器交会对接、空间目标跟踪等典型空间应用算法的定性与定量评估。

关 键 词: 空间目标; 仿真图像; 点云模型; 射影变换; 人工智能
中图分类号: TP407.8; V423.6
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0274-13

随着空间探测技术的快速发展,世界各主要航天强国均开展了大量的空间探测活动,美国政府更是发布了重返月球并最终前往火星的太空政策指令。对于空间探测活动中执行交会对接、空间碎片清理、空间目标跟踪、行星软着陆等任务的空间飞行器而言,其通常需要利用自身携带的光学摄像机获取目标的光学图像,并利用计算机视觉、人工智能等技术手段从中提取目标的状态信息或者自身的位置和姿态信息[1-5]。这些视觉算法的设计、验证和评估需要以容量巨大(足以评估算法的泛化能力)、信息完备(必须包含拍摄图像的光学摄像机的内外参数信息)、种类多样(能够适应不同的探测任务)的光学图像数据集作为支撑。虽然当前在人工智能领域出现了大量可用的光学图像数据集,但这些数据集通常仅包含一些生活场景的图像,且每幅图像所能够提供的信息十分有限,无法有效应用于深空探测任务视觉算法的测试和评估。为此,亟需一种能够用于快速、高效生成空间目标光学图像的方法。

当前,国外许多空间探测机构都通过在地面建立半物理仿真实验室的方式获取空间目标光学图像。例如,为了有效模拟生成行星表面光学图像,欧洲航天局(ESA)[6]、德国宇航局[7]、加拿大NGC航空航天公司[8]等均搭建了行星表面半物理仿真实验室,利用大尺度平面沙盘模拟星体表面,利用机械臂携带的摄像机模拟导航摄像机。虽然利用这种半物理仿真实验室能够实现对各种导航控制算法的测试和验证,但实验室建设费用成本高,改造不灵活,并且构造的星体表面区域大小受到实验场地的限制,无法高效灵活实现对任何需求目标的图像的生成[9]。为此,大量研究机构和学者均开展了空间目标仿真图像全数字仿真

收稿日期: 2019-04-28; **录用日期**: 2019-07-05; **网络出版时间**: 2019-07-22 17:21
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190719.1652.001.html
* **通信作者**. E-mail: tingtingspring@163.com

引用格式: *陆婷婷, 李潇, 张尧, 等. 基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 274-286. LU T T, LI X, ZHANG Y, et al. A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 274-286 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

生成技术的研究。

英国邓迪大学在欧洲航天局的资助下开发了一套星体环境仿真模拟软件 PANGU[10],其利用真实数据或者合成数据对星体(火星、月球、水星及小行星等)自然地质环境进行建模,并能够实现对光学摄像机、激光雷达等传感器的建模,从而生成相应的仿真图像。PANGU 可以满足绝大多数的空间探测算法的研发与测试需求,但并不支持对航天飞机、卫星等空间目标仿真图像的生成能力,且 PANGU 是一个商业软件,收费昂贵,算法的具体实现原理和源代码均没有公开,在国内拥有 PANGU 软件的单位并不多。同时,PANGU 功能繁多,应用背景复杂,对于简单的视觉算法研发和快速验证效率不高。

除 PANGU 外,目前针对空间目标图像生成的研究主要以星体表面陨石坑生成为主[11-12]。这些方法主要基于解析方法对空间目标进行建模[13-14],并通过计算导航摄像机的光线反投影与空间目标解析模型的交点的方式生成空间目标光学图像,该过程涉及复杂的多元变量优化问题,求解过程效率低,容易陷入局部最优解,导致仿真图像无法有效生成。

因此,针对传统空间目标光学图像生成技术存在的模型复杂、求解效率低的问题,本文创新性地提出了一种基于三维点云模型和射影变换基本理论的空间目标(小行星、航天器、无人机、航天飞机等)光学图像生成技术,并利用大量仿真实验验证了所生成的仿真图像可以有效地被用于测试和评估空间探测任务中的态势感知、视觉导航等核心算法。

1　空间目标光学图像生成总体框架

本文提出的空间目标光学图像生成技术总体框架如图 1 所示,由仿真参数设置层、仿真图像生成层和仿真图像输出层构成。首先,在仿真参数设置层对仿真摄像机内参数和外参数进行设置,指定需要生成仿真图像的空间目标,并给定空间目标所处空间环境中的太阳光照方向。然后,在仿真图像生成层,基于仿真参数设置层提供的参数构建仿真摄像机模型和空间目标三维点云模型;并通过仿真摄像机像平面几何反投影计算得到投影图像中每个像素点与空间目标三维点云模型顶点的对应关系,再结合给定的太阳光照方向和投影图像中每个像素点对应的模型空间点处的法向量,计算投影图像中每个像素点的灰度值,该过程称为投影图像着色。最后,在仿真图像输出层得到空间目标光学图像。图 1 所示的仿真图像生成框架能够逼真地模拟摄像机“看”到的场景,从而为空间碎片清理、空间航天器交会对接、行星探测器软着陆等应用场景提供大量可用的光学图像数据集。

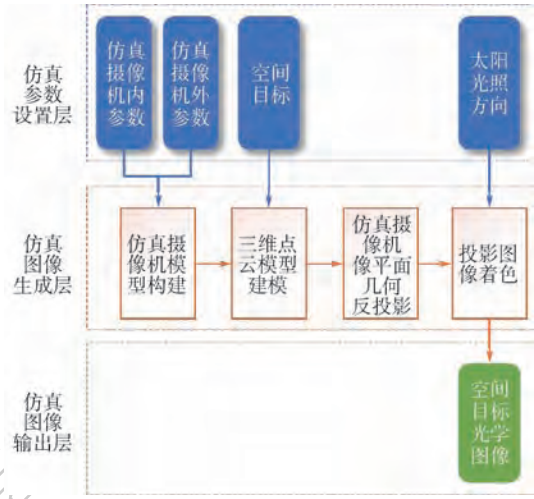


图 1　空间目标光学图像生成技术总体框架

Fig. 1　Overall framework of space object optical image generation technique

在空间目标光学图像生成技术总体框架中,仿真图像生成层是其核心所在,其中,仿真摄像机模型构建、仿真摄像机像平面几何反投影、投影图像着色是最核心的问题,也是本文关注的重点,而空间目标的三维点云模型构建可由 NASA 3D 模型资源网获取,所以本文对三维点云模型构建不进行详细分析。

2　仿真摄像机模型构建

空间目标光学图像生成技术总体框架中所使用的仿真摄像机模型为图 2 所示的针孔成像模型,该模型有效地表征了三维空间到二维平面的中心投影关系。为有效利用代数形式对该投影

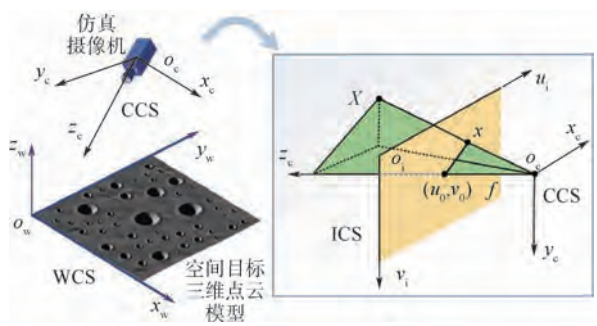


图 2　仿真摄像机模型及相关坐标系定义

Fig. 2　Simulated camera imaging model and definition of relevant coordinate systems

北航学报 赠阅

模型进行描述,先对仿真摄像机模型涉及的 3 个坐标系(世界坐标系、摄像机坐标系和图像坐标系)进行定义。世界坐标系(简记为 WCS)为空间目标所处的坐标系,其原点 o_w 位于空间某固定位置点,WCS 的 3 个坐标轴 x_w、y_w、z_w 分别指向 o_w 处的东、北、天方向。摄像机坐标系(简记为 CCS)的原点 o_c 位于仿真摄像机光心位置,其 z_c 轴与光轴重合,并指向仿真摄像机像平面,x_c 轴和 y_c 轴分别与仿真摄像机像平面的矩形边平行。图像坐标系(简记为 ICS)是定义在仿真摄像机像平面上的一个二维坐标系,其原点 o_i 位于图像像平面左下角,2 个坐标轴 u_i 和 v_i 分别与图像像平面的横向和纵向平行。

给定一个三维空间点 X,其在 WCS 中的齐次坐标为 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{WCS}}=[x \quad y \quad z \quad 1]^{\mathrm{T}}$,点 X 在仿真摄像机透视投影矩阵 $\boldsymbol{P}=\boldsymbol{K}[\boldsymbol{R} \quad \boldsymbol{t}]$ 的作用下被变换为图像点 x($\boldsymbol{t}$ 为平移向量,$\boldsymbol{R}$ 为三维旋转矩阵),并且点 x 在 ICS 中的齐次坐标为 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{ICS}}=[u \quad v \quad 1]^{\mathrm{T}}$,则 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{WCS}}$ 和 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{ICS}}$ 之间的关系可描述为

$$s\boldsymbol{x}_{\mathrm{ICS}}=\boldsymbol{P}\boldsymbol{X}_{\mathrm{WCS}}=\boldsymbol{K}[\boldsymbol{R} \quad \boldsymbol{t}]\boldsymbol{X}_{\mathrm{WCS}} \tag{1}$$

式中:s 为一个非零尺度因子,表征了空间点 X 的深度信息;矩阵 $\boldsymbol{K}$ 为仿真摄像机的内参数矩阵,其形式为

$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix} f & 0 & u_0 \\ 0 & f & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2}$$

其中:参数 f 为摄像机的焦距;$[u_0 \quad v_0]^{\mathrm{T}}$ 为仿真摄像机主点在 ICS 下的非齐次坐标;f、u_0 和 v_0 都以像素为量纲。

本文假定仿真摄像机的质量较好,不存在畸变,并且像素为长宽相等的矩形,所以 $\boldsymbol{K}$ 仅有3 个自由度,由此仿真摄像机得到的仿真图像尺寸为 $2u_0 \times 2v_0$。

式(1)中的平移向量 $\boldsymbol{t}$ 和三维旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$ 分别表征了 CCS 和 WCS 之间的位置和方位信息。其中,$\boldsymbol{t}$ 为 WCS 的原点 o_w 在 CCS 下的非齐次坐标;$\boldsymbol{R}$ 的 3 个列向量 $\boldsymbol{r}_1$、$\boldsymbol{r}_2$、$\boldsymbol{r}_3$ 分别为 WCS 的 3 个坐标轴 x_w、y_w、z_w 在 CCS 中的方向向量,利用 $\boldsymbol{R}$ 可以将 WCS 下的方向向量转换到 CCS 下。假定仿真摄像机光心 o_c 在 WCS 下的非齐次坐标为 $\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}}=[x_0 \quad y_0 \quad h]^{\mathrm{T}}$,$h$ 为 o_c 与 x_wy_w 平面的距离,$[x_0 \quad y_0]^{\mathrm{T}}$ 为 o_c 在 x_wy_w 平面的投影点的非齐次坐标。那么,$\boldsymbol{t}$ 和 $\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}}$ 具有如下关系:

$$\boldsymbol{t}=-\boldsymbol{R}\cdot\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}} \tag{3}$$

此时,可以得到仿真摄像机透视投影矩阵 $\boldsymbol{P}$ 的另外一种形式:

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{K}[\boldsymbol{R} \quad -\boldsymbol{R}\cdot\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}}] \tag{4}$$

基于仿真摄像机模型,得到仿真摄像机成像基本流程,如图 3 所示。

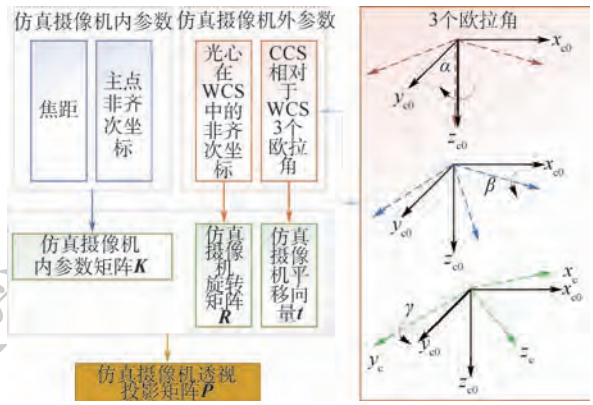


图 3 仿真摄像机模型构建基本流程

Fig. 3 Basic process for constructing simulated camera imaging model

首先,设定仿真摄像机的焦距 f 及像平面主点的非齐次坐标 $[u_0 \quad v_0]^{\mathrm{T}}$,并利用式(2)得到仿真摄像机的内参数矩阵 $\boldsymbol{K}$。

然后,给定仿真摄像机光心 o_c 在 WCS 下的非齐次坐标 $\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}}=[x_0 \quad y_0 \quad h]^{\mathrm{T}}$ 及仿真摄像机的 CCS 相对于 CCS_0 的 3 个欧拉角 α、β、γ,规定由 CCS_0 向 CCS 的转动按照 z-x-y 顺序(见图 3)。CCS_0 是为了使 3 个欧拉角 α、β、γ 具有更加明显的几何意义而引入的中间坐标系,CCS_0 的原点与 CCS 相同,3 个坐标轴 x_{c0}、y_{c0} 和 z_{c0} 分别指向 x_w、$-y_w$ 和 z_w 方向。那么,仿真摄像机旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$ 和平移向量 $\boldsymbol{t}$ 分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{R}=\boldsymbol{R}_y\boldsymbol{R}_x\boldsymbol{R}_z\boldsymbol{R}_0 \\ \boldsymbol{t}=-\boldsymbol{R}\cdot\boldsymbol{o}_{\mathrm{WCS}} \end{cases} \tag{5}$$

式中:

$$\boldsymbol{R}_0=\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{R}_z=\begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{R}_x=\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & \sin\beta \\ 0 & -\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{R}_y=\begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \tag{9}$$

北航学报 赠阅

3　仿真摄像机像平面几何反投影

仿真摄像机像平面几何反投影的根本目的是找到投影图像中每个像素点与空间目标三维点云模型之间的对应关系。其中,空间目标三维点云模型由一组属于该目标表面的空间点构成,并且3个点构成一个三角面片,图4给出了一个典型空间目标(月球表面某区域)三维点云模型。可以看到,该模型的基本构成元素为点和三角面片,这种模型不具有解析形式。

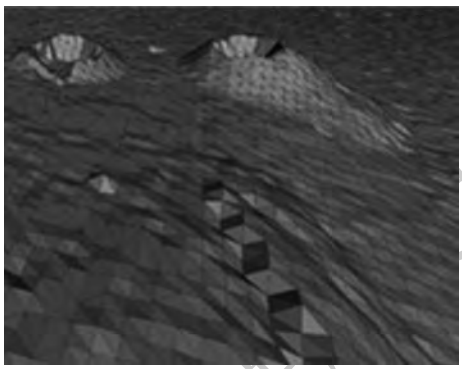


图4　月球表面三维点云模型示意图

Fig. 4　Schematic diagram of 3D point cloud model of lunar surface

实际上,仿真摄像机对空间模型成像的过程就是将空间三维点云模型投影到仿真摄像机二维图像平面上的过程,并且只有落入仿真摄像机视场范围内的模型部分才会被投影到图像平面。另外,三维点云模型的不同区域可能会被投影到像平面的某一个相同区域,该区域呈现的是距离仿真摄像机光心最近的那部分模型。

基于以上思想,仿真摄像机像平面几何反投影的基本思路为:给定图像上某个像素点 q,首先,计算像素点 q 的反投影光线;然后,计算该反投影光线与空间三维点云模型的所有可能交点;最后,将距离仿真摄像机光心最近的那一个交点确定为图像点 q 对应的模型空间点 Q。由于三维点云模型的表面是由一系列三角面片构成的,所以几何反投影仅涉及反投影光线与空间三角面片的交点,下面给出具体方法。

对于图像上的像素点 q,为了高效计算其所对应的模型空间点,先排除不可能与像素点 q 的反投影线 $o_c q$ 相交的三角面片,再计算 $o_c q$ 与所有可能与其相交的三角面片的交点,则距离仿真摄像机光心最近的那一个交点即为像素点 q 对应的空间点 Q。

为了排除不可能与反投影线$o_c q$相交的三角面片,应先将三维空间中所有三角面片投影到图像平面上,得到图像三角面片,再利用图像三角形的外接矩形排除不可能包含点 q 的图像三角形。如图5所示,以点 a、b、c 为顶点的图像三角形 $\triangle abc$ 为例,其外接矩形 $D_1D_2D_3D_4$ 的4个顶点 D_1、D_2、D_3、D_4 的非齐次坐标分别定义为

$$\begin{cases} \bar{\boldsymbol{D}}_1 = [\min\{x_a,x_b,x_c\} \quad \min\{y_a,y_b,y_c\}]^{\mathrm{T}} \\ \bar{\boldsymbol{D}}_2 = [\max\{x_a,x_b,x_c\} \quad \min\{y_a,y_b,y_c\}]^{\mathrm{T}} \\ \bar{\boldsymbol{D}}_3 = [\max\{x_a,x_b,x_c\} \quad \max\{y_a,y_b,y_c\}]^{\mathrm{T}} \\ \bar{\boldsymbol{D}}_4 = [\min\{x_a,x_b,x_c\} \quad \max\{y_a,y_b,y_c\}]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{10}$$

式中:$[x_a,y_a]^{\mathrm{T}}$、$[x_b,y_b]^{\mathrm{T}}$、$[x_c,y_c]^{\mathrm{T}}$ 分别为点 a、b、c 的非齐次坐标;max{ }和 min{ }分别表示求取给定集合中所有元素的最大值和最小值。

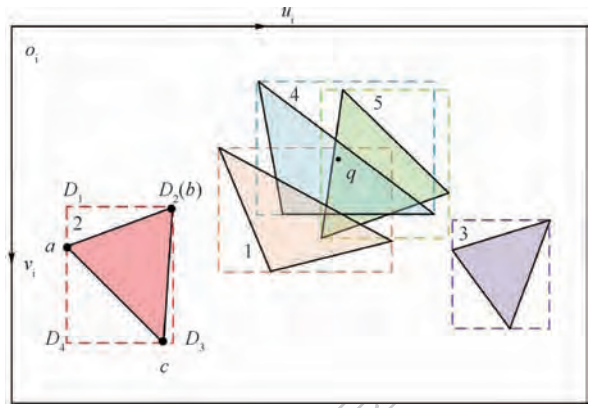


图5　图像三角面片及其外接矩形

Fig. 5　Imaged triangle patch and its circumscribed rectangle

对于像素点 q,如果它没有落入矩形 $D_1D_2D_3D_4$(通过简单的坐标比较即可判断得到),就一定不可能被图像三角形 $\triangle abc$ 包含。对于图5所给出的示例,由于矩形框2、3并不包含像素点 q,则 q 一定不会落入图像三角形2、3中,而像素点 q 落入了矩形框1、4、5中,那么,图像三角形1、4、5可能会包含像素点 q。

利用凸锥的性质[15]对图像三角形是否会包含像素点 q 进行判断。仍以图5中的图像三角形 $\triangle abc$ 为例,其3个顶点的齐次坐标分别为 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{h}} = [x_a,y_a,z_a]^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{h}} = [x_b,y_b,z_b]^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{c}_{\mathrm{h}} = [x_c,y_c,z_c]^{\mathrm{T}}$,由这3个齐次坐标向量的非负组合构成的集合 $\boldsymbol{\Omega}$ 是一个凸锥。如果像素点 q 位于 $\triangle abc$ 内部(包括顶点和边),其齐次坐标向量 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 一定可以由齐次坐标向量 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{c}_{\mathrm{h}}$ 非负线性表示;反之,如果齐次坐标向量 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 不能由齐次坐标向量 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{c}_{\mathrm{h}}$ 非负线性表示,那么点 q 一定位于 $\triangle abc$ 外部。所以,为了判别点 q 是否位于 $\triangle abc$ 内部,应先计算齐次坐标 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 由齐次坐标向量 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{c}_{\mathrm{h}}$ 的线性表出系数向量 $\boldsymbol{\lambda}$,如果 $\boldsymbol{\lambda}$ 中存在小于零的元素,则

北航学报 赠阅

点 q 一定位于△abc 外部。$\boldsymbol{\lambda}$ 的计算方式为

$$\boldsymbol{\lambda} = [\boldsymbol{a}_{\mathrm{h}} \quad \boldsymbol{b}_{\mathrm{h}} \quad \boldsymbol{c}_{\mathrm{h}}]^{-1}\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}} \tag{11}$$

对于图 5 中图像三角形 1，由它的 3 个顶点构造的凸锥并不包含点 q，所以，像素点 q 一定不会落在图像三角形 1 中，从而，像素点 q 的反投影线 $o_{\mathrm{c}}q$ 只可能与图像三角形 4、5 对应的空间三角面片相交。

假设图像三角形△abc 包含像素点 q，且其齐次坐标向量 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}} = [u_q \quad v_q \quad 1]^{\mathrm{T}}$，需要计算点 q 反投影线 $o_{\mathrm{c}}q$ 与△abc 对应的空间三角面片△ABC 的交点 Q。空间三角面片△ABC 的 3 个顶点 A、B、C 在 WCS 下的齐次坐标分别为 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{WCS}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{WCS}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{WCS}}$，则根据式(1)所描述的仿真摄像机模型，可以得到这 3 个空间点在 CCS 下的齐次坐标 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{CCS}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{CCS}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{CCS}}$ 为

$$[\boldsymbol{A}_{\mathrm{CCS}} \quad \boldsymbol{B}_{\mathrm{CCS}} \quad \boldsymbol{C}_{\mathrm{CCS}}] = \begin{bmatrix} \boldsymbol{R} & \boldsymbol{t} \\ \boldsymbol{0}^{\mathrm{T}} & 1 \end{bmatrix} [\boldsymbol{A}_{\mathrm{WCS}} \quad \boldsymbol{B}_{\mathrm{WCS}} \quad \boldsymbol{C}_{\mathrm{WCS}}] \tag{12}$$

从而，由空间点 A、B、C 所张成的平面 ABC 的法向量 $\boldsymbol{n}$ 在 CCS 下的非齐次坐标为

$$\bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}} = \begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} \\ \bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} \\ \bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -1 \\ -1 \\ -1 \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{CCS}}$、$\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{CCS}}$、$\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{CCS}}$ 分别为点 A、B、C 在 CCS 下的非齐次坐标。所以，平面 ABC 在 CCS 下的齐次坐标为 $[\bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} \quad 1]^{\mathrm{T}}$。

对于像素点 q，其在 CCS 下的非齐次坐标为

$$\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}} = \boldsymbol{K}^{-1} \begin{bmatrix} u_q \\ v_q \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_q - u_0 \\ v_q - v_0 \\ f \end{bmatrix} \tag{14}$$

那么，反投影线 $o_{\mathrm{c}}q$ 在 CCS 下的 Plucker 坐标 $\boldsymbol{L}_{oq}$ 为[16]

$$\boldsymbol{L}_{oq} = \boldsymbol{q}_{\mathrm{CCS}}\boldsymbol{o}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{o}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{CCS}} \tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{q}_{\mathrm{CCS}} = [\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}} \quad 1]^{\mathrm{T}}$ 为像素点 q 在 CCS 下的齐次坐标；$\boldsymbol{o}_{\mathrm{ccs}} = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$ 为仿真摄像机光心 o_{c} 在 CCS 下的齐次坐标。那么，反投影线 $o_{\mathrm{c}}q$ 与平面 ABC 的交点 Q 在 CCS 下的齐次坐标为

$$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{CCS}} = \boldsymbol{L}_{oq} \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}} \\ 1 \end{bmatrix} \tag{16}$$

分别将式(12)～式(15)代入式(16)，并进行整理，可以得到

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{CCS}} = \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}} \\ -\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}} \end{bmatrix} \tag{17}$$

那么，点 Q 在 CCS 下的非齐次坐标为

$$\bar{\boldsymbol{Q}}_{\mathrm{CCS}} = \frac{\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}}{-\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}}} \tag{18}$$

空间点 Q 和仿真摄像机光心 o_{c} 之间的距离 d 为

$$d = \|\bar{\boldsymbol{Q}}_{\mathrm{CCS}}\| = \frac{\|\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}\|}{|\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{CCS}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{CCS}}|} \tag{19}$$

式中：符号‖·‖和|·|分别表示求取向量长度和求取标量绝对值。

4 投影图像着色

在仿真摄像机像平面几何反投影阶段，已经获得了仿真图像平面每个像素点与模型空间点的对应关系，为了得到最终的空间目标光学图像，需要为像平面每个像素点赋予一个灰度值，这一过程即为图像着色。每个像素点的灰度值可以由其相应的模型空间点的辐射热能确定，这主要取决于太阳光照方向、空间模型法向量方向及材料的光学性质[17]。

太阳光照方向会对空间目标光学图像的光照强度和阴影方向产生影响，所以，必须充分分析太阳的光照方向。本文使用平行光模拟空间目标所处环境中的太阳光照，每条光线都来自于无穷远处，并且具有相同的传播方向。规定太阳光线的方向向量是一个与太阳光线实际传播方向相同的向量 $\boldsymbol{s}$，其主要由 2 个参数决定：太阳高度角 η 和太阳方位角 θ，它们的几何意义如图 6 所示。太阳高度角指太阳光照方向与 WCS 的 $x_{\mathrm{w}}y_{\mathrm{w}}$ 平面的夹角，这里设定取值范围为[0°,90°]；方位角指在 $x_{\mathrm{w}}y_{\mathrm{w}}$ 平面上，由轴 y_{w} 顺时针转至太阳光照方向在 $x_{\mathrm{w}}y_{\mathrm{w}}$ 平面的投影线所经过的角度(即 WCS 原点 o_{w} 处的北偏东方向)，取值范围为[0°,360°]。那么，在 WCS 中，太阳光线的方向向量 $\boldsymbol{s}$ 为

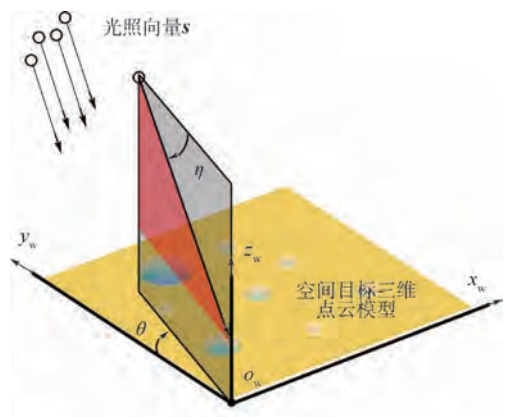


图 6 太阳高度角和方位角示意图

Fig. 6 Schematic diagram of solar elevation and azimuth

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{s}=\begin{bmatrix}\cos\eta\sin\theta\\ \cos\eta\cos\theta\\ -\sin\eta\end{bmatrix} \tag{20}$$

除了太阳光照外,本文忽略了其他光照(如环境光照)的影响,并认为所有接收不到太阳光照的区域灰度值均为零。对于能够接收到光照的模型空间点,利用仅含有漫反射(Lambertian 漫反射模型[17])分量的光照模型计算其光照强度。具体地,对于像素点 q 所对应的模型空间点 Q,其辐射能量 i_q 为

$$i_q=-\zeta\left(\frac{\boldsymbol{n}_Q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}}{\|\boldsymbol{n}_Q\|\cdot\|\boldsymbol{s}\|}\right) \tag{21}$$

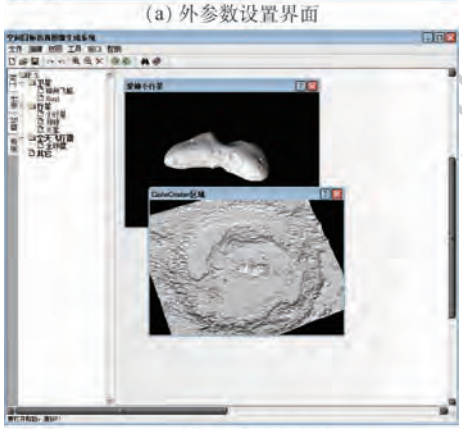
式中:参数 ζ 为控制辐射能量取值的系数;$\boldsymbol{n}_Q$ 为空间目标三维点云模型在点 Q 处的法向量。

5　仿真实验

本节通过仿真实验手段对提出的基于三维点云模型的空间目标光学图像生成算法的有效性进行验证。整个仿真过程在具有 Windows10 操作系统的台式计算机上完成。为了使得空间图像仿真系统便于操作,根据本文算法开发了空间目标仿真图像生成系统软件,该软件的具体示意图如图 7所示,整个仿真实验过程中,均利用该软件实现仿真图像的生成。



(a) 外参数设置界面



(b) 已有工程显示界面

图 7　空间目标仿真图像生成系统软件示意图

Fig. 7　Schematic diagram of software of space object simulated image generation system

在整个实验过程中,始终使用相同的仿真摄像机,不改变仿真摄像机内参数,令仿真摄像机焦距 $f=700$ 像素,像平面主点为 $(u_0,v_0)=(320$ 像素,240 像素),图像分辨率为 640 × 480,而仿真摄像机外参数和太阳光照方向将随着具体实验内容的不同而被设置为不同取值。对于空间目标的三维点云数据,实验将使用 NASA 3D 模型资源网提供的各种空间目标模型作为输入,图 8 分别给出了 Triana 卫星、某航天飞机等典型空间目标三维点云模型。

为了有效评价本文提出的空间目标光学图像生成技术所产生的图像的真实性和有效性,设计了 3 组实验,如图 9 所示。首先,利用本文算法产生典型空间目标的光学图像,从视觉效果上对本文算法进行评估;然后,分析仿真参数取值的不同对本文算法的影响;最后,分别将基于本文算法生成的仿真图像应用于椭圆拟合、着陆器视觉导航、航天器交会对接、陨石坑检测、空间目标跟踪等典型空间探测任务中,通过评估相应任务完成的优劣实现对本文算法的评估。



(a) Triana 卫星　　(b) 航天飞机

图 8　典型空间目标三维点云模型

Fig. 8　Three-dimensional point cloud model of typical space objects

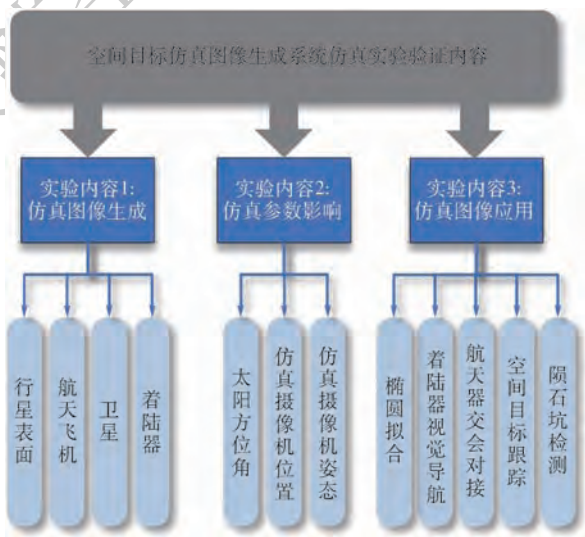


图 9　仿真实验验证内容

Fig. 9　Verified concepts of simulation experiments

北航学报 赠阅

5.1 仿真图像生成

在仿真图像生成实验中,利用本文提出的空间目标光学图像生成技术分别产生行星表面、航天飞机、卫星、着陆器等典型空间目标的仿真图像,从视觉角度定性实现对本文算法的评估。

首先,分别生成 Vesta 小行星[18]和 Eros 小行星[19]的仿真图像,实验结果如图 10 所示,其中,星体表面的真实图像分别来自于美国今日太空网[20]和行星学会[21]。

由于仿真摄像机与获取真实图像的真实摄像机具有不同的拍摄视角和成像光照条件(包括太阳光照强度和太阳光照方向),所得到的仿真图像和真实图像所对应的行星表面区域并不完全一致。为便于分析,分别在图 10 所示的仿真图像和真实图像中利用椭圆形曲线标注了两者存在重合的区域,并统计在重合区域内仿真图像和真实图像所包含的陨石坑的对应关系。图 10 中利用直线连接了仿真图像和真实图像中的相对应陨石坑。根据结果可以看到,在仿真图像和真实图像的重合区域(即对应于行星表面的同一个区域),仿真图像与真实图像所包含的典型陨石坑数量和相对之间的构型完全一致,从而有效地说明了本文算法可以生成逼真度较高的小行星图像。

然后,分别基于不同的仿真条件生成航天飞机、Aurora 卫星、Triana 卫星、阿波罗着陆器、全球鹰无人机的仿真图像,实验结果如图 11 所示,(a)~(e)分别给出了相应模型在不同的仿真摄像机外参数条件下生成的仿真图像结果,可以看到,本文算法可以生成逼真度较高的空间目标仿真图像。

另外,为了分析本文算法与解析算法[11]之间的性能差异,分别利用这 2 种算法生成包含多个陨石坑的星体表面图像,从视觉和算法运行时间 2 个方面对比 2 种算法。实验结果如图 12 所示,根据实验结果可见,本文算法生成的图像具有更好的真实性和普适性,在视觉效果上更接近于真实空间目标图像,并且其运行速度要快于解析算法。这是因为三维点云模型主要由大量三角面片构成,在计算光线与模型交点时,只涉及到直线和平面的交点,而基于三维解析模型的算法需要多次计算光线和二维曲面的交点。

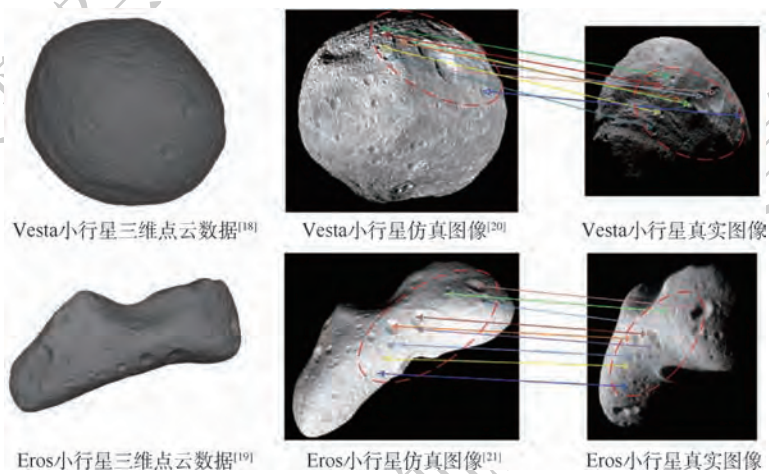


图 10 本文算法生成的 Vesta 小行星和 Eros 小行星仿真图像与真实图像对比

Fig. 10 Comparison between simulated images generated by proposed algorithm and true images of Vesta asteroid and Eros asteroid

5.2 仿真参数影响

本节实验主要分析不同仿真参数对空间目标光学图像生成技术的影响。具体地,分别讨论太阳光照方向、仿真摄像机与空间目标三维点云模型之间距离、仿真摄像机姿态等参数对仿真图像生成的影响。实验所使用的空间目标三维点云模型为 NASA 3D 模型资源网公布的灶神星北半球的 Snowman 陨石坑区域模型,该区域的数据由美国黎明号行星探测器获取。图 13(a)给出了 Snowman 陨石坑区域的三维点云模型及仿真摄像机的模型,图 13(b)给出了黎明号行星探测器对 Snowman 陨石坑区域的真实成像结果,该图像来自于 NASA 的图像库。

首先,分析太阳光照方向对本文算法的影响。固定仿真摄像机外参数,令仿真摄像机光心在 WCS 下的非齐次坐标为$[-50,-70,275]^{\mathrm{T}}$ m,CCS 三个坐标轴的欧拉角分别为:$\alpha=5°$、$\beta=7°$、$\gamma=6°$。利用该仿真摄像机生成 9 幅陨石坑仿真图像,每幅图像对应的太阳高度角和方位角依次为{(10°,10°),(20°,20°),…,(90°,90°)}(变化间隔为(10°,10°)),从而模拟太阳光照方向的变化,实验结果如图14所示。可以看到,随着太

北航学报 赠阅

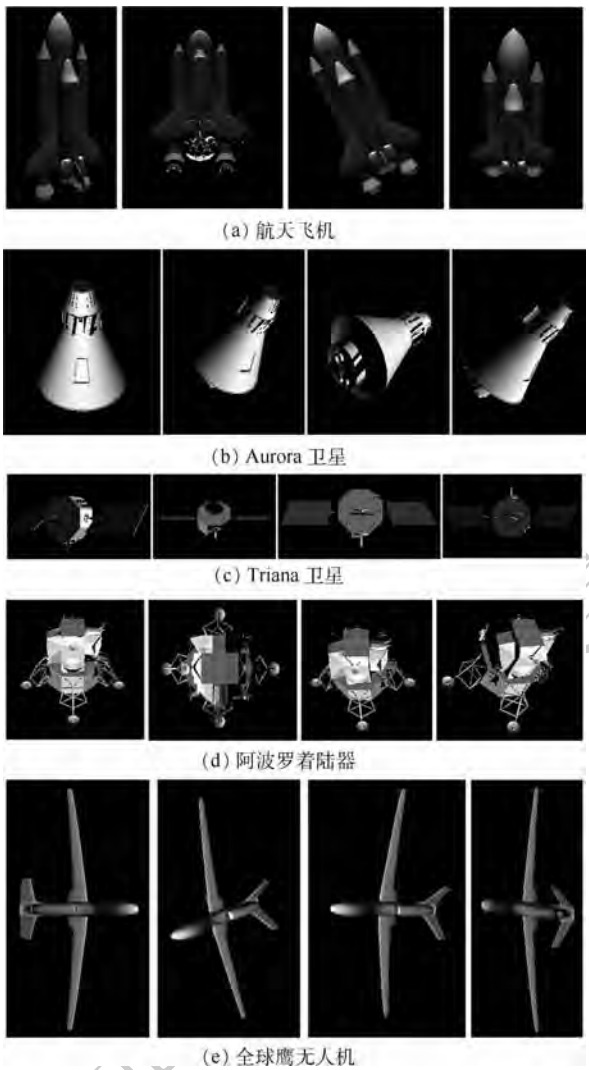


图 11　空间目标仿真图像生成实验结果

Fig. 11　Experimental results of simulation image generation of space objects

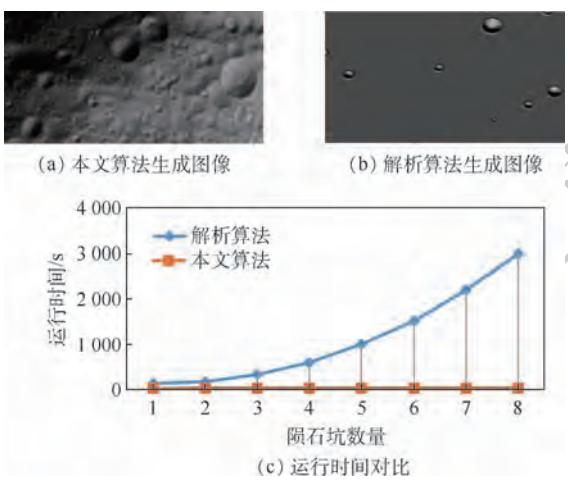


图 12　不同算法仿真图像生成对比实验结果

Fig. 12　Comparison of experimental results of simulation image generation between different algorithms

阳高度角的增加,陨石坑图像的灰度值逐渐增加,对比度变弱,而太阳方位角仅影响导航图像中的阴影方向。

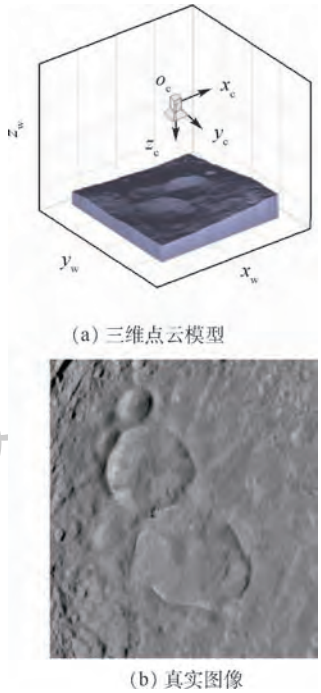


图 13　Snowman 陨石坑区域三维点云模型及真实图像

Fig. 13　Three-dimensional point cloud model and true image of Snowman crater area

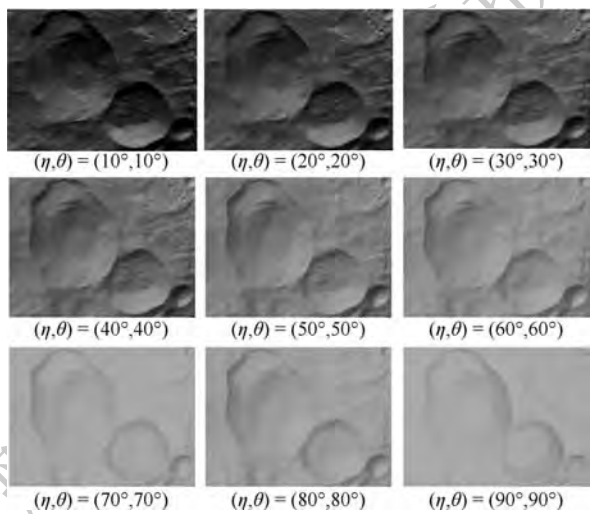


图 14　陨石坑仿真图像与太阳光照方向关系实验结果

Fig. 14　Experimental results of relationship between crater simulated image and sunlight illumination direction

然后,讨论仿真摄像机高度对本文算法的影响。实验中,固定太阳光照方向和除仿真摄像机光心高度外的其他所有仿真摄像机外参数。令 $\eta = 45°$, $\theta = 45°$, CCS 三个坐标轴的欧拉角分别为:$\alpha = 20°$、$\beta = 5°$、$\gamma = 2°$,仿真摄像机光心在 WCS 下的非齐次坐标为$[-50\ \text{m}, -70\ \text{m}, h]^{\mathrm{T}}$,产生 8 幅仿真图像,每幅图像的光心高度 h 分别取 {500 m,450 m,…,150 m}(取值间隔为 50 m)。实

北航学报 赠阅

验结果如图 15 所示,从图像序列可以看到,仿真图像有效模拟了着陆器的着陆过程。随着仿真摄像机距离星体表面越来越近,出现在仿真摄像机像平面上的星体表面区域范围变得越来越小,但相应的图像陨石坑尺寸越来越大。应该注意,在仿真摄像机距离星体表面距离较远时,其视场内包含的星体表面区域较大,超出了给定的三维点云模型,所以图 15 中的前几幅图像中会出现部分黑色区域。

最后,验证仿真摄像机姿态的变化对本文算法的影响。与前 2 组实验相似,本组实验将固定太阳的光照方向和除 z_c 轴的欧拉角 α 之外的其他所有仿真摄像机外参数。令 $\eta=45°$,$\theta=45°$,x_c 轴和 y_c 轴的欧拉角分别为 $\beta=5°$ 和 $\gamma=2°$,仿真摄像机光心在 WCS 下的非齐次坐标为[0 m,0 m,200 m]^T,产生 11 幅图像,每幅图像对应的 z_c 轴的欧拉角 α 分别取{30°,60°,…,330°}(取值间隔为 30°)。图 16 给出了实验结果,图像序列模拟了仿真摄像机绕 z_c 轴进行的一组 360°偏航运动的操作,由于每幅图像的光照方向完全一致,它们的阴影方向和灰度值分布基本相同。

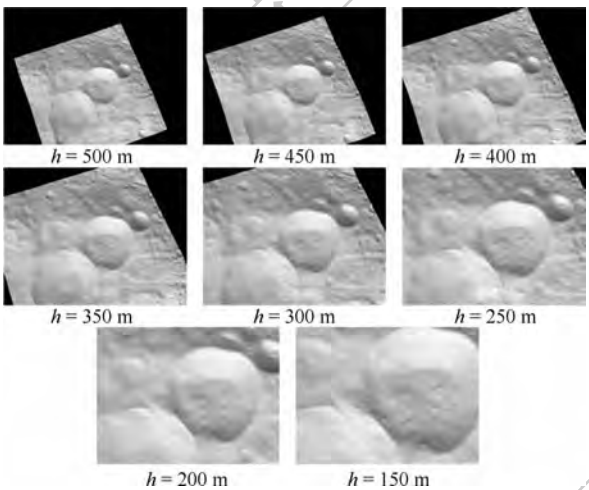


图 15 陨石坑仿真图像与仿真摄像机高度关系实验结果

Fig. 15 Experimental results of relationship between crater simulated image and simulated camera height

5.3 仿真图像应用

在仿真图像应用实验中,利用本文提出的空间目标光学图像生成技术产生陨石坑仿真图像、卫星仿真图像和行星表面仿真图像,并应用于椭圆拟合、着陆器视觉导航、航天器交会对接、陨石坑检测、空间目标跟踪等典型应用场景,通过将实验结果与各应用场景原始实验结果进行对比,实现对本文算法的验证。

首先,分别生成月球 Snowman 陨石坑区域(2 个视角)、Aurora 卫星、神舟飞船仿真图像,结果如图 17 所示。利用文献[22]所提方法对图 17(a)、(b)中的仿真图像进行椭圆拟合,利用文献[23]所提方法对图 17(c)、(d)中的仿真图像进行椭圆拟合,拟合结果如图 17 中的椭圆曲线所示。可以看到,仿真图像中的典型椭圆均被正确拟合,从而有效验证了本文算法对椭圆拟合算法验证的可靠性和准确性。

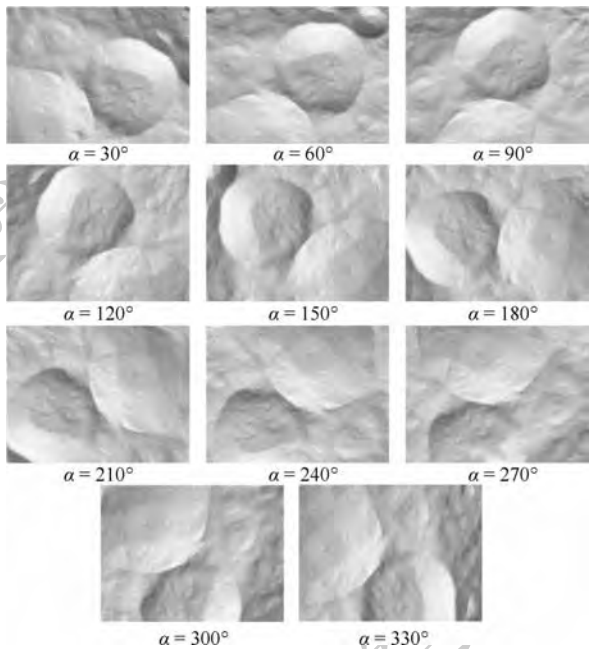


图 16 陨石坑仿真图像与仿真摄像机姿态关系实验结果

Fig. 16 Experimental results of relationship between crater simulated image and simulated camera attitude

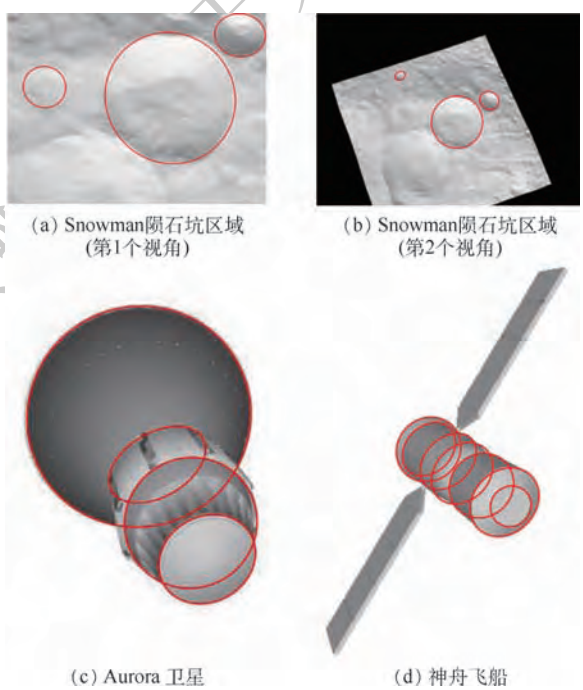


图 17 椭圆拟合算法验证实验结果

Fig. 17 Experimental results of ellipse fitting algorithm verification

北航学报 赠阅

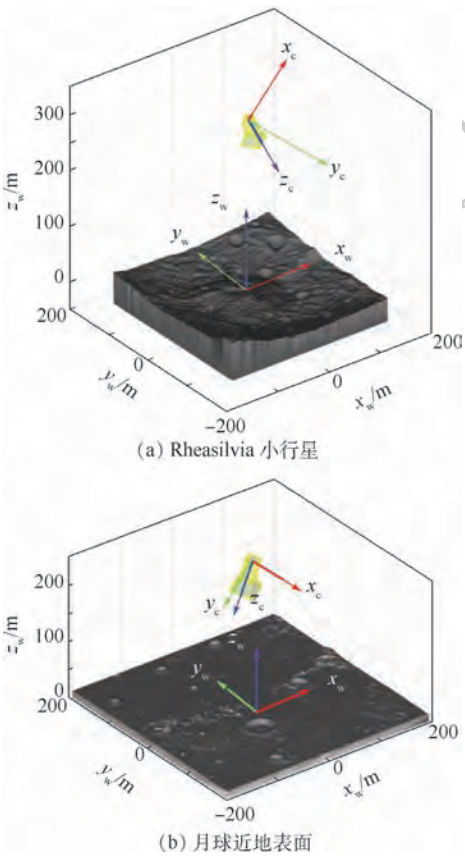
其次,生成 Rheasilvia 小行星、月球近地表面仿真图像,并利用生成的图像对基于陨石坑的着陆器视觉导航算法[24]进行验证,具体的实验结果如图 18所示,相应的导航算法位置和姿态计算误差如表 1 所示。可以看到,着陆器视觉导航算法[24]能够精确地实现基于仿真图像的着陆阶段视觉导航信息获取,并且与原文的评估结果基本一致,从而有效验证了本文算法的有效性。

再次,生成 Triana 卫星和 Aurora 卫星仿真图像,并利用生成的仿真图像验证航天器交会对接算法[25]的有效性。基于仿真图像计算得到的空间飞行器导航信息结果如图 19 所示,相应的位置和姿态解算误差如表 2 所示,与航天器交会对接算法的原始实验结果基本一致,从而验证了本文算法对航天器交会对接算法验证的可靠性和有效性。

然后,利用本文算法生成仿真图像构造陨石坑图像数据集和空间飞行器图像数据集,其中,陨石坑图像数据集包括 12000 个样本(6000 个正样本和 6000 个负样本),空间飞行器图像数据集包括 24000 个样本(4 种不同类型飞行器)。分别基于深层神经网络方法[26]和 AdaBoost 方法[27]构造陨石坑分类器和飞行器分类器,利用训练数据实现对分类器模型的训练,并利用测试数据集实现对算法的验证。为了比较不同算法的精度,本文利用查准率 P、查全率 R 和 F1 来评估算法的泛化能力,它们是分类问题中最常用性能度量。

$$P = \frac{\mathrm{TP}}{\mathrm{TP} + \mathrm{FP}} \tag{22}$$

$$R = \frac{\mathrm{TP}}{\mathrm{TP} + \mathrm{FN}} \tag{23}$$

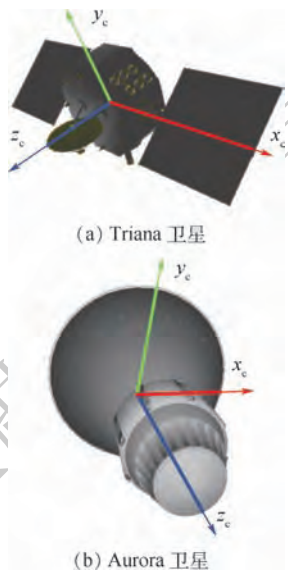


(a) Rheasilvia 小行星

(b) 月球近地表面

图 18　着陆器视觉导航算法验证实验结果

Fig. 18　Experimental results of lander visual navigation algorithm verification



(a) Triana 卫星

(b) Aurora 卫星

图 19　航天器交会对接算法验证实验结果

Fig. 19　Experimental results of spacecraft rendezvous and docking algorithm verification

表 1　着陆器视觉导航算法验证实验精度

Table 1　Experimental accuracy of lander visual navigation algorithm verification

导航误差	Rheasilvia 小行星	月球近地表面
位置误差/m	0.01	0.012
	0.02	0.019
	0.015	0.009
姿态误差/rad	0.01	0.014
	0.03	0.009
	0.013	0.021

表 2　航天器交会对接算法验证实验精度

Table 2　Experimental accuracy of spacecraft rendezvous and docking algorithm verification

位姿误差	Triana 卫星	Aurora 卫星
位置误差/m	0.02	0.019
	0.017	0.021
	0.009	0.018
姿态误差/rad	0.03	0.008
	0.09	0.022
	0.016	0.013

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$F1 = \frac{2PR}{P + R} \tag{24}$$

式中：TP、FN、FP 分别为真实的正例、错误的负例、错误的正例。

实验结果如表 3 所示。可以看到，CNN 方法对于陨石坑图像数据集和飞行器图像数据集的分类准确性要明显高于 AdaBoost 方法，这与文献[26]的实验结果完全一致，从而有效验证了本文算法生成的仿真图像的有效性。

最后，利用本文算法生成 Triana 卫星运动视频数据，运动视频时长 129 s，包含 50 帧灰度图像。利用空间目标跟踪算法[2]实现对 Triana 卫星的三维跟踪，即实时计算得到跟踪摄像机相对于 Triana 卫星的相对位置和姿态，并利用计算得到的位姿信息将 Triana 卫星三维模型投影到相应帧灰度图像上。典型图像帧投影结果如图 20 中的绿色曲线所示，可以看到，Triana 卫星的三维模型投影结果与 Triana 仿真图像边缘完全重合，实现了对 Triana 卫星的精准三维跟踪，验证了空间目标跟踪算法[2]的准确性，从而也充分说明了本文算法的有效性。

表 3 不同分类器在陨石坑图像数据集和飞行器图像数据集上的分类结果

Table 3 Classification results of different classifiers on crater dataset and spacecraft dataset

图像数据集	分类器类型	P	R	F1
陨石坑	CNN	0.91	0.90	0.91
	AdaBoost	0.85	0.82	0.83
飞行器	CNN	0.93	0.91	0.92
	AdaBoost	0.87	0.83	0.85

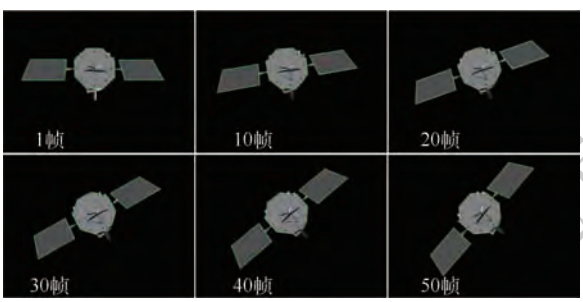


图 20 空间目标跟踪算法验证实验结果

Fig. 20 Experimental results of space object tracking algorithm verification

6 结 论

在典型空间探测任务中，基于光学图像的态势感知和视觉导航算法的设计、验证和评估对空间目标光学图像的质量、数量和信息完备性等均提出了较高的要求。本文基于空间目标三维点云模型和射影变换基本理论，设计了空间目标光学图像生成技术，通过充分的定性和定量仿真实验，验证了所生成的空间目标仿真图像的有效性，得到以下结论：

1）可以快速高效生成典型空间目标仿真图像，能够满足椭圆拟合、陨石坑检测、着陆器视觉导航、航天器交会对接、空间目标跟踪等典型空间应用算法的定性和定量评估需求。

2）可以实现行星表面陨石坑、空间飞行器等典型图像样本数据集的生成，能够满足空间智能化技术对训练数据集和测试数据集的需求。

3）可以生成空间目标运动视频，能够满足空间目标跟踪算法验证的需求。

4）在生成图像的真实性、普适性、快速性等方面均优于基于解析模型的仿真图像生成技术。

本文主要针对空间目标的灰度图像进行仿真生成，这与当前目标空间应用对空间目标图像需求一致，但随着空间应用的发展，未来可能对 RGB 彩色图像提出需求，所以，需要开展空间目标 RGB 彩色图像仿真生成技术研究，这将是下一步研究工作中的重点。

参考文献（References）

[1] XIANG Y, SCHMIDT T, NARAYANAN V, et al. PoseCNN: A convolutional neural network for 6D object pose estimation in cluttered scenes [EB/OL]. (2017-11-01) [2019-04-01]. http://export.arxiv.org/abs/1711.00199.

[2] LIU C, HU W. Real-time geometric fitting and pose estimation for surface of revolution [J]. Pattern Recognition, 2019, 85: 90-108.

[3] CRIVELLARO A, RAD M, VERDIE Y, et al. Robust 3D object tracking from monocular images using stable parts [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(6): 1465-1479.

[4] YU M, CUI H, TIAN Y. A new approach based on crater detection and matching for visual navigation in planetary landing [J]. Advances in Space Research, 2014, 53(12): 1810-1821.

[5] ZHANG H, JIANG Z, ELGAMMAL A. Satellite recognition and pose estimation using homeomorphic manifold analysis [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(1): 785-792.

[6] ESA. Pinpoint vision-based landings on moon, mars and asteroids [EB/OL]. (2013-05-29) [2019-04-01]. http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Pinpoint_vision-based_landings_on_Moon_Mars_and_asteroids.

[7] GSA. TRON-Testbed for robotic optical navigation [EB/OL]. (2017-03-29) [2019-04-01]. http://www.ngcaerospace.com/space-systems/test-validation-services.

[8] NGC. High-fidelity hardware-in-the-loop emulators [EB/OL].

北航学报 赠阅

(2017-03-29)[2019-04-01]. http://www.ngcaerospace.com/space-systems/test-validation-services/.

[9] PARKES S M, MARTIN I. Virtual lunar landscapes for testing vision-guided lunar landers[C]// IEEE International Conference on Information Visualization. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999:122-127.

[10] STAR-Dundee. PANGU-Planet and asteroid natural scene generation utility[EB/OL]. (2017-02-08)[2019-04-01]. https://www.star-dundee.com/products/pangu-planet-and-asteroid-natural-scene-generation-utility.

[11] LU T, HU W, JIANG Z. An effective algorithm for generation of crater gray image[C]// IEEE International Conference on Computational Intelligence and Virtual Environments for Measurement Systems and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015:1-6.

[12] SU Q, ZHAO Y, WU F, et al. Simulation of high resolution lunar's Sinus Iridum terrain[C]// IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:2589-2592.

[13] LI J S, LIU W M, LAN C Z, et al. Fast algorithm for lunar craters simulation[M]. Berlin: Springer, 2011.

[14] 张玥,李清毅,许晓霞. 月球表面地形数学建模方法[J]. 航天器环境工程,2007,24(6):341-343.
ZHANG Y, LI Q Y, XU X X. Mathematical modeling of lunar surface terrain[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(6):341-343(in Chinese).

[15] 陈宝林. 最优化理论与算法[M]. 2 版. 北京:清华大学出版社,2005:10-23.
CHEN B L. Theory and algorithms of optimization[M]. 2rd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2005:10-23(in Chinese).

[16] 吴福朝. 计算机视觉中的数学方法[M]. 北京:科学出版社,2008:255-266.
WU F C. Mathematics in computer vision[M]. Beijing: Science Press, 2008:255-266(in Chinese).

[17] AKENINE-MOLLER T, HAINES E. 实时计算机图形学[M]. 2 版. 普建涛,译. 北京:北京大学出版社,2004:40-50.
AKENINE-MOLLER T, HAINES E. Real time graphics[M]. 2nd ed. PU J T, translated. Beijing: Peking University Press, 2004:40-50(in Chinese).

[18] NASA. Vesta[EB/OL]. (2017-04-28)[2019-04-01]. https://nasa3d.arc.nasa.gov/detail/vesta.

[19] NASA. Eros[EB/OL]. (2017-04-28)[2019-04-01]. https://nasa3d.arc.nasa.gov/detail/eros.

[20] The Planetary Society. Mosaic of the asteroid Vesta from the Dawn spacecraft[EB/OL]. (2017-04-28)[2019-04-01]. http://www.planetary.org/multimedia/space-images/small-bodies/vesta_mosaic_0006121-6124.html/.

[21] Wikipedia. 433 Eros[EB/OL]. (2017-04-28)[2019-04-01]. https://en.wikipedia.org/wiki/433_Eros.

[22] LU T, HU W, LIU C, et al. Effective ellipse detector with polygonal curve and likelihood ratio test[J]. IET Computer Vision, 2015, 9(6):914-925.

[23] LU C, HU W. Effective method for ellipse extraction and integration for spacecraft images[J]. Optical Engineering, 2013, 52(5):057002.

[24] LU T, HU W, LIU C, et al. Relative pose estimation of a lander using crater detection and matching[J]. Optical Engineering, 2016, 55(2):023102.

[25] LIU C, HU W. Relative pose estimation for cylinder-shaped spacecrafts using single image[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4):3036-3056.

[26] COHEN J P, LO H Z, LU T, et al. Crater detection via convolutional neural networks[EB/OL]. (2016-01-05)[2019-04-01]. https://arxiv.org/abs/1601.00978.

[27] DING W, STEPINSKI T F, MU Y, et al. Sub-kilometer crater discovery with boosting and transfer learning[J]. ACM Transactions on Intelligent Systems and Technology, 2011, 2(4):39.

作者简介:

陆婷婷　女,博士,工程师。主要研究方向:视觉导航、图像处理、人工智能、指挥控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model

LU Tingting[1,*], LI Xiao[1], ZHANG Yao[1], YAN Yan[1], YANG Weidong[2]

(1. Research and Development Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100176, China;
2. Key Laboratory of Grain Information Processing and Control, Ministry of Education,
Henan University of Technology, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: The lack of the prior image data in the space exploration tasks makes it difficult to quantitatively test and evaluate the situation awareness and navigation algorithms based on the optical images. Accordingly, in this paper, we present an algorithm for generating the synthetic space object optical image based on the 3D point cloud model and the basic theory of the projective transformation. First, the 3D point cloud model of the space object and the optical camera model were constructed. Then, the corresponding pairs between all the pixels in the image plane and the space points of the 3D point cloud model were obtained via the basic theory of projective transformation, and subsequently the intensity of each pixel in the image plane was calculated by the lighting direction of its corresponding space point and the Lambertian reflection model, and finally the simulated image was generated. A great deal of simulation experiments demonstrate that the proposed algorithm can produce the more vivid simulated images rapidly than the traditional analytical image generation algorithm, and the generated images can be applied to testing and evaluating the typical space application algorithms qualitatively and quantitatively, such as ellipse fitting, crater detection, optical navigation landing on the planet, automated rendezvous and docking of spacecraft, 3D tracking of spacecraft, and so on.

Keywords: space object; simulated image; point cloud model; projective transformation; artificial intelligence

北京航空航天大学学报

Received: 2019-04-28; **Accepted**: 2019-07-05; **Published online**: 2019-07-22 17:21
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190719.1652.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0194

直接再入大气的月地转移轨道设计

本立言[1,2], 严玲玲[1,2], 谢祥华[1,2], 张锐[1,2,*], 王国际[1]
(1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203; 2. 上海微小卫星工程中心, 上海 201203)

摘 要: 针对从月球停泊轨道出发直接再入大气的月地转移轨道设计问题,提出了一种数值求解算法。该算法由初值设计和精确解求解两部分组成。首先,根据轨道设计的相应约束,采用伪状态理论,通过简单迭代求解高精度的初值。然后,考虑精确的动力学模型,通过数值积分计算真实轨道和状态转移矩阵,并利用微分修正方法搜索精确解。该算法通过设计高精度的初值,降低了月地转移轨道的设计难度。数值仿真表明:该算法求解效率高,具有良好的鲁棒性。

关 键 词: 月地转移轨道; 轨道设计; 再入大气; 伪状态理论; 微分修正
中图分类号: V412.4
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0287-07

自中国探月工程开展以来,在地月转移轨道设计、中途修正等方面取得了丰富的研究成果,相关技术已成功应用于工程实践[1-3]。根据探月工程总体规划,中国将继续开展月球无人采样返回任务,轨道设计及轨道控制面临着新的挑战和难点。月地转移并不是地月转移简单的逆过程,相关约束条件更加复杂。根据月球采样返回任务的需求,从月球停泊轨道出发直接再入大气的月地转移轨道是月球采样返回任务的首选方案。

月地转移轨道设计不同于地月转移轨道。首先通过调整发射窗口,可容易获取共面的地月转移轨道,但由于月球停泊轨道面的固定,月地转移的初始状态不一定满足共面转移的条件,则需要进行轨道面的调整,并且探测器再入大气返回地球时,受回收场的约束,需要匹配落点的地理位置,避免轨道面的调整,保证任务可靠实施。

目前,国内外针对月地转移轨道设计展开了深入的研究。Ocampo 和 Saudemont[4]研究了利用单脉冲和三脉冲机动方式从环月轨道出发进入月地转移轨道的问题,但未考虑再入点约束。高玉东等[5]基于双二体模型假设,利用二分法搜索从月球停泊轨道到地球停泊轨道的共面月地转移轨道,但未涉及直接再入大气的约束。张磊等[6-7]以近月点速度、月球停泊轨道升交点赤经及近月点幅角为设计参数,以再入点地心距、再入角和再入倾角为终端参数,通过两级修正设计满足约束的月地转移轨道,在此基础上通过分别调整再入倾角和飞行时间完成对落点地理位置匹配,求解过程复杂。郑爱武等[8-10]以探测器出月球影响球的时刻,位置和速度为中间变量,将月地转移轨道分为地心段和月心段,通过调整影响球边界处的位置和速度获得一条连续的月地转移轨道,在此基础上给出了精确月地转移轨道设计方法和月地返回窗口搜索策略,但初值选择依赖于设计者的经验且未涉及月球停泊轨道面调整。汪中生等[11]分析了多种月地转移方案,并给出了相应的基本设计方法,但其求解效率尚有改进和优化的空间。

由于三体问题不存在解析解,月地转移轨道设计必须采用数值方法。一般的思路是:根据边

收稿日期: 2019-04-28; **录用日期**: 2019-08-23; **网络出版时间**: 2019-09-06 13:12
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.1256.003.html
* **通信作者**. E-mail: acumen_zhang@163.com

引用格式: 本立言, 严玲玲, 谢祥华, 等. 直接再入大气的月地转移轨道设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 287-293.
BEN L Y, YAN L L, XIE X H, et al. Design of Moon-to-Earth transfer orbit with direct atmospheric reentry [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 287-293 (in Chinese).

北航学报 赠阅

值约束,采用简化模型设计初值,之后考虑精确摄动模型,采用微分修正等数值方法求解精确转移轨道。在目前的研究成果中,伪状态理论[12]是一种计算三体问题的近似解析形式,由于考虑地月球中心引力共同作用,预报精度相对较高,广泛应用于三体轨道的初值设计。

针对以上研究现状,本文基于伪状态理论,以月球停泊轨道为出发点,考虑再入点的边界约束条件,通过简单迭代设计单脉冲月地转移轨道的初值,在此基础上利用微分修正方法求解精确转移轨道,并对月地返回窗口进行搜索和分析。

1 动力学模型

在地球惯性系下,建立探测器动力学模型,模型中考虑了地球非球形项、月球及太阳的影响,其中,地球非球形引力取 8×8 阶,月球和太阳星历均采用 DE405。

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{v}\\ \dot{\boldsymbol{v}} = -\dfrac{\mu_e}{r^3}\boldsymbol{r} + \dfrac{\partial R}{\partial \boldsymbol{r}} - \mu_m\left(\dfrac{\boldsymbol{r}_{md}}{r_{md}^3} + \dfrac{\boldsymbol{r}_m}{r_m^3}\right) - \mu_h\left(\dfrac{\boldsymbol{r}_{hd}}{r_{hd}^3} + \dfrac{\boldsymbol{r}_h}{r_h^3}\right)\end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 分别为探测器的位置和速度矢量;μ_e、μ_m 和 μ_h 分别为地球、月球和太阳的引力常数;$\boldsymbol{r}_h$ 和 $\boldsymbol{r}_m$ 分别为太阳和月球的位置;$\boldsymbol{r}_{hd}$ 和 $\boldsymbol{r}_{md}$ 分别为探测器到太阳和月球的位置;R 为地球引力摄动位函数。

2 设计约束

由于探测器运行在月球停泊轨道上,机动时刻探测器的位置无法改变,只能将速度和转移时间作为自由变量,故初始轨道参数有速度和转移时间。则初始设计参数选取为

$$\boldsymbol{P} = [\boldsymbol{v}_0, \Delta t] \tag{2}$$

对于直接再入大气的月地转移轨道,通常对再入时刻的地心距、再入角、再入倾角有严格要求,为匹配落点的地理位置,再入轨道面与回收场必须共面,可采用回收场位置与再入轨道角动量间夹角来描述,则目标终端参数选取为

$$\boldsymbol{Q} = [R_e, \cos\gamma_e, \cos i_e, \cos\varphi_e]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中:R_e 为再入时刻的地心距;γ_e 为再入时刻的再入角;i_e 为再入时刻的再入倾角;φ_e 为再入时刻回收场位置与再入轨道角动量的夹角。

3 伪状态理论

伪状态理论是 Wilson[12] 提出的一种考虑地月中心引力作用下轨道近似计算方法。

考虑地球、月球及探测器三体系统,认为探测器对地球和月球运动没有影响。给定探测器 t_I 时刻相对地心的位置速度 $\boldsymbol{\Sigma}_I = (\boldsymbol{R}_I, \boldsymbol{V}_I)$,利用伪状态理论可以计算 t_k 时刻相对地心的位置速度 $\boldsymbol{\Sigma}_k = (\boldsymbol{R}_k, \boldsymbol{V}_k)$ 和相对月心的位置速度 $\sigma_k = (\boldsymbol{r}_k, \boldsymbol{v}_k)$。定义以 t_k 时刻月球位置为中心的伪状态转换球(Pseudostate Transformation Sphere, PTS),半径为 R_{PTS}。假设 $\boldsymbol{R}_I$ 在 PTS 外部,$\boldsymbol{R}_k$ 在 PTS 内部,如图 1 所示。

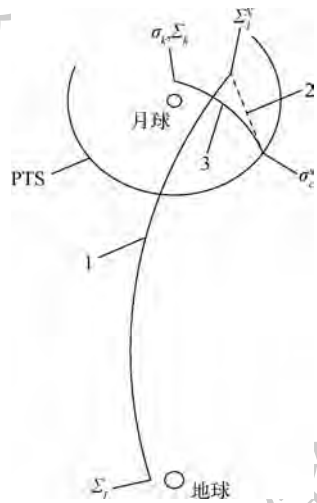


图 1 伪状态理论示意图

Fig. 1 Schemetic of pseudostate theory

具体计算步骤如下:

1)地心二体段。根据 t_I 时刻 $\boldsymbol{\Sigma}_I$,按地心二体轨道求解 t_k 时刻相对地心的位置速度 $\boldsymbol{\Sigma}_I^X = (\boldsymbol{R}_I^X, \boldsymbol{V}_I^X)$。

2)线性回溯段。求解 t_k 时刻相对月心的位置速度 $\sigma_k^x = (\boldsymbol{r}_k^x, \boldsymbol{v}_k^x)$,由式(4)计算 t_c 时刻相对月心的位置速度 $\sigma_c^x = (\boldsymbol{r}_c^x, \boldsymbol{v}_c^x)$。

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_c^x = \boldsymbol{r}_k^x + (t_c - t_k)\boldsymbol{v}_k\\ \boldsymbol{v}_c^x = \boldsymbol{v}_k^x\end{cases} \tag{4}$$

式中:t_c 为探测器到达 PTS 边界的时刻,满足关系式 $t_c < t_k$,且由约束 $\|\boldsymbol{r}_c^x\| = R_{\mathrm{PTS}}$ 来确定。

3)月心二体段。根据 t_c 时刻相对月心的位置速度 σ_c^x,按月心二体轨道求解 t_k 时刻相对月心的位置速度 σ_k,即可得到相对地心的位置速度 $\boldsymbol{\Sigma}_k$。

4 初值设计

本节给出了月地转移轨道的初值设计方法。若机动时刻探测器的位置在近月点前,选择近月点对应的伪状态位置作为迭代变量,转移轨道分

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

为两段处理,转移轨道在近月点前按月球二体轨道处理。若机动时刻探测器的位置在近月点后,选择机动时刻探测器对应的伪状态位置作为迭代变量。

定义机动时刻 t_0 探测器在月球惯性系下位置为 $\boldsymbol{r}_0$,近月点前转移时间 Δt_1,近月点后转移时间 Δt_2,伪状态位置为 $\boldsymbol{R}_s$。

步骤 1　计算 t_0 时刻月球位置速度 $\boldsymbol{R}_m$ 和 $\boldsymbol{V}_m$,令 $\boldsymbol{R}_s=\boldsymbol{R}_m$,$\Delta t_1=0$。

步骤 2　定义回收场的经度为 λ_1,纬度为 ϕ_1,位置为 $\boldsymbol{R}_1$,$\boldsymbol{h}_e$ 为地心段角动量,$\boldsymbol{k}_e$ 为地轴的单位方向。根据余弦定理,可得

$$\begin{cases}\cos\theta\cos i_e+\sin\theta\sin i_e\cos\alpha=0\\ \cos\phi\cos i_e+\sin\phi\sin i_e\cos\beta=0\end{cases}\tag{5}$$

式中:α 的符号对应了升降轨方式,β 的符号对应了轨道面的方位,决定了再入航程大小(见图 2)。

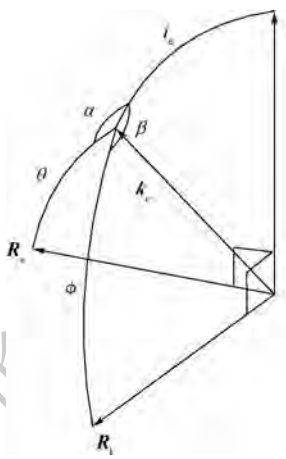


图 2　月地转移轨道的几何约束

Fig. 2　Geometric constraints of Moon-to-Earth transfer orbit

定义 t_0 时刻 $\boldsymbol{R}_s$ 在地球固连系下的经度为 G_s,再入时刻 $\boldsymbol{R}_1$ 在地球固连系下的经度为 $G_1=G_s+\alpha+\beta$,记 $G=G_1-\lambda_1$,则地心段的飞行时间为

$$\Delta t_2=N+\frac{G}{\omega_e}\tag{6}$$

式中:ω_e 为地球自转角速度;N 为指定的天数。

则 $\boldsymbol{R}_s$ 为返回轨道地球段的起始点,探测器到达再入点时地心距为 R_e,再入角为 γ_e,采用 Luo 等[13]提出的飞行路径角约束的 Lambert 算法可以求解该类边值问题,这里不再赘述。

令 $\hat{\boldsymbol{R}}_s=\boldsymbol{R}_s/\|\boldsymbol{R}_s\|$,$\hat{\boldsymbol{h}}_e=\boldsymbol{h}_e/\|\boldsymbol{h}_e\|$,$\hat{\boldsymbol{R}}_v=\hat{\boldsymbol{h}}_e\times\hat{\boldsymbol{R}}_s$,地球段转移角为 A_1,则再入点位置为

$$\boldsymbol{R}_e=R_e(\hat{\boldsymbol{R}}_s\cos A_1+\hat{\boldsymbol{R}}_v\sin A_1)\tag{7}$$

再入点速度为

$$\boldsymbol{V}_e=V_e(\hat{\boldsymbol{R}}_s\cos(A_1+\gamma_e)+\hat{\boldsymbol{R}}_v\sin(A_1+\gamma_e))\tag{8}$$

令 $\boldsymbol{R}_s$ 处的飞行角为 γ_s,速度大小为 V_s,$\boldsymbol{V}_s$ 由式(9)计算:

$$\boldsymbol{V}_s=V_s(\hat{\boldsymbol{R}}_s\cos\gamma_s+\hat{\boldsymbol{R}}_v\sin\gamma_s)\tag{9}$$

步骤 3　令探测器在 PTS 边界处相对月球的速度为 $\boldsymbol{v}_s$,位置为 $\boldsymbol{r}_s$,其大小为 PTS 半径,在月球无穷远处的速度大小为

$$\|\boldsymbol{v}_\infty\|=\sqrt{v_s^2-2\mu_m/r_s}\tag{10}$$

$$\boldsymbol{v}_\infty=(\|\boldsymbol{v}_\infty\|/\|\boldsymbol{v}_s\|)\boldsymbol{v}_s\tag{11}$$

轨道半长轴为

$$a_m=-\mu_m/\|\boldsymbol{v}_\infty\|^2\tag{12}$$

定义 Δf 为初始位置 $\boldsymbol{r}_0$ 和 $\boldsymbol{v}_\infty$ 间的夹角,由几何关系可知:

$$\Delta f=f_\infty-f_0\tag{13}$$

式中:f_∞ 为月球无穷远处真近点角;f_0 为机动时刻的真近点角。

令 e_m 为偏心率,存在以下关系:

$$f_\infty=\arccos(-1/e_m)\tag{14}$$

令 $r_0=\|\boldsymbol{r}_0\|$,则

$$r_0=a_m(1-e_m^2)/(1+e_m\cos f_0)\tag{15}$$

根据式(13)~式(15),可以求解 f_0 和 e_m。令 $\Delta_1=\sin^2\Delta f+2\kappa^2+2\kappa(1-\cos\Delta f)$,$\kappa=-a_m/r_0$,$\Delta_2=\sin\Delta f\sqrt{\sin^2\Delta f+4\kappa(1-\cos\Delta f)}$,则

$$e_m=\frac{\sqrt{\Delta_1+\Delta_2}}{\sqrt{2}\kappa}\tag{16}$$

$$f_0=f_\infty-\Delta f\tag{17}$$

令 $\hat{\boldsymbol{h}}_m=(\boldsymbol{r}_0\times\boldsymbol{v}_\infty)/\|\boldsymbol{r}_0\times\boldsymbol{v}_\infty\|$,$\Delta=2\arcsin(1/e_m)$,$\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+=\boldsymbol{v}_s/\|\boldsymbol{v}_s\|$,$\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^-=\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+\cos\Delta+\sin\Delta(\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+\times\hat{\boldsymbol{h}}_m)$,则探测器在近月点的位置和速度方向分别为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{r}}_p=(\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^--\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+)/\|\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^--\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+\|\\ \hat{\boldsymbol{v}}_p=(\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^-+\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+)/\|\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^-+\hat{\boldsymbol{v}}_\infty^+\|\end{cases}\tag{18}$$

为完成月地转移,机动时刻探测器速度应为

$$\boldsymbol{v}_0=\sqrt{\frac{\mu_m}{a_m(1-e_m^2)}}[(-\sin f_0)\hat{\boldsymbol{r}}_p+(e_m+\cos f_0)\hat{\boldsymbol{v}}_p]\tag{19}$$

步骤 4　令 $\hat{\boldsymbol{v}}=\boldsymbol{v}_s/v_s$,$\hat{\boldsymbol{w}}=\hat{\boldsymbol{v}}_s\times\hat{\boldsymbol{h}}_m$,则 PTS 边界处 $\boldsymbol{r}_s=w\hat{\boldsymbol{w}}+v\hat{\boldsymbol{v}}$。

$$\begin{cases}w=\dfrac{\sqrt{\mu_m a_m(1-e_m^2)}}{v_s}\\ v=\sqrt{r_s^2-w^2}\end{cases}\tag{20}$$

若 $f_0\geqslant 0$,根据开普勒飞行时间公式计算 $\boldsymbol{r}_0$ 到 $\boldsymbol{r}_s$ 的转移时间 t_s,否则转向步骤 5。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

步骤 5 此时机动时刻探测器位置在近月点前,根据开普勒飞行时间公式分别计算 $\boldsymbol{r}_0$ 到 $\boldsymbol{r}_p$ 的转移时间 Δt_1 和 $\boldsymbol{r}_p$ 到 $\boldsymbol{r}_s$ 的转移时间 t_s,同时更新 $\boldsymbol{R}_m$ 为近月点时刻的月球位置。

步骤 6 更新 $\boldsymbol{R}_s$。根据伪状态理论得到

$$\boldsymbol{R}'_s = \boldsymbol{R}_m + \boldsymbol{r}_s - t_s\boldsymbol{v}_s \tag{21}$$

如果 $\|\boldsymbol{R}'_s - \boldsymbol{R}_s\|$ 大于给定阈值,则令 $\boldsymbol{R}_s = \boldsymbol{R}'_s$,返回步骤 2。否则迭代结束,将速度 $\boldsymbol{v}_0$ 作为初值。

5 精确解求解

初始设计参数 $\boldsymbol{P}$ 和目标终端参数 $\boldsymbol{Q}$ 存在确定的函数关系为

$$\boldsymbol{Q} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{P}) \tag{22}$$

则 $\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{P}$ 的误差之间的关系可线性近似为

$$\delta\boldsymbol{Q} = \frac{\partial \boldsymbol{g}}{\partial \boldsymbol{P}}\delta\boldsymbol{P} \tag{23}$$

为提高求解算法的速度,将轨道积分停止条件设置为到达给定再入角 γ_e,则初始设计参数 $\boldsymbol{P}$ 中剔除了转移时间 Δt,目标终端参数 $\boldsymbol{Q}$ 中解除了再入角 γ_e 的约束,则月地转移轨道设计降价为一个三维的两点边值问题。

令 $\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{r}, \boldsymbol{v}]^{\mathrm{T}}$,则式(23)可以重写为

$$\delta\boldsymbol{Q} = \frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \boldsymbol{X}_i}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_i}{\partial \boldsymbol{P}}\delta\boldsymbol{P} + \frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \Delta t}\delta\Delta t \tag{24}$$

当积分停止条件设置为到达给定再入角,则存在以下关系:

$$\delta\cos\gamma_e = \frac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \boldsymbol{X}_i}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_i}{\partial \boldsymbol{P}}\delta\boldsymbol{P} + \frac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \Delta t}\delta\Delta t = 0 \tag{25}$$

$$\delta\Delta t = -\frac{\dfrac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\dfrac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \boldsymbol{X}_i}\cdot\dfrac{\partial \boldsymbol{X}_i}{\partial \boldsymbol{P}}}{\dfrac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\dfrac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \Delta t}}\delta\boldsymbol{P} \tag{26}$$

式(27)给出了消除时间变量后偏差传递矩阵形式:

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial \boldsymbol{P}} = \left(\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial \boldsymbol{X}_f} - \frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial t}\cdot\frac{\dfrac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}}{\dfrac{\partial\cos\gamma_e}{\partial \boldsymbol{X}_f}\cdot\dfrac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \Delta t}}\right)\frac{\partial \boldsymbol{X}_f}{\partial \boldsymbol{X}_i}\cdot\frac{\partial \boldsymbol{X}_i}{\partial \boldsymbol{P}} \tag{27}$$

式中:除矩阵 $\partial\boldsymbol{X}_f/\partial\boldsymbol{X}_i$ 外均有确定的形式,需要注意的是,对目标终端参数 $\cos\varphi_e$ 偏导数计算时,需要考虑由于再入时间变化引起的返回场惯性系下位置变化。由于三体轨道动力学特性导致矩阵 $\partial\boldsymbol{X}_f/\partial\boldsymbol{X}_i$ 没有解析表达式,本文采用文献[2-3,14-15]提出的方法求解。

得到误差传递矩阵后,可利用各种迭代算法搜索精确解,本文采用微分修正方法求解精确解。

6 算例与分析

本节首先给出了一个月地转移轨道设计算例。相关算法均采用 C++编程,程序运行环境:CPU 为 Intel Core 2.53G。

假设探测器在 2022 年 1 月 1 日进行单脉冲机动,此时探测器在月球惯性系下位置为[1 937.4, 0,0] km,转移时间为 3~4 d,再入点地心高度为 120 km,再入倾角为 45°,再入角为 -6°,返回场的经度为 110°,纬度为 40°。

根据第 4 节的初值设计方法,存在 4 条月地转移轨道满足给定约束条件,下面以其中一条为例,表 1给出了伪状态位置误差的 3 个分量迭代过程。在初值设计时,迭代 6 次,耗时 1 ms,在精确值求解时,迭代 4 次,耗时 3 s,即可满足设定精度要求,表 2 给出了再入点状态偏差的迭代过程。比较初值[-337.339, 2 218.060, 914.856] m/s 与精确解[-346.252,2 219.854,914.926] m/s,两者模值的差为 2.925 m/s,两者矢量差的模值为 9.092 m/s,为初始速度大小的 0.37%,在任务分析阶段,可用初值代替精确解,为任务分析提供参考。

表 3 给出满足给定约束条件的 4 条月地转移轨道的关键特征参数,图 3 和图 4 给出相应的 3D

表 1 初值设计时伪状态位置误差迭代过程

Table 1 Iteration process of pseudostate position error during initial solution design

迭代次数	Δx/m	Δy/m	Δz/m
1	7 101 140	-8 735 400	-3 641 240
2	453 967	101 658	104 456
3	1 622.07	279.576	393.42
4	102.868	13.296	21.020
5	5.799	0.804	1.249
6	0.350	0.042 5	0.069

表 2 精确解求解时再入点状态偏差迭代过程

Table 2 Iteration process of reentry point state error during exact solution search

迭代次数	ΔR_e/m	$\Delta\cos i_e$	$\Delta\cos\varphi_e$
1	413 183	0.011 2	0.000 7
2	6 385.410	0.001 9	0.001 5
3	321.208	0.000 12	0
4	2.334	0	0

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

和 2D 示意图。分析结果可知,4 条月地转移轨道通过调整转移时间满足了再入轨道与返回场的共面要求,再入点速度大小基本相同,再入航程因轨道方位不同而出现差别。

下面计算 2022 年 1 月 1 日到 2022 年 1 月 6 日从月球停泊轨道出发的月地返回窗口,其中,月球停泊轨道在 2022 年 1 月 1 日的具体参数:高度为 200 km,偏心率为 0,倾角为 22.4°,升交点赤经为 0°,纬度幅角为 0°,目标轨道参数与上述算例相同。其中 2022 年 1 月 1 日满足共面转移条件,这是月地转移能量最省方式之一,以此为基准分析速度增量变化趋势。由于月球停泊轨道周期较小,角速度较快,速度方向变化较大,在每个轨道周期内变轨速度增量变化剧烈,如图 5 所示,在每个轨道周期内,存在一纬度幅角使变轨速度增量最小。

在窗口搜索时选取每个轨道周期内最小变轨速度增量,分析其变化趋势。由图 6 可知,结果有明显的周期性。在每一天内变轨速度增量逐渐增大,变轨速度增量差别最大为 40 m/s。随着探测器出发时刻延迟,月球停泊轨道与月地转移轨道面夹角增大,如图 7 所示。若实现月地转移,需要调整轨道平面,变轨速度增量逐渐增大,再入航程同时逐渐增大,若月球出发时间延迟 6 d,变轨速度增量增加 130 m/s。

通过对月地返回窗口搜索可知,单脉冲转移

表 3　月地转移轨道特征参数

Table 3　Characteristic parameters of Moon-to-Earth transfer orbit

编号	再入方式	转移时间/d	再入点速度/(m·s^{-1})	再入航程/km
1	升轨	3.689	10.985	4 969
2	升轨	3.871	10.984	10 378
3	降轨	3.334	10.987	32 748
4	降轨	3.516	10.985	38 124

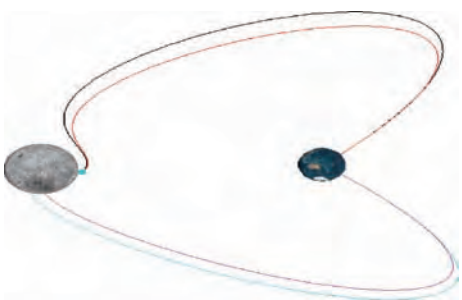


图 3　月地转移轨道 3D 示意图

Fig. 3　Three-dimensional illustration of Moon-to-Earth transfer orbit

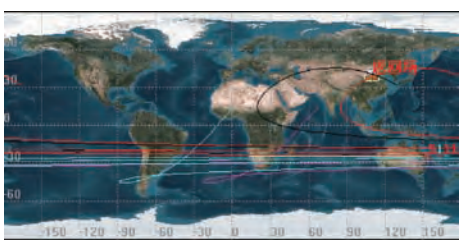


图 4　月地转移轨道 2D 示意图

Fig. 4　Two-dimensional illustration of Moon-to-Earth transfer orbit

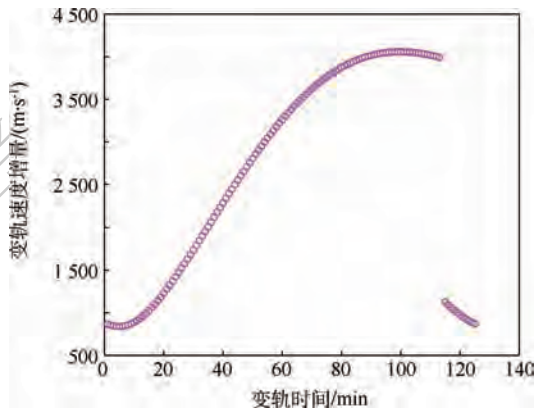


图 5　一个轨道周期内变轨速度增量变化趋势

Fig. 5　Track change velocity increment versus time in one orbit period

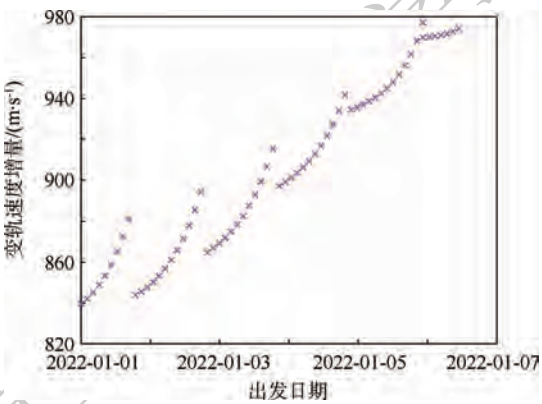


图 6　变轨速度增量变化趋势

Fig. 6　Track change velocity increment versus time

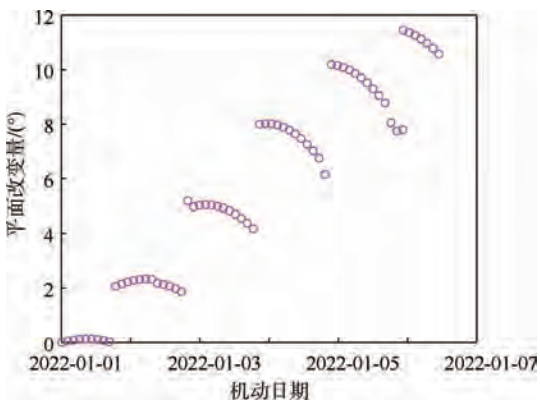


图 7　轨道平面改变量变化趋势

Fig. 7　Change of orbit plane versus time

北航学报 赠阅

方式通过调整轨道面,增加了月地返回机会,保证任务顺利进行。但随着对月球探测的继续深入,月球探测任务更加复杂,对探测器中止任务能力的需求相应增加,显然单脉冲转移方式在轨道平面调整量较大时,需要消耗更多能量,无法满足任务的要求,因此对多脉冲月地转移轨道的研究是后续工作的重点。

7 结 论

本文给出了从月球停泊轨道出发直接再入大气的月地转移轨道设计方法。

1)初值设计算法精度高,耗时少,在任务分析阶段可作为代替精确解,为任务分析提供参考依据。精确解求解算法求解效率高,可以作为设计月地转移轨道及搜索月地返回窗口的一个有力工具。

2)给出了满足给定约束的 4 条月地转移轨道,并对比了关键特征参数,为月地转移轨道的选择提供依据。

3)通过月地返回窗口分析可知,由于匹配返回场,每天内变轨速度增量逐渐增大。当月球停泊轨道与月地转移轨道面夹角逐渐增大时,使用单脉冲机动,则轨道面调整量增大,导致燃料消耗增大,限制了月地转移机会。

参考文献(References)

[1] 杨维廉,周文艳. 嫦娥一号月球探测卫星轨道设计[J]. 航天器工程,2007,16(6):16-24.
YANG W L,ZHOU W Y. Orbit design for lunar exploration satellite CE1[J]. Spacecraft Engineering,2007,16(6):16-24(in Chinese).

[2] 李立涛,杨涤,崔祜涛. 奔月轨道的一种求解方法[J]. 宇航学报, 2003,24(2):150-155.
LI L T,YANG D,CUI H T. An algorithm for the solution of trans-lunar trajectory[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(2):150-155(in Chinese).

[3] 周文艳,杨维廉. 月球探测器转移轨道的中途修正[J]. 宇航学报,2004,25(1):89-92.
ZHOU W Y,YANG W L. Mid-correction of trans-lunar trajectory[J]. Journal of Astronautics,2004,25(1):89-92(in Chinese).

[4] OCAMPO C,SAUDEMONT R. Initial trajectory model for a multi-maneuver Moon-to-Earth abort sequence[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2010,33(4):1184-1194.

[5] 高玉东,郗晓宁,白玉铸,等. 月球探测器返回轨道快速搜索设计[J]. 宇航学报,2008,29(3):765-771.
GAO Y D,XI X N,BAI Y Z,et al. Fast searching design method for return transfer trajectory of lunar probe[J]. Journal of Astronautics,2008,29(3):765-771(in Chinese).

[6] 张磊,于登云,张熇. 直接再入大气的月球返回轨道设计研究[J]. 航天器工程,2010,19(5):50-55.
ZHANG L,YU D Y,ZHANG H. Design of moon return trajectory with direct atmospheric reentry[J]. Spacecraft Engineering,2010,19(5):50-55(in Chinese).

[7] 张磊,于登云,张熇. 月地转移轨道快速设计与特性分析[J]. 中国空间科学技术,2011,31(3):62-70.
ZHANG L,YU D Y,ZHANG H. Preliminary design and characteristic analysis of Moon-to-Earth transfer trajectories[J]. Chinese Space Science and Technology,2011,31(3):62-70(in Chinese).

[8] 郑爱武,周建平,刘勇. 月地转移轨道快速设计方法[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(3):344-349.
ZHENG A W,ZHOU J P,LIU Y. Fast design method of Moon-to-Earth transfer trajectory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(3):344-349(in Chinese).

[9] 郑爱武,周建平. 月地转移轨道精确轨道设计[J]. 飞行器测控学报,2014,33(1):52-58.
ZHENG A W,ZHOU J P. Accurate design of Moon-to-Earth transfer orbit[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology,2014,33(1):52-58(in Chinese).

[10] 郑爱武,周建平. 直接再入大气的月地返回窗口搜索策略[J]. 航空学报,2014,35(8):2243-2250.
ZHENG A W,ZHOU J P. A search strategy of back windows for Moon-to-Earth trajectories directly returning to the earth[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(8):2243-2250(in Chinese).

[11] 汪中生,孟占峰,高珊,等. 探测器月地转移入射变轨策略优化设计[J]. 航天器工程,2019,28(1):10-18.
WANG Z S,MENG Z F,GAO S,et al. Optimization design of spacecraft trans-earth insertion strategy[J]. Spacecraft Engineering,2019,28(1):10-18(in Chinese).

[12] WILSON S W. A pseudostate theory for the approximation of three-body trajectories: AIAA-70-1061[R]. Reston: AIAA, 1970.

[13] LUO Q,MENG Z,HAN C. Solution algorithm to a quasi-Lambert's problem with fixed flight-direction angle constraint[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy,2011,108(4):409-427.

[14] ZIMMER S,OCAMPO C. Analytical gradients for gravity assist trajectories using constant specific impulse engines[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2005,28(4):753-760.

[15] OCAMPO C,MUNOZ J P. Variational model for the optimization of constrained finite-burn escape sequences[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2010,33(5):1615-1621.

作者简介:

本立言 男,硕士,工程师。主要研究方向:轨道设计与控制。

张锐 男,博士,研究员。主要研究方向:微小卫星姿态控制及轨道控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Design of Moon-to-Earth transfer orbit with direct atmospheric reentry

BEN Liyan[1,2], YAN Lingling[1,2], XIE Xianghua[1,2], ZHANG Rui[1,2,*], WANG Guoji[1]

(1. Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201203, China;
2. Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201203, China)

Abstract: A new solution algorithm for the design of Moon-to-Earth transfer orbit which leaves from the Moon parking orbit with direct atmospheric reentry and single impulse is presented in this paper. The algorithm is divided into two steps, designing the initial solution and searching the exact solution. First, according to the constraint conditions, the high-precision initial solution is generated by simple iteration using pseudostate theory. Then, the real orbit and state transition matrix are calculated by numerical integration in the real dynamic model, and the exact solution is found by the differential correction method. Because the initial solution with high accuracy is used, the difficulty of finding the solution for the design of Moon-to-Earth transfer orbit is greatly reduced. Numerical simulations indicate that the algorithm is of high efficiency and good robustness.

Keywords: Moon-to-Earth transfer orbit; orbit design; atmospheric reentry; pseudostate theory; differential correction

北京航空航天大学学报

Received: 2019-04-28; **Accepted**: 2019-08-23; **Published online**: 2019-09-06 13:12
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.1256.003.html
* **Corresponding author**. E-mail: acumen_zhang@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0202

航模舵机的动态特性测试与系统辨识

全下文载

孙玉凯[1], 张仁嘉[2], 吴志刚[1,*], 杨超[1], 杨阳[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 航模飞机受机体质量、机体空间和设计成本的限制,选用的小型航模舵机大多缺乏相应的频响特性指标,须在使用前完成频响特性测试。考虑舵面惯性载荷和气动载荷对舵机特性的影响,设计了舵机频响特性测试平台,可对大部分航模舵机和小型伺服电机进行空载或带载测试。针对常用的三款舵机进行频响特性测试,并采用子空间辨识获得舵机准确的数学模型。通过三款舵机频响特性对比得出,即使舵机的标称扭矩满足使用要求,负载增加也会改变舵机的幅频特性;舵机中存在的时滞时长随负载变化。而航模舵机常用的50 Hz PWM信号,也限制了舵机的带宽。

关 键 词: 舵机; 子空间辨识; 舵机测试; 系统辨识; 频率特性
中图分类号: V215.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0294-10

舵机是气动伺服弹性系统中的执行机构,其将舵面的控制指令信号转化为舵面的运动,从而驱动舵面偏转产生控制力矩[1]。目前,市面上许多公司的舵机伺服系统解决方案,其舵机本身频响特性较好,并给出完整的特性参数,提供配套的控制系统,可针对舵机实际工作状态调整参数,满足工作要求。但是,对于大部分小型民用无人机来说,由于受到设计空间、质量、设计成本等方面的限制,无法选用频响特性好的驱动系统,而是选用航模常用的普通小型舵机。

小型无人机选用舵机时首要考虑舵机扭力、转速等是否达到要求,舵机频响特性考虑较少。但是,一些大展弦比的无人机为避免飞机破坏,会加入阵风减缓、颤振主动抑制等控制环节。这些控制环节不仅对舵机的带宽和响应速度有较高的要求,还需要获得舵机准确的数学模型以进行主动控制。

一方面,普通小型舵机内部元件组成复杂,受元件实际特性的影响,单纯基于理论模型的数学推导无法获得精确的舵机传递函数[2]。另一方面,普通小型舵机的特性参数不全面,缺少频响特性测试报告。为此,在选用舵机时,有必要对拟选舵机进行频响特性测试,获取舵机的频响特性,并辨识舵机的传递函数。

目前,舵机频响特性测试多针对单一舵机,对市面上常用的小型舵机缺少通用的舵机频响测试平台[2-6]。舵机传递函数的辨识方法通常采用曲线拟合法,如 Levy 法[4],通过 2 个待定实系数的多项式的比值描述该系统,利用最小二乘拟合频响曲线得到多项式系数。曲线拟合的方法存在一定的局限性[7]。一方面,由于曲线拟合方法利用数值迭代,最终结果可能收敛于局部最优解而非全局最优解;另一方面,当系统的阶数很高时,系统对多项式的零点极点更加敏感,鲁棒性变差。

子空间辨识方法是基于控制理论、线性代数和统计学发展而来的系统辨识方法,是一个“输

收稿日期: 2019-05-05; **录用日期**: 2019-08-03; **网络出版时间**: 2019-08-30 08:08
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190829.1738.004.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11672018)
* **通信作者**. E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

引用格式: 孙玉凯, 张仁嘉, 吴志刚, 等. 航模舵机的动态特性测试与系统辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 294-303. SUN Y K, ZHANG R J, WU Z G, et al. Dynamic property test and system identification of model aircraft actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 294-303 (in Chinese).

北航学报 赠阅

入-状态-输出”的辨识过程[8]。经过不断的发展，子空间辨识发展出了 N4SID、MOESP、CVA[9] 等在内的诸多方法且应用广泛。与传统的曲线拟合方法相比，子空间辨识无需进行非线性和迭代优化[10-11]，而且子空间辨识对于高阶系统具有很好的鲁棒性[12]。

本文考虑舵机工作过程中受到的舵面惯性载荷和气动载荷，设计了一种舵机频响特性测试平台，并给出了舵机频响特性测试与系统辨识的方法。验证了测试平台的有效性，测试了舵机在有/无气动载荷下的频响特性差异。根据舵机实测的频响曲线，利用子空间辨识方法辨识并构建了舵机的数学模型，为舵机选型和控制设计提供参考。

1　舵机频响特性测试平台设计

舵机工作状态下的负载包括舵面惯性载荷和气动载荷，为模拟舵机实际工作中受到的载荷，设计了舵机频响特性测试系统。如图 1、图 2 所示，该系统主要由舵机测试平台、测控平台两部分组成。

舵机测试平台由待测舵机安装模块和舵面载荷模拟模块组成，分别紧固于直线滑轨上，如图3所示。待测舵机安装模块包括待测舵机及其安装

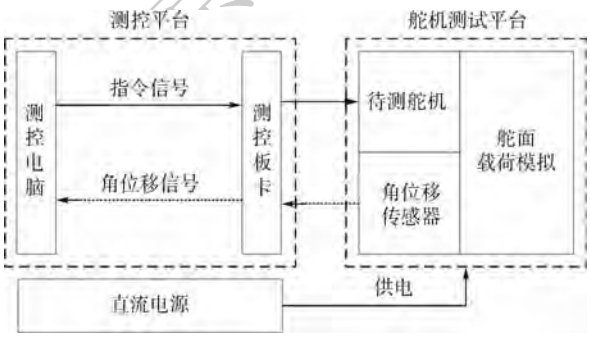


图 1　舵机频响特性测试系统框架

Fig. 1　Framework of actuator frequency response characteristic test system

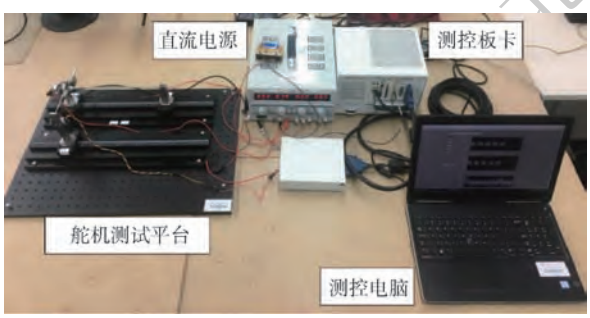


图 2　舵机频响特性测试系统实物图

Fig. 2　Photo of actuator frequency response characteristic test system

夹具（见图 4），该舵机安装夹具可调整待测舵机转轴的位置，方便不同尺寸、不同类型舵机的安装；另外，通过调整待测舵机转轴高度，使舵机摇臂、舵机舵面连杆、舵面模拟摇臂构成一套平行四边形平面连杆机构。

舵面载荷模拟模块包括气动载荷模拟扭杆和惯性载荷模拟摇臂等主要部件，在舵面模拟摇臂的转轴处安装角位移传感器，测量摇臂转角，其具体结构如图 5 所示。

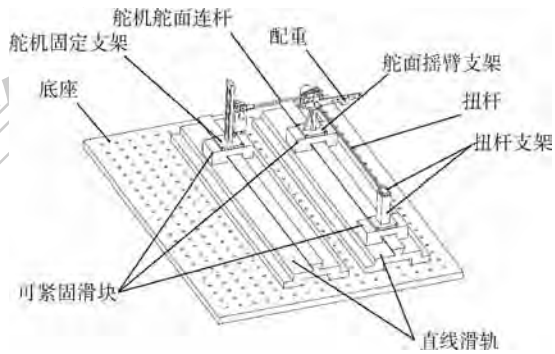


图 3　舵机测试平台

Fig. 3　Actuator test platform

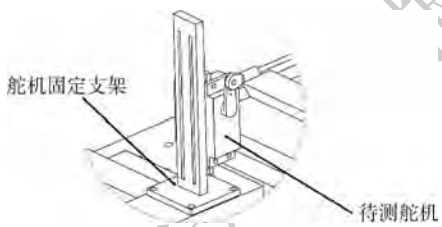


图 4　待测舵机安装模块放大图

Fig. 4　Enlarged view of installation module of actuator to be tested

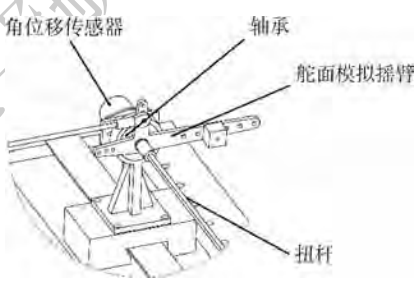


图 5　舵面载荷模拟模块放大图

Fig. 5　Enlarged view of control surface load simulation module

1.1　舵面气动载荷模拟

舵面的铰链力矩，即舵面所受气动载荷对转轴处的力矩为

$$H_e = \frac{1}{2}\rho V^2 S_e C_{he,\delta}\delta \tag{1}$$

式中：ρ 为大气密度；V 为来流速度；S_e 为舵面参考面积；$C_{he,\delta}$ 为铰链力矩系数；δ 为舵面偏角。

北航学报 赠阅

在本文所述的舵面偏角范围内，舵面气动力满足线性小扰动假设。定义舵面的铰链刚度 $K_{he,\delta}$ 为

$$K_{he,\delta} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_e C_{he,\delta} \tag{2}$$

则舵面的铰链力矩是关于舵面偏角 δ 的函数：$H_e(\delta) = K_{he,\delta}\delta$。

本文所述舵机测试平台通过扭杆模拟舵面的铰链力矩，为便于安装，扭杆截面形状选为矩形。矩形截面有 2 个参数：矩形高（h）和矩形宽（b），该矩形截面的极惯性矩为

$$I_p = \beta h b^3 \tag{3}$$

式中：β 为矩形截面系数，为简化设计参数，取扭杆截面形状为正方形，即 $h/b = 1$，此时 $\beta = 0.141$。

设矩形截面扭杆一端固支，工作长度为 L_{beam}（见图 6），扭杆自由端产生的扭矩为

$$T = \frac{GI_p}{L_{beam}}\delta \tag{4}$$

式中：$G = E/[2(1+\mu)]$ 为材料的剪切模量，E 为材料的弹性模量，μ 为泊松比。

由式（1）和式（4）有

$$L_{beam} = \frac{GI_p}{K_{he,\delta}} = \frac{G\beta h^4}{K_{he,\delta}} \quad h = b \tag{5}$$

式中：L_{beam} 和 h 为正方形截面扭杆设计的待定参数，通过计算舵面偏转产生的铰链力矩，设计合适的扭杆尺寸，从而实现对舵面铰链力矩的模拟。

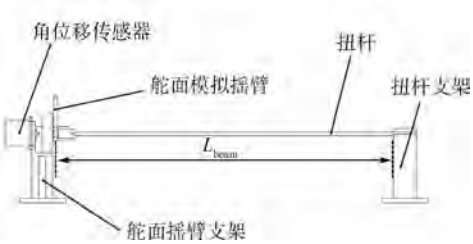


图 6 矩形截面扭杆气动力模拟装置原理图

Fig. 6 Schematic diagram of aerodynamic simulation device by a rectangular-section torsion bar

1.2 舵面惯性载荷模拟

如图 7 所示，舵面的惯性载荷指舵面的惯性力在转轴处产生的力矩。为模拟舵面的转动惯量，设舵面的质量为 m_g，舵面质心到转轴的距离为 L_g。

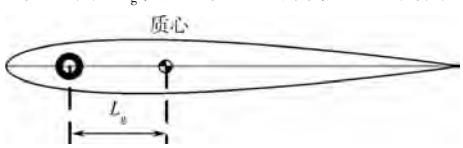


图 7 舵面转动惯量示意图

Fig. 7 Schematic diagram of rotational interia of control surface

通过在舵面模拟摇臂上增加配重并调整位置（见图 8），使得配重的质量 $m_w = m_g$，配重的位置满足 $L_w = L_g$ 时，该舵面模拟摇臂的转动惯量即等于舵面本身的转动惯量。

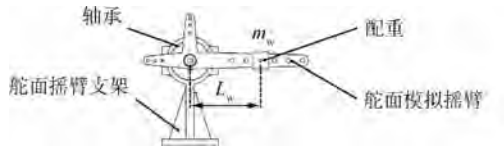


图 8 舵面惯性载荷模拟装置原理图

Fig. 8 Schematic diagram of simulation device of rotational inertial loads of control surface

2 频响函数测试方法

获得幅值和相位差的方法主要有傅里叶变换谱分析法、最小二乘法[13]和相关分析法[5]。对于步进正弦扫频测试，在单一频率点上有充足的数据，考虑到傅里叶变换谱分析法对噪声敏感，适合使用最小二乘法或者相关分析法。本文采用最小二乘法[13]计算系统在每个频率点上的幅值和相位差。

从计算机输出的扫频信号中截取样本个数为 N、频率为 f_i 下的信号片段，其离散表示为

$$u(n) = U\sin((2\pi f_i)n\Delta t) \tag{6}$$

式中：$n = 1,2,\cdots,N$；U 为扫频信号 $u(n)$ 的幅值。

在实际工作过程中，一般将舵系统近似为线性系统。测量到的舵偏转信号形式为

$$\begin{aligned} y(n) &= Y\sin((2\pi f_i)n\Delta t + \phi) + N_{y(n)} = \\ &A\cos\phi(U\sin((2\pi f_i)n\Delta t)) + \\ &A\sin\phi(U\cos((2\pi f_i)n\Delta t)) \\ &n = 1,2,\cdots,N \end{aligned} \tag{7}$$

式中：Y 为舵偏转信号 $y(n)$ 的绝对幅值；A 为传递函数幅值；ϕ 为传递函数相位；$N_{y(n)}$ 为测量信号中的噪声。

将式（7）改写为关于 $A\cos\phi$ 和 $A\sin\phi$ 的矩阵形式：

$$\begin{bmatrix} U\sin(2\pi f_i)\Delta t & U\cos(2\pi f_i)\Delta t \\ U\sin(2\pi f_i)2\Delta t & U\cos(2\pi f_i)2\Delta t \\ \vdots & \vdots \\ U\sin(2\pi f_i)N\Delta t & U\cos(2\pi f_i)N\Delta t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A\cos\phi \\ A\sin\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y(\Delta t) \\ y(2\Delta t) \\ \vdots \\ y(N\Delta t) \end{bmatrix} \tag{8}$$

简写为

$$\boldsymbol{U}_{f_i}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{Y}_{f_i} \tag{9}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通过最小二乘法寻找 $\boldsymbol{x}=[A\cos\phi \quad A\sin\phi]^{\mathrm{T}}$ 的最优解为

$$\boldsymbol{x}=\boldsymbol{U}_{f_i}^{+}\boldsymbol{Y}_{f_i} \tag{10}$$

得到在频率 f_i 下的频响值为

$$G_{f_i}(\mathrm{j}(2\pi f_i))=A\cos\phi+\mathrm{j}A\sin\phi \tag{11}$$

对每个频率线都做以上的最小二乘运算,就能够得到系统整体的频响特性,并且最小二乘的计算过程本身具有很强的滤波功能,能减小测量噪声对计算结果的误差。

3　舵机动力学系统辨识方法

3.1　辨识问题描述

子空间辨识在实测频响函数曲线的基础上,辨识获得舵机的离散状态空间模型,再将离散域模型转换到连续域,获得连续状态空间模型,利用该模型重构得到舵机传递函数。

考虑 n 阶线性时不变连续状态空间模型,其表征为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{u}\end{cases} \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}$ 和 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}$ 分别为连续状态空间模型的系统矩阵、输入矩阵、输出矩阵和直接传递矩阵;x 为系统的状态变量;u 为系统的输入;y 为系统的输出;下标 c 表示连续模型标识。离散后的状态空间模型为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_{r+1}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_r+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_r\\ \boldsymbol{y}_r=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}_r+\boldsymbol{D}\boldsymbol{u}_r\end{cases} \tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{D}$ 分别为离散状态空间模型的系统矩阵、输入矩阵、输出矩阵和直接传递矩阵;$y_r\in\mathbf{R}^p$ 为系统的输出;$u_r\in\mathbf{R}^m$ 为系统的输入;下标 r 表示采样点,即满足 $x_r=x(r\Delta t)$,Δt 为采样周期。

状态空间模型(13)的脉冲响应 $\boldsymbol{g}_k$ 表示为

$$\boldsymbol{g}_k=\begin{cases}\boldsymbol{D} & k=0\\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{k-1}\boldsymbol{B} & k>0\end{cases} \tag{14}$$

则状态空间模型(13)的频响函数为

$$\boldsymbol{G}(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega})=\sum_{k=0}^{\infty}\boldsymbol{g}_k\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\omega k}\qquad 0\leqslant\omega\leqslant\pi \tag{15}$$

即有

$$\boldsymbol{G}(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega})=\boldsymbol{C}(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega}\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{B}+\boldsymbol{D} \tag{16}$$

虽然,状态空间描述并不唯一,描述 $\{\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C},\boldsymbol{D}\}$ 与 $\{\hat{\boldsymbol{A}},\hat{\boldsymbol{B}},\hat{\boldsymbol{C}},\hat{\boldsymbol{D}}\}$ 之间可以通过转换矩阵 $\boldsymbol{T}$ 进行转换,即

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}=\boldsymbol{T}\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{T}^{-1},\boldsymbol{B}=\boldsymbol{T}\hat{\boldsymbol{B}}\\ \boldsymbol{C}=\hat{\boldsymbol{C}}\boldsymbol{T}^{-1},\boldsymbol{D}=\hat{\boldsymbol{D}}\end{cases} \tag{17}$$

但可以证明,式(16)与 $\boldsymbol{T}$ 无关。

于是,系统辨识的问题描述如下:

已知实测(包含噪声)M 个样本点的频响函数:

$$\boldsymbol{G}_k=\boldsymbol{G}(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega k})+\boldsymbol{n}_k\qquad k=1,2,\cdots,M \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{n}_k$ 为噪声。寻找有限维的频响函数 $\hat{\boldsymbol{G}}^M(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega})$ 使得

$$\lim_{M\to\infty}\|\hat{\boldsymbol{G}}^M-\boldsymbol{G}\|_\infty=0 \tag{19}$$

式中:

$$\|\cdot\|_\infty\triangleq\sup_{0\leqslant\omega\leqslant\pi}\sigma_1(\cdot(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega})) \tag{20}$$

其中:σ_1 定义为最大奇异值。当 $\boldsymbol{n}_k=\boldsymbol{0}$ 时,给定有限个样本点 M,存在 $M_0<\infty$ 使得

$$\|\hat{\boldsymbol{G}}^M-\boldsymbol{G}\|_\infty=0\qquad\forall M>M_0 \tag{21}$$

一般情况下,连续状态空间模型与离散状态空间模型之间满足信号的零阶采样保持(ZOH)假设。但是,大部分航模舵机均采用 50 Hz 的 PWM 控制,对于这种低采样率的离散系统,需要采用双线性变换,减小由于假设引起的误差[14]。

假设连续系统的传递函数为 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{c}}(s)$,离散系统的传递函数为 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{d}}(z)$,下标 c 表示连续模型标识,下标 d 表示离散模型标识。当获得了离散系统的传递函数时,即可通过逆变换获得连续系统的传递函数

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{c}}(s)=\boldsymbol{G}_{\mathrm{d}}\left(\frac{2+s\cdot\Delta T}{2-s\cdot\Delta T}\right) \tag{22}$$

连续和离散状态空间模型之间的双线性变换为[14]

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}=\dfrac{2}{\Delta T}(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{A})^{-1}(\boldsymbol{A}-\boldsymbol{I})\\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}=\dfrac{2}{\sqrt{\Delta T}}(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{B}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}=\dfrac{2}{\sqrt{\Delta T}}\boldsymbol{C}(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{A})^{-1}\\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{D}-\boldsymbol{C}(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{B}\end{cases} \tag{23}$$

式中:ΔT 为系统的采样周期,需要注意的是,$2/\Delta T$ 不是连续系统的极点。

3.2　频域子空间辨识

本文采用的子空间辨识算法的主要步骤如下:

步骤 1　扩展频响函数样本点

$$\boldsymbol{G}_{M+k}\triangleq\boldsymbol{G}_{M-k}^{*}\qquad k=1,2,\cdots,M-1 \tag{24}$$

式中:$(\cdot)^*$ 为 $(\cdot)$ 的共轭。

步骤 2　定义 $\hat{\boldsymbol{h}}_i$ 为 $2M$ 个样本点的离散傅里叶逆变换

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\hat{\boldsymbol{h}}_i \triangleq \frac{1}{2M}\sum_{k=0}^{2M-1}\boldsymbol{G}_k \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi ik(2M)} \qquad i = 0,1,\cdots,2M-1 \tag{25}$$

步骤 3 构建 Hankel 矩阵$\hat{\boldsymbol{H}}$

$$\hat{\boldsymbol{H}} \triangleq \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{h}}_1 & \hat{\boldsymbol{h}}_2 & \cdots & \hat{\boldsymbol{h}}_r \\ \hat{\boldsymbol{h}}_2 & \hat{\boldsymbol{h}}_3 & \cdots & \hat{\boldsymbol{h}}_{r+1} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \hat{\boldsymbol{h}}_q & \hat{\boldsymbol{h}}_{q+1} & \cdots & \hat{\boldsymbol{h}}_{q+r-1} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{qp\times rm} \tag{26}$$

式中：$q>n, r\geqslant n, q+r\leqslant 2M$。

步骤 4 对 Hankel 矩阵$\hat{\boldsymbol{H}}$进行奇异值分解

$$\hat{\boldsymbol{H}} = \hat{\boldsymbol{U}}\hat{\boldsymbol{\Sigma}}\hat{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}} \tag{27}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{U}}$为矩阵$\hat{\boldsymbol{H}}$的左奇异矩阵；$\hat{\boldsymbol{V}}$为矩阵$\hat{\boldsymbol{H}}$的右奇异矩阵；$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}$为矩阵$\hat{\boldsymbol{H}}$的奇异值矩阵。

步骤 5 确定系统阶数 n，通过矩阵重排，使得$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{\mathrm{s}}$包含前 n 个最大的奇异值，将式(27)按分块矩阵展开为

$$\hat{\boldsymbol{H}} = [\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{s}} \quad \hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{o}}]\begin{bmatrix}\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{\mathrm{s}} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{\mathrm{o}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{T}} \\ \hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{T}}\end{bmatrix} \tag{28}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{s}}$、$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{s}}$为$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{\mathrm{s}}$对应的奇异向量构成的左、右奇异矩阵；$\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{o}}$、$\hat{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{o}}$为剩余奇异值对角阵$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{\mathrm{o}}$对应的奇异向量构成的左、右奇异矩阵。

步骤 6 确定系统矩阵$\hat{\boldsymbol{A}}$和$\hat{\boldsymbol{C}}$

$$\hat{\boldsymbol{A}} = (\boldsymbol{J}_1\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{s}})^{+}\boldsymbol{J}_2\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{s}} \tag{29}$$

$$\hat{\boldsymbol{C}} = \boldsymbol{J}_3\hat{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{s}} \tag{30}$$

式中：$[\cdot]^{+}$表示$[\cdot]$的 Moore-Penrose 逆。

$$\begin{cases}\boldsymbol{J}_1 = [\boldsymbol{I}_{(q-1)\times 1} \quad \boldsymbol{0}_{(q-1)\times 1}] \\ \boldsymbol{J}_2 = [\boldsymbol{0}_{(q-1)\times 1} \quad \boldsymbol{I}_{(q-1)\times 1}] \\ \boldsymbol{J}_3 = [\boldsymbol{I}_{1\times 1} \quad \boldsymbol{0}_{1\times q-1}]\end{cases} \tag{31}$$

步骤 7 求解最小二乘问题确定$\hat{\boldsymbol{B}}$和$\hat{\boldsymbol{D}}$

$$\hat{\boldsymbol{B}},\hat{\boldsymbol{D}} = \underset{\substack{\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{n\times 1}\\ \boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{p\times 1}}}{\operatorname{argmin}}\sum_{k=0}^{M}\left\|\boldsymbol{G}_k - \boldsymbol{D} - \hat{\boldsymbol{C}}(\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega_k}\boldsymbol{I}-\hat{\boldsymbol{A}})^{-1}\boldsymbol{B}\right\|_{\mathrm{F}}^2 \tag{32}$$

式中：$\|\cdot\|_{\mathrm{F}}$为 F 范数。

步骤 8 求解辨识得到的传递函数$\hat{\boldsymbol{G}}^M$

$$\hat{\boldsymbol{G}}^M(z) = \hat{\boldsymbol{D}} + \hat{\boldsymbol{C}}(z\boldsymbol{I}-\hat{\boldsymbol{A}})^{-1}\hat{\boldsymbol{B}} \tag{33}$$

步骤 9 将离散域模型转换为连续域模型，获得系统传递函数。

4 舵机频响特性测试试验设计

针对文献[15]中选用的三款舵机分别进行了无气动载荷和有气动载荷的频响特性测试，并针对实际使用中的带气动载荷情况，进行了舵机传递函数参数辨识。

4.1 测试对象

1）舵机 A

JR SERVO DS8900G 舵机(见图 9)为无芯数字高速伺服电机，其主要参数如下：伺服电压为 4.8 V，转速为 0.05 s/60°(4.8 V)，扭矩为 0.336 N·m(4.8 V)，质量为 59 g。该舵机采用 50 Hz PWM 控制。

2）舵机 B

Hitec HS-7954SH 舵机(见图 10)为空心杯大扭力数字舵机，其主要参数如下：伺服电压为 6.0 V，转速为 0.15 s/60°(6.0 V)，扭力为 24 kg/cm(6.0 V)，质量为 65 g。该舵机采用 50 Hz PWM 控制。

3）舵机 C

MaxonMotor EC-4pole22-323218 舵机(见图 11)为直流高功率无刷电机，与减速器、传感器和控制器组成舵机伺服系统。该舵机的主要参数如下：电机电阻为 0.527 Ω，堵转转矩为0.639 N·m，额定转矩为0.045 1 N·m，最大允许转速为



图 9 JR SERVO DS8900G 舵机

Fig. 9 JR SERVO DS8900G actuator



图 10 Hitec HS-7954SH 舵机

Fig. 10 Hitec HS-7954SH actuator

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅



图 11　MaxonMotor EC-4pole22-323218 舵机

Fig. 11　MaxonMotor EC-4pole22-323218 actuator

15 000 r/min,转矩常数为0.014 N·m/A,速度常数为 680 r/(min·V),机械时长为 1.48 ms,转子惯量为 5.54 g·cm^2,减速器传动比 $i=50$,质量为 223 g。

4.2　测试布置

根据飞机模型的舵面参数[15]确定舵机频响特性测试平台中配重的质量和位置,并且根据该舵面实际的飞行状态,计算确定测试平台中的扭杆尺寸,其结果如表 1 所示。

利用舵机频响特性测试系统进行舵机的频响特性测试,通过给待测舵机输入正弦扫频信号,同时测量扫频信号与待测舵机的舵响应信号,绘制待测舵机的频响函数。舵机频响特性测试的输入与测量参数如表 2 所示,在每个频率点的信号长度不少于 10 个周期。

通过地面试验得到待测舵机的传递函数,利用子空间辨识获得舵机的传递函数。

表 1　舵机频响特性测试平台参数

Table 1　Parameters of actuator frequency response characteristic test platform

参数	数值
舵面转动惯量/(kg·mm)	2.40
舵面铰链刚度/(N·m·(°)$^{-1}$)	0.0022

表 2　舵机频响特性测试参数

Table 2　Parameters of actuator frequency response characteristic test

参数	航机 A	航机 B	航机 C
采样率/Hz	50	50	1 000
扫频初始频率/Hz	0.2	0.1	0.1
扫频终止频率/Hz	8	10	15
步进步长/(Hz·次$^{-1}$)	0.1	0.1	0.1

5　结果与讨论

分别对无气动载荷情况、有气动载荷情况测试舵机 A 的频响函数。选用舵机时,通常认为舵机的幅频特性 > −3 dB 即满足使用条件,由此可确定舵机的正常使用带宽;另外,实际舵机受内部机械结构和舵机采样率的影响存在时滞环节,由相频特性反映的舵机时滞时长也是舵机选用时的重要参数。

5.1　舵 机 A

5.1.1　实测频响函数

无气动载荷情况的实测频响函数如图 12 所示。图 12 显示在 0.1 ~ 10 Hz 区间内,该舵机的幅频特性较好。可以看出,该舵机的正常使用带宽在 8 Hz 以上。但从相频特性可以看出,该舵机存在明显的时滞环节,不同扫频幅值下的时滞时长差异明显。当扫频幅值在 2°时,该舵机的时滞时长为 0.06 s;当扫频幅值为 5°时,时滞时长变为 0.24 s。当扫频幅值为 2°与 3°时,其相位特性一致。

图 13 显示了舵机 A 有气动载荷时的频响特性。与无气动载荷不同的是,当扫频幅值为3°时

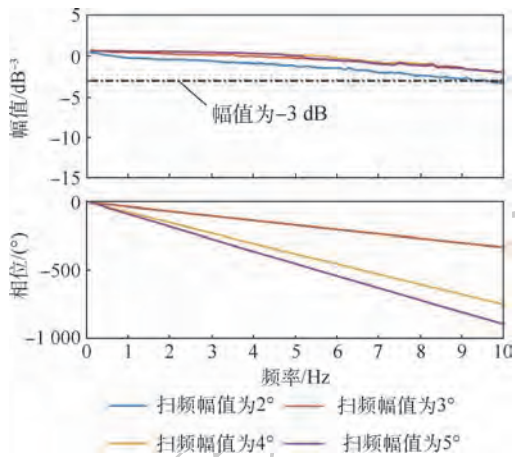


图 12　无气动载荷时舵机 A 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 12　Frequency response characteristics of Actuator A with sweep signal amplitude without aerodynamic load

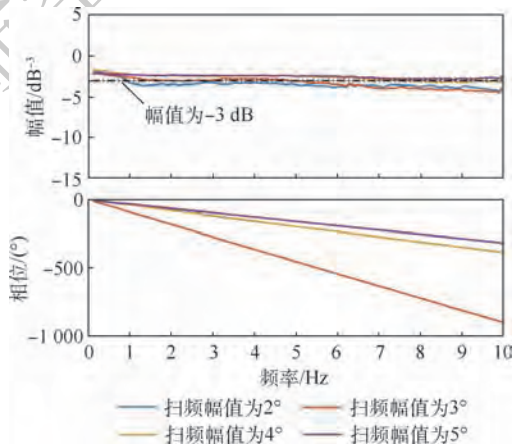


图 13　有气动载荷时舵机 A 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 13　Frequency response characteristics of Actuator A with sweep signal amplitude with aerodynamic loads

北航学报 赠阅

时滞最明显,时滞时长为 0.22 s。当扫频幅值为 5°时,时滞时长变为 0.07 s。当扫频幅值为 2°与 4°时,其相位特性一致。

图 14 对比了扫频幅值为 5°时有/无气动载荷对舵机特性的影响。可以看出,气动载荷不仅降低了舵机 A 的幅频特性,同时也显著改变了该舵机的相频特性。

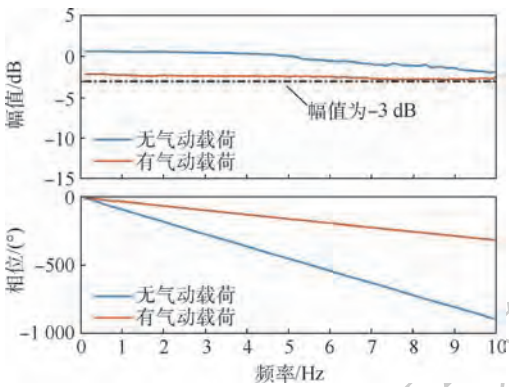


图 14 扫频幅值为 5°时,有/无气动载荷下的舵机 A 频响特性

Fig. 14 Frequency response characteristics of Actuator A under 5° sweep signal amplitude with/without aerodynamic load

5.1.2 舵机传递函数辨识

在考虑舵机时滞的影响下,引入时滞环节($e^{-\tau s}$),并对实测的传递函数进行辨识。辨识得到状态空间模型之后,利用式(16)重构离散系统的传递函数,并通过双线性变换构建连续系统的传递函数。

该舵机辨识得到的频响函数曲线与实测曲线如图 15 所示。可以看出,在 0.1 ~ 10 Hz 的频率区间内,其频响特性基本吻合。

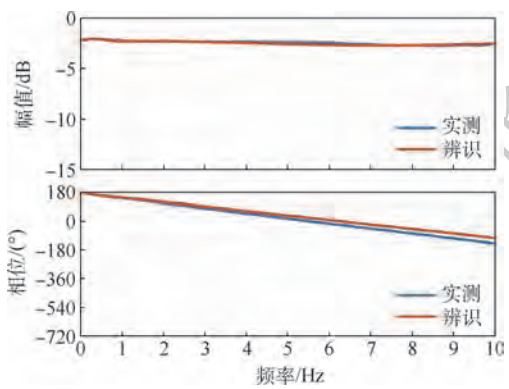


图 15 扫频幅值为 5°时,有气动载荷下的舵机 A 频响函数曲线对比

Fig. 15 Frequency response function curves identification of Actuator A under 5° sweep signal amplitude with aerodynamic loads

5.2 舵机 B

5.2.1 实测频响函数

从实测频响函数曲线看出(见图 16 和图 17),在 0.2 ~ 8 Hz 区间内,该舵机无气动载荷时的幅频特性随着扫频频率的增加而下降。其整体的幅频特性随着扫频幅值的增加而降低,并且该舵机的正常使用带宽小于 4 Hz。

在该舵机中也存在明显的时滞,但时滞时长随扫频幅值的变化不大。从图 18 看出,有/无气动载荷对该舵机的相频特性影响较小,施加气动载荷会小幅降低该舵机的幅频特性。

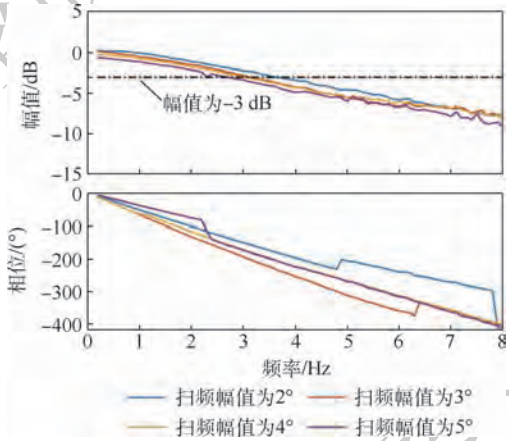


图 16 无气动载荷时舵机 B 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 16 Frequency response characteristics of Actuator B with sweep signal amplitude without aerodynamic load

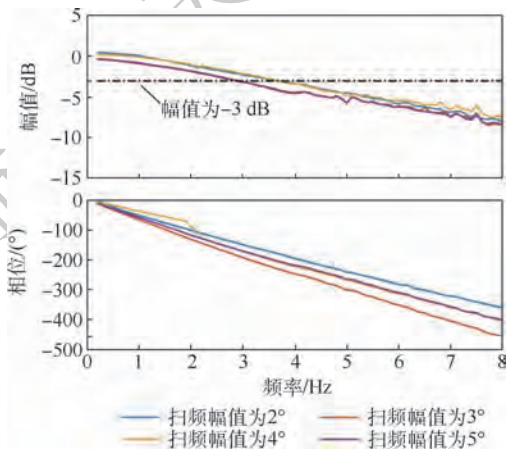


图 17 有气动载荷时舵机 B 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 17 Frequency response characteristics of Actuator B with sweep signal amplitude with aerodynamic loads

5.2.2 舵机传递函数辨识

考虑该舵机的时滞并对该舵机进行传递函数辨识,得到的频响函数曲线与实测曲线如图 19 所

北航学报 赠阅

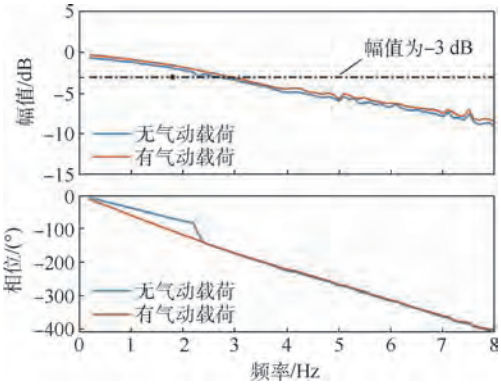


图 18　扫频幅值为 5°时,有/无气动载荷下的舵机 B 频响特性

Fig. 18　Frequency response characteristics of Actuator B under 5° sweep signal amplitude with/without aerodynamic load

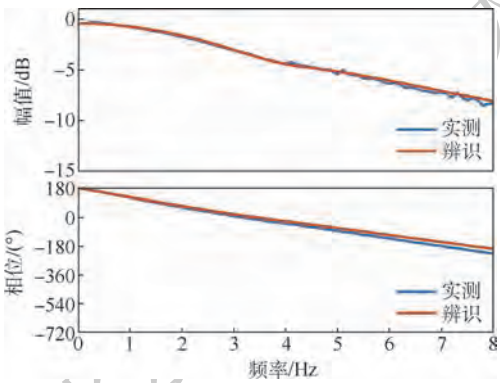


图 19　扫频幅值为 5°时,有气动载荷下的舵机 B 频响函数曲线对比

Fig. 19　Frequency response function curves identification of Actuator B under 5° sweep signal amplitude with aerodynamic loads

示。可以看出,在 0.2 ~ 8 Hz 的频率区间内,其频响特性吻合。该舵机中存在有 $\tau = 0.1$ s 左右的时滞时长。

5.3　舵 机 C

5.3.1　实测频响函数

如图 20 和图 21 所示,从实测频响曲线可以看出,该舵机的频响特性良好,不存在明显的时滞。在扫频幅值为 7°时,该舵机正常使用带宽也达到了 8 Hz。随着扫频幅值从 2°到 7°不断增大,舵机带宽也不断降低。

在施加气动载荷之后,如图 22 所示,该舵机的频响特性与无气动载荷时的特性一致。

5.3.2　舵机传递函数辨识

通过辨识发现,虽然该舵机存在有 $\tau = 14$ ms 的时滞时长,远大于舵机的机械时长 1.48 ms,但时滞时长远小于正常使用带宽对应周期,对实

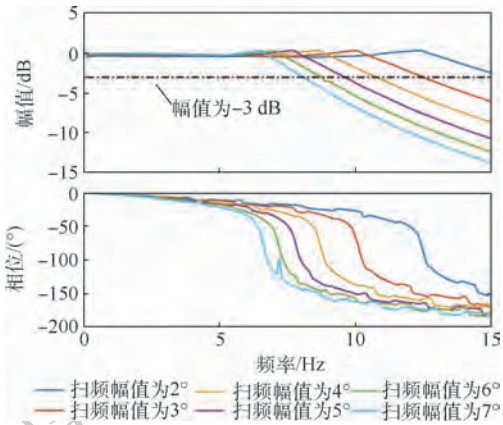


图 20　无气动载荷时舵机 C 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 20　Frequency response characteristics of Actuator C with sweep signal amplitude without aerodynamic load

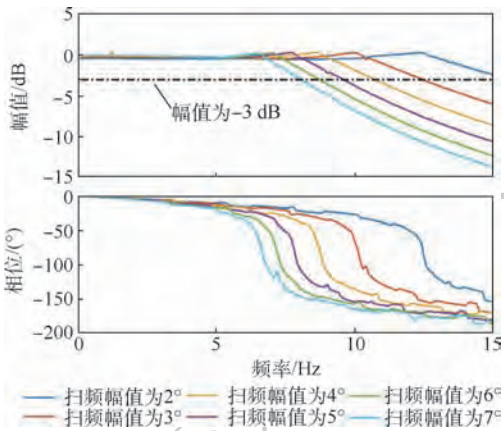


图 21　有气动载荷时舵机 C 随扫频信号幅值变化的频响特性

Fig. 21　Frequency response characteristics of Actuator C with sweep signal amplitude with aerodynamic loads

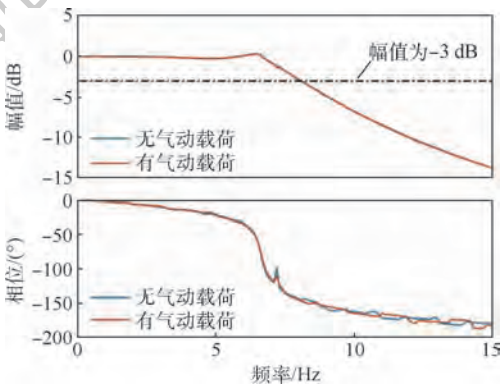


图 22　扫频幅值为 7°时,有/无气动载荷下的舵机 C 频响特性

Fig. 22　Frequency response characteristics of Actuator C under 7° sweep signal amplitude with/without aerodynamic load

北航学报 赠阅

际使用的影响较小。

对于该舵机，辨识得到的频响函数曲线与实测曲线如图 23 所示，在 0.1 ~ 15 Hz 的频率区间内，辨识与实测结果一致。

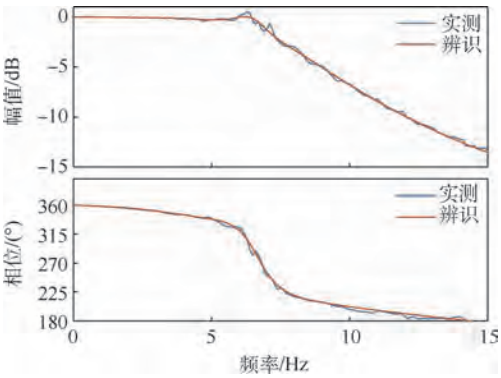


图 23 扫频幅值为 7°时，有气动载荷下的舵机 C 频响函数曲线对比

Fig. 23 Frequency response function curves identification of Actuator C under 7° sweep signal amplitude with aerodynamic loads

5.4 频响特性测试结果

通过测试结果对比，获得 3 款舵机的频响特性，舵机的主要频响特性参数如表 3 所示。3 款舵机均存在不同程度的时滞，一方面是由数字信号采样频率引起，另一方面是受舵机元件中的间隙和摩擦影响。

表 3 舵机频响特性测试结果

Table 3 Results of actuator frequency response characteristic test

舵机	扫频幅值/(°)	无气动载荷带宽/Hz	有气动载荷带宽/Hz	时滞时长/s
A	2	0.9	0.9	0.06 ~ 0.24
	3	>10	1.6	
	4	>10	7.6	
	5	>10	>10	
B	2	3.6	3.6	0.1
	3	3.2	2.9	
	4	3.0	3.6	
	5	2.6	2.9	
C	2	>15	>15	0.014
	3	12.5	12.5	
	4	10.7	10.7	
	5	9.6	9.6	
	6	8.7	8.7	
	7	8.1	8.1	

6 结 论

1）针对航模舵机的频响特性测试设计了一种舵机频响特性测试平台，利用该平台可以模拟舵面惯性载荷，可以对大部分航模舵机进行有/无气动载荷的测试，提出了航模舵机频响特性测试方法，利用子空间辨识获得舵机的传递函数。

2）在舵机的标称扭矩内，工作载荷的变化对普通小型舵机的幅频特性影响较大，载荷增加会使幅频曲线整体降低，扫频幅值的增加会降低航模舵机带宽。

3）普通小型舵机大多采用 50 Hz PWM 信号控制，受采样频率影响，舵机天然存在一个 0.02 s 的时滞，但通过频响特性测试发现，舵机的真实时滞时长远超于采样时间步长，这可能由舵机元件中的间隙和摩擦造成的。在使用时，应考虑采样频率和时滞的影响。

4）应用频域子空间辨识方法和双线性变换，辨识得到舵机的传递函数，通过与实测频响函数的对比，验证了本文辨识方法的有效性。

参考文献（References）

[1] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 3 版. 北京：北京航空航天大学出版社，2016：203-208.
YANG C. Princple of aircraft aeroelasticity[M]. 3rd ed. Beijing: Beihang University Press, 2016: 203-208(in Chinese).

[2] 陈怀民，庄皓玥，马松辉，等. 基于试验的电动舵机模型辨识[J]. 航空计算技术，2014，44(4)：6-9.
CHEN H M, ZHUANG H Y, MA S H, et al. Model identification of electromechanical actuator based on tests[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(4): 6-9(in Chinese).

[3] 马敏，周盛春，王伯波，等. 关于飞行器的电动舵机伺服系统参数辨识[J]. 计算机仿真，2016，33(2)：88-92.
MA M, ZHOU S C, WANG B B, et al. Parameter identification of electric actuator servo system on aircraft[J]. Computer Simulation, 2016, 33(2): 88-92(in Chinese).

[4] 朱萌，曹国武，张志伟，等. 基于 Levy 法的气动舵机参数辨识[J]. 弹箭与制导学报，2011，31(6)：69-72.
ZHU M, CAO G W, ZHANG Z W, et al. The system identification of pneumatic actuator based on Levy method[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(6): 69-72(in Chinese).

[5] 章家保，刘慧，贾宏光，等. 电动舵机伺服系统的模型辨识及其校正[J]. 光学精密工程，2008，16(10)：1971-1976.
ZHANG J B, LIU H, JIA H G, et al. Model identification and corrector design for servo system of electromechanical actuator[J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(10): 1971-1976(in Chinese).

[6] 高素军. 基于实测数据的系统辨识及实验研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2006：25-38.
GAO S J. Research and experiment of system identification based on real-gained data[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006: 25-38(in Chinese).

[7] MACIEJOWSKI J M. Guaranteed stability with subspace methods[J]. System and Control Letters, 1995, 26(2): 153-156.

[8] OVERSCHEE P V, MOOR B D. Subspace identification for linear systems[M]. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1996: 8-11.

[9] OVERSCHEE P V, MOOR B D. A unifying theorem for three subspace system identification algorithms[J]. Automatica, Spe-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

cial Issue on Trends in System Identification, 1995, 31(12): 1853-1864.

[10] DE CALLAFON R, DE ROOVER D, VAN DEN HOF P. Multivariable least squares frequency domain identification using polynomial matrix fraction descriptions[C]// Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996, 2: 2030-2035.

[11] LJUNG L. System identification: Theory for the user[M]. 2nd ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1999.

[12] CLAES M, GRAHAM M R, CALLAFON R A. Frequency domain subspace identification of a tape servo system[J]. Microsystem Technologies, 2007, 13(8-10): 1439-1447.

[13] 张仁嘉. 飞行器气动伺服弹性若干关键问题研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2015：101-102.
ZHANG R J. Extensional research on several critical aeroservoelastic problems of air vehicles[D]. Beijing: Beihang University, 2015: 101-102(in Chinese).

[14] MCKELVEY T, AKCAY H, LJUNG L. Subspace-based multivariable system identification from frequency response data[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1996, 41(7): 960-979.

[15] 黄超. 柔性飞翼飞机颤振主动抑制系统建模、设计与验证[D]. 北京：北京航空航天大学，2018：89-90.
HUANG C. Modeling, design and verification of active flutter suppression system acting on flexible flying wing aircraft[D]. Beijing: Beihang University, 2018: 89-90(in Chinese).

作者简介：

孙玉凯　男，博士研究生。主要研究方向：气动弹性力学与主动控制。

张仁嘉　男，博士，工程师。主要研究方向：飞行器总体设计、气动弹性力学与主动控制。

吴志刚　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：气动弹性力学与主动控制。

杨超　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：气动弹性力学与主动控制。

杨阳　男，博士研究生。主要研究方向：气动弹性力学与主动控制。

Dynamic property test and system identification of model aircraft actuators

SUN Yukai[1], ZHANG Renjia[2], WU Zhigang[1,*], YANG Chao[1], YANG Yang[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Small actuators are chosen due to the limitation of model aircraft's weight, space and design cost, most of which are lack of frequency response characteristics that need to be tested. Considering the influence of inertial loads and aerodynamic loads of rudder, an platform for testing frequency response characteristics of actuator was designed and capable to perform tests with or without loads on rudder. Frequency response characteristics test was conducted for three types of frequently-used actuators. Subspace identification method is used to obtain precise mathematical model of actuator. The comparison among frequency response characteristics of three actuators indicated that even if the nominal torque of the actuator meets the requirements of use, the amplitude-frequency characteristics change with the increase of loads. The time delay in the actuator also varies with the load. Widely used 50 Hz PWM signal limits the bandwidth of the actuator.

Keywords: actuator; subspace identification; actuator test; system identification; frequency characteristics

Received: 2019-05-05; **Accepted**: 2019-08-03; **Published online**: 2019-08-30 08:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190829.1738.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11672018)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0205

考虑绳阻尼的绳系并联机器人动力学特性分析

全下文载

彭苗娇，吴惠松，林麒*，周凡桂，柳汀，王晓光
（厦门大学 航空航天学院，厦门 361005）

摘 要：针对应用于风洞试验模型支撑的绳系并联机器人的设计需求，采用实验和理论建模相结合的方法，研究绳阻尼对绳系并联机器人动力学特性的影响。首先，为了准确地定量描述绳阻尼，设计了一套测量绳阻尼的实验装置，通过实验得到了不同参数下的绳阻尼比；其次，考虑了绳阻尼，对绳张力进行建模，并提出了考虑绳阻尼的绳系并联机器人的动力学建模方法；最后，分析了绳阻尼对绳系并联机器人动力学特性的影响。结果表明：绳阻尼对绳系并联机器人动力学响应的影响主要体现在响应幅值上，绳直径越大，绳阻尼对绳系并联机器人动力学响应的减振作用越明显。当绳阻尼系数大于 0.6 N·s/m 时，不论绳直径粗细如何，绳阻尼对绳系并联机器人动力学特性的影响不能忽略。研究结果可为绳系并联机器人的设计提供理论指导。

关 键 词：绳系并联机器人；绳阻尼；动力学特性；风洞试验；模型支撑
中图分类号：V216.8；O313.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0304-10

绳索具有线密度低、强度高、柔性好等特点，因此广泛应用于各种工程领域，包括斜拉桥[1]、船舶起重[2]、绳系卫星[3]、大型射电望远镜[4]、风洞试验[5-7]等。绳索的阻尼特性是影响机构功能的重要因素之一，也是设计中需要考虑的重要参数。绳索的材料、长度、直径、预紧力不同，都会导致绳索阻尼有较大差异，而目前尚缺乏可靠、完整的绳索阻尼数据库可供查询。

阻尼的理论计算方法有复数特征值法、模态应变能法、有限单元法和 Rayleigh-Ritz 法等[8-12]，但是这些方法基于线性黏弹性振动理论，即假定振动过程中张力、几何形状等不变，忽略了阻尼的非线性特性，且计算方法复杂，无法高效准确地对阻尼进行评价。现有文献对绳阻尼的研究均针对粗绳（直径 > 2 mm）[13-16]，由于阻尼的非线性，文献[17-19]中提到的针对粗绳阻尼的理论计算方法不一定能适用于细绳（直径≤2 mm），因此本文采用实验方法研究细绳的阻尼特性。

目前，绳系并联机构具有工作空间大、负载能力强、刚度高等特点，已成为国内外的研究热点[4-7]。特别在风洞试验领域，绳系并联机构作为一种新型支撑方式，与传统的硬式支撑相比，具有刚度大、对流场干扰小、易实现高速及复杂规律的运动等优点[20]，近年来引起国内外学者广泛关注。然而，在现有文献中，大部分未考虑绳阻尼的影响，个别虽考虑了绳阻尼，但绳阻尼系数是虚构值。汪选要等[21-22]将柔索简化成刚度为常值的弹簧，建立了并联柔索机构的动力学模型，进行了轨迹跟踪控制的研究，但没有考虑绳阻尼的影响。刘欣等[23]考虑了绳的弹性变形，进行了绳牵引并联机器人的运动控制研究，但没有考虑绳阻尼的影响。文献[24]的研究表明，绳阻尼对末端执行

收稿日期：2019-05-05；**录用日期**：2019-06-14；**网络出版时间**：2019-07-16 14:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190715.1602.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11472234，11702232，11072207）；中央高校基本科研业务费专项资金（20720180071）
* **通信作者**. E-mail：qilin@xmu.edu.cn

引用格式：彭苗娇，吴惠松，林麒，等. 考虑绳阻尼的绳系并联机器人动力学特性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：304-313. PENG M J，WU H S，LIN Q，et al. Dynamic characteristics of wire-driven parallel robot with wire damping[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：304-313 (in Chinese).

北航学报 赠阅

器的位姿具有显著的影响，但绳阻尼系数是虚构值。文献[25]考虑绳索弹性、阻尼和拉伸效应，给出了绳牵引并联支撑系统的振动特性，但绳阻尼比是虚构值。高估或低估绳索阻尼，将给绳系并联机构的设计带来较大误差，甚至影响机构整体的安全性。因此，研究绳索的阻尼特性，并分析绳阻尼对绳系并联机构的动力学特性的影响具有重要意义。

不失一般性，本文以应用于风洞试验新型支撑的绳系并联机器人（Wire-driven Parallel Robot，WDPR）为例，研究绳阻尼对 WDPR 在风洞试验中的动力学特性的影响。本文提出了测量绳阻尼的实验方法，解决了细绳阻尼的测量困难；通过采用绳阻尼比的实验测量值，建立 WDPR 的有阻尼动力学方程，分析风洞来流冲击作用下 WDPR 的动力学响应，给出了绳阻尼对 WDPR 动力学特性的影响判据。

1　绳阻尼特性测试

阻尼比的定义是阻尼系数与临界阻尼系数之比[26]，用于表达结构体标准化的阻尼大小。根据阻尼的产生机制[27]，本文研究绳的内部阻尼，即来自于材料内部各种微观和宏观过程的机械能耗散，以下简称阻尼。

1.1　实验原理

目前，对绳阻尼的测量一般采用激光位移计或应变片测量的方式[15,18-19]，而这 2 种方法均不适用于细绳（直径≤2 mm）的阻尼测量。因为绳太细，激光位移计的测量变得十分困难甚至不可用；粘贴应变片，则会改变细绳的动特性，影响阻尼测量结果的准确性。本文采用高速相机测量的方式，属于非接触式的测量方式，由于无需在绳索上附加任何质量元件，绳索本身的特性不被改变，特别适用于细绳（直径≤2 mm）阻尼的测量，同时也适用于粗绳（直径 >2 mm）。

实验原理如图 1（a）所示。实验时先将绳索张紧，在绳索中央悬挂重物施以载荷；待重物稳定后突然释放重物，即对绳索中央施加瞬间激励，使其做自由衰减振动；采用高速相机拍摄绳索中央部位的振动过程；从所拍绳索振动视频中提取绳索振幅最大处的位移信息进行数据处理和分析，得出与绳索阻尼特性相关的参数。通过该实验装置可测量不同长度、直径、预紧力和材料的绳索的阻尼参数。

绳阻尼实验装置的实物图如图 1（b）所示。实验台架采用欧标 6060L 双槽工业铝型材搭建，以保证实验台架具有良好的强度、刚度和稳定性；并以水平仪校核其水平度和垂直度。采用型号为 CHC-S 的拉力传感器（量程为 200 N，精度为 0.1%）测量绳张力。采用高速相机（型号：FASTCAM Mini AX200）获取绳索振动位移。标定板用于在数据后处理中确定绳索在振动中的实际位移。

如图 2 所示，选择 3 种不同直径的 Kevlar 绳作为实验样本，其物性参数如表 1 所示。通过

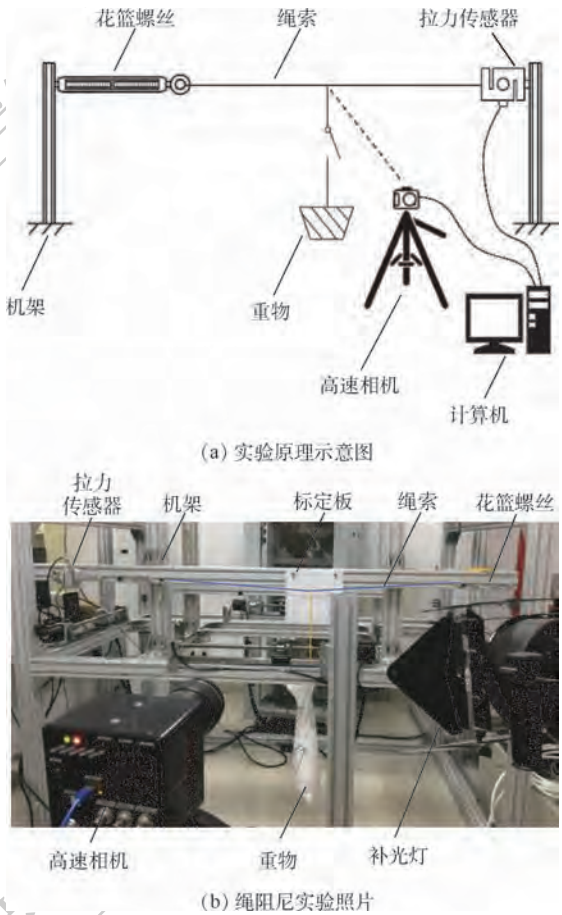


图 1　绳阻尼实验原理及装置

Fig. 1　Wire damping experimental principle and device

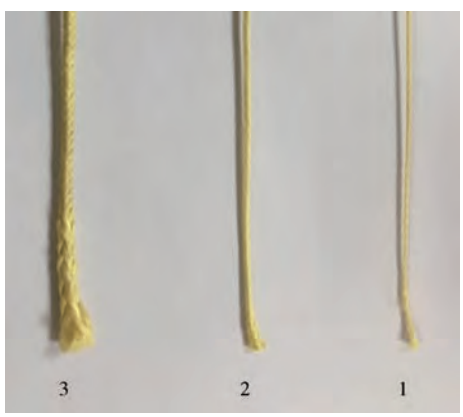


图 2　实验绳样本

Fig. 2　Wire samples for experiment

北航学报 赠阅

表 1 绳样本的物性参数

Table 1 Physical parameters of wire samples

样本序号	绳直径 d/mm	材料	体密度 ρ_w/(kg·m^{-3})	初始绳长 L_0/m	预紧力 T_0/N
1	0.6				
2	1.3	Kevlar	1 440	0.6 ~ 1.4	20 ~ 150
3	2				

设置不同的绳索参数(直径 d、预紧力作用下的初始绳长 L_0 和预紧力 T_0)进行实验,得到不同绳索参数下的阻尼比。

1.2 数据处理方法

采用对数衰减法进行数据后处理。记绳中点振动位移响应为 d_y。图 3 为实验数据 d_y 随时间衰减的曲线。

如图 3 所示,A_i 代表绳振动衰减曲线 d_y 的一个峰值,A_{i+r} 代表第 r 个周期后的峰值,可得[27]

$$\frac{A_{i+r}}{A_i} = \exp\left(-\frac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}2\pi r\right) \tag{1}$$

则对数衰减率 δ 为

$$\delta = \frac{-1}{r}\ln\left(\frac{A_{i+r}}{A_i}\right) = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}} \tag{2}$$

由式(2)可得绳阻尼比 ζ 的表达式为

$$\zeta = \frac{1}{\sqrt{1+(2\pi/\delta)^2}} \tag{3}$$

通过实验测得绳索的振动位移响应曲线,利用式(2)和式(3)进行数据处理,即可得到绳阻尼比。

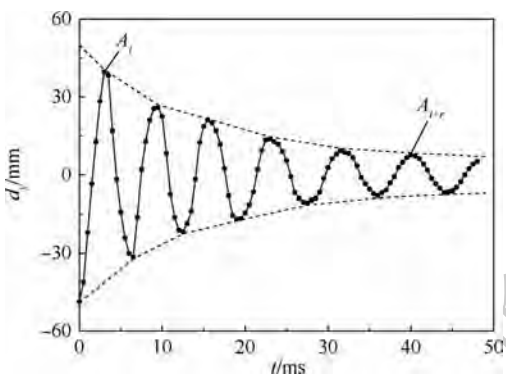


图 3 绳在竖直面内的振动位移响应

(d = 0.6 mm, L_0 = 1 m, T_0 = 30 N)

Fig. 3 Vibration displacement response of wire in vertical plane(d = 0.6 mm, L_0 = 1 m, T_0 = 30 N)

1.3 实验结果

不同直径、不同初始绳长的 Kevlar 绳在不同预紧力作用下的阻尼实验结果如图 4 ~ 图 6 所示。

从图 4 可见,绳阻尼比随预紧力的增加而减小。$T_0 \in [20,80]$ N 时,绳阻尼比的下降速率很快;$T_0 \in [90,145]$ N 时,绳阻尼比的下降速率趋于平缓,且绳阻尼比随预紧力的变化呈现非线性。

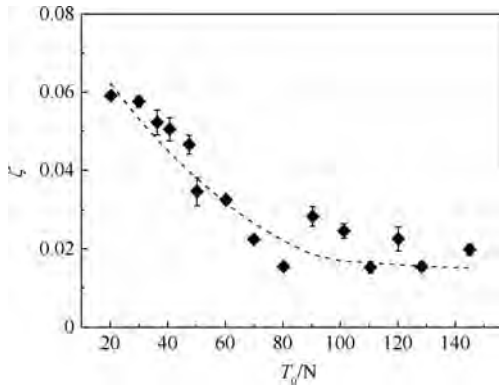


图 4 绳阻尼比与预紧力的关系(d = 0.6 mm, L_0 = 1 m)

Fig. 4 Relationship between wire damping ratio and preload(d = 0.6 mm, L_0 = 1 m)

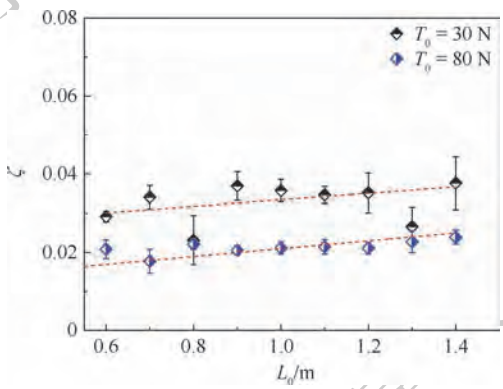


图 5 绳阻尼比与初始绳长的关系(d = 0.6 mm)

Fig. 5 Relationship between wire damping ratio and wire length (d = 0.6 mm)

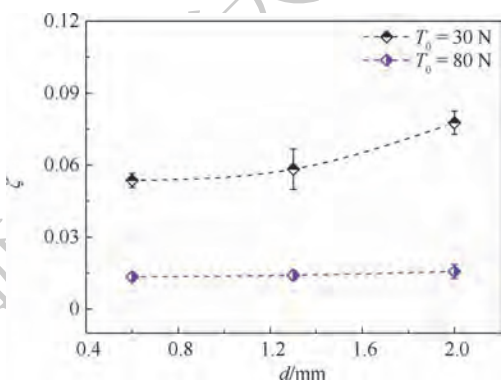


图 6 绳阻尼比与绳直径的关系(L_0 = 1 m)

Fig. 6 Relationship between wire damping ratio and wire diameter (L_0 = 1 m)

图 5 表明,绳阻尼比随初始绳长的增加而增大,但曲线变化较为平坦。在不同预紧力作用下,绳阻尼比随初始绳长的变化速率基本相同。预紧力为 80 N 时,绳阻尼比的分散度更小。

从图 6 可见,绳阻尼比随绳直径的增加而增大。当预紧力为 30 N 时,随着绳直径的增加,绳

北航学报 赠阅

阻尼比明显增大；但当预紧力为 80 N 时，随着绳直径的增加，绳阻尼比的增大很不明显。因此，预紧力越小，绳阻尼比随绳直径的变化将不能忽略。

2　动力学建模

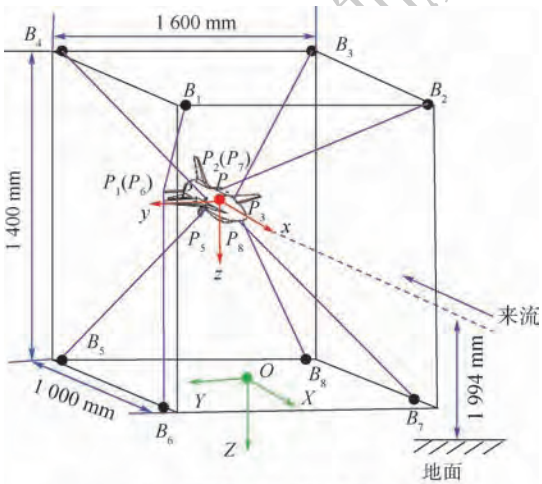
2.1　WDPR 动力学建模

图 7(a)为八绳牵引的六自由度 WDPR 原理样机示意图[28]。WDPR 原理样机采用 8 根 Kevlar 绳做牵引绳，将飞机模型悬挂在空中；改变牵引绳的长度可对模型六自由度的运动进行控制。所建造的 WDPR 原理样机如图 7(b)所示。

如图 8 所示，以静坐标系 $OXYZ$ 为参考系，飞机模型的位姿记为 $\boldsymbol{X}=[X_P,Y_P,Z_P,\phi,\theta,\psi]^{\mathrm{T}}$，$(X_P,Y_P,Z_P)$为沿 3 个坐标轴的平动，$(\phi,\theta,\psi)$为绕 3 个坐标轴的转动。

在静坐标系 $OXYZ$ 下，第 i 根绳的绳长矢量定义为

$$\boldsymbol{L}_i=\boldsymbol{B}_i-\boldsymbol{X}_P-\boldsymbol{R}\boldsymbol{r}_i \tag{4}$$



(a) WDPR原理样机示意图



(b) WDPR原理样机照片

图 7　WDPR 原理样机

Fig. 7　WDPR prototype

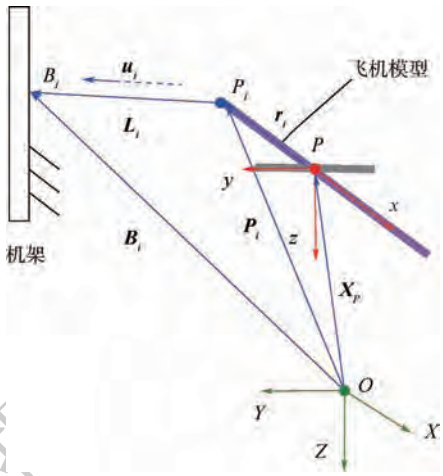


图 8　WDPR 运动学示意图

Fig. 8　Kinematic schematic diagram of WDPR

式中：B_i为第 i 根绳与滑轮的连接点，P_i为第 i 根绳与飞机模型的牵引点，$\boldsymbol{B}_i=\overrightarrow{OB_i}$，$\boldsymbol{X}_P=\overrightarrow{OP}=[X_P,Y_P,Z_P]^{\mathrm{T}}$ 代表 P 点在静坐标系 $OXYZ$ 下的位置向量；$\boldsymbol{r}_i=\overrightarrow{PP_i}$为 P_i点在动坐标系 $Pxyz$ 下的位置向量；$\boldsymbol{R}$ 为从动坐标系 $Pxyz$ 到静坐标系 $OXYZ$ 的旋转变换矩阵。B_i 点和 P_i 点的坐标见文献[28]。

记 L_i为第 i 根绳的实时绳长，则有

$$L_i=\sqrt{(\boldsymbol{B}_i-\boldsymbol{X}_P-\boldsymbol{R}\boldsymbol{r}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{B}_i-\boldsymbol{X}_P-\boldsymbol{R}\boldsymbol{r}_i)} \tag{5}$$

根据 Newton-Euler 法，飞机模型的动力学方程如下：

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{X}}+\boldsymbol{N}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{G}}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{A}}=\boldsymbol{J}_{\mathrm{A}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{T} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}(m\boldsymbol{I})_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{A}_{\mathrm{G}}\boldsymbol{H}\end{bmatrix}$为质量矩阵，$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & 0\\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi & 0\\ -\sin\theta & 0 & 1\end{bmatrix}$，$m$ 为飞机模型质量，$\boldsymbol{A}_{\mathrm{G}}$为飞机模型关于质心的惯量矩阵；$\boldsymbol{N}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{A}_{\mathrm{G}}\boldsymbol{\omega})\end{bmatrix}_{6\times1}$为非线性哥氏离心力，$\boldsymbol{\omega}$ 为飞机模型绕质心转动的角速度矢量，$\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{H}[\dot{\phi},\dot{\theta},\dot{\psi}]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{W}_{\mathrm{G}}=[0,\ 0,mg,0,0,0]^{\mathrm{T}}$为飞机模型的重力矢量，$g$为重力加速度；$\boldsymbol{W}_{\mathrm{A}}=[\boldsymbol{f}_{\mathrm{a}},\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{a}}]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{f}_{\mathrm{a}}$和 $\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{a}}$分别为作用在飞机模型质心上的气动力和气动力矩；$\boldsymbol{T}$ 为绳张力矢量；$\boldsymbol{J}_{\mathrm{A}}^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1 & \boldsymbol{u}_2 & \cdots & \boldsymbol{u}_8\\ \boldsymbol{r}_1\times\boldsymbol{u}_1 & \boldsymbol{r}_2\times\boldsymbol{u}_2 & \cdots & \boldsymbol{r}_8\times\boldsymbol{u}_8\end{bmatrix}$为 WDPR 的 Jacobi 矩阵，$\boldsymbol{u}_i$为第 i 根绳的单位向量($i=1,2,\cdots,8$)。

在风洞试验中，作用在飞机模型上的气动力

北航学报 赠阅

和力矩有升力、阻力、横向力、俯仰力矩、偏航力矩和滚转力矩,其表达式如下[29]:

$$\begin{cases} F_L = -qSC_L(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \\ F_D = -qSC_D(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \\ F_Y = qSC_Y(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \\ M_y = qSc_AC_m(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \\ M_z = qSbC_n(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \\ M_X = qSbC_l(\boldsymbol{X},\dot{\boldsymbol{X}}) \end{cases} \tag{7}$$

式中:负号表示与静坐标系坐标轴方向相反;q 为风洞试验段来流动压,对于低速风洞,$q=\frac{1}{2}\rho V^2$,ρ 为空气密度,V 为来流速度;S 为机翼参考面积;c_A 为平均气动弦长;b 为翼展;C_L 为升力系数;C_D 为阻力系数;C_Y 为横向力系数;C_m 为俯仰力矩系数;C_n 为偏航力矩系数;C_l 为滚转力矩系数。上述气动力系数与飞机模型的位姿和位姿的变化率相关。

2.2 绳张力建模

考虑绳阻尼,采用弹簧模型对绳索进行建模,得到绳张力的表达式如下:

$$T = k_u(L - L_u) - c\dot{L} \tag{8}$$

式中:T 为绳张力;k_u 为未变形绳的刚度;c 为绳阻尼系数;L 为实时绳长;L_u 为未变形的绳长。

根据绳阻尼系数和绳阻尼比的定义有

$$c = 2\zeta\sqrt{k_u m_s} \tag{9}$$

式中:ζ 为绳阻尼比,其数值可通过第 1 节的实验测得;m_s 为绳单位长度质量。

$$k_u = \frac{EA}{L_u} \tag{10}$$

$$m_s = \rho_w A \tag{11}$$

式中:E 为绳弹性模量;A 为绳未变形时的横截面积;ρ_w 为绳的体密度。

再根据应变公式有

$$\frac{L_0 - L_u}{L_u} = \frac{T_0}{EA} \tag{12}$$

联立式(9)~式(12),可得绳阻尼系数为

$$c = 2\zeta\sqrt{\frac{\rho_w A}{L_0}(T_0 + EA)} \tag{13}$$

绳长变化速率$\dot{\boldsymbol{L}}$和飞机位姿变化率 $\dot{\boldsymbol{X}}$ 之间的关系为

$$\dot{\boldsymbol{L}} = \boldsymbol{J}_A\boldsymbol{D}\dot{\boldsymbol{X}} \tag{14}$$

式中:$\boldsymbol{J}_A = (\boldsymbol{J}_A^T)^T$;$\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{H} \end{bmatrix}$ 为基于姿态角的转换矩阵,$\boldsymbol{H}$ 的表达式见式(6)。

所以,绳张力矢量表达式为

$$\boldsymbol{T} = \boldsymbol{K}_u(\boldsymbol{L} - \boldsymbol{L}_u) - \boldsymbol{C}_w\dot{\boldsymbol{L}} \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{K}_u = \mathrm{diag}(k_{u1}, k_{u2}, \cdots, k_{u8})$;$\boldsymbol{C}_w = \mathrm{diag}(c_1, c_2, \cdots, c_8)$;$\boldsymbol{L} = [L_1, L_2, \cdots, L_8]^T$;$\boldsymbol{L}_u = [L_{u1}, L_{u2}, \cdots, L_{u8}]^T$。

2.3 WDPR 的有阻尼动力学方程

联立式(6)、式(14)和式(15),可得 WDPR 的有阻尼动力学方程为

$$\tilde{\boldsymbol{M}}\ddot{\boldsymbol{X}} + \tilde{\boldsymbol{C}}\dot{\boldsymbol{X}} + \tilde{\boldsymbol{W}} = \boldsymbol{0} \tag{16}$$

式中:$\tilde{\boldsymbol{M}} = \boldsymbol{M}$ 为质量矩阵;$\tilde{\boldsymbol{C}} = \boldsymbol{J}_A^T\boldsymbol{C}_w\boldsymbol{J}_A\boldsymbol{D}$ 为阻尼矩阵;$\tilde{\boldsymbol{W}} = \boldsymbol{N} - \boldsymbol{W}_G - \boldsymbol{W}_A - \boldsymbol{J}_A^T\boldsymbol{K}_u(\boldsymbol{L} - \boldsymbol{L}_u)$ 为合外力矩阵。

根据式(4)可知,绳长向量 $\boldsymbol{L}$ 随飞机模型位姿 $\boldsymbol{X}$ 的变化而变化;根据式(6)可知,哥氏离心力 $\boldsymbol{N}$ 与飞机模型绕质心转动的角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 呈非线性关系;Jacobi 矩阵 $\boldsymbol{J}_A^T$ 也会随飞机模型位姿 $\boldsymbol{X}$ 的变化而变化。因此,式(16)是一个非线性动力学方程。

3 绳阻尼对 WDPR 动力学特性的影响

本节基于式(16)给出的 WDPR 的有阻尼动力学方程,研究风洞来流作用下,WDPR 的动力学响应受绳阻尼的影响。

3.1 仿真条件

仿真中所用的绳参数及飞机模型参数如下:

1)绳参数。如表 1 所示,采用 3 种不同直径的 Kevlar 绳做牵引绳,为了便于比较,弹性模量统一取 $E=21.9$ GPa。

2)飞机模型采用 SDM 标模,模型质量 $m=1.093$ kg,机翼参考面积 $S=0.026\,594$ m^2,平均气动弦长 $c_A=0.092$ m,模型关于质心的惯量矩阵为

$$\boldsymbol{A}_G = \begin{bmatrix} 5.844 & -0.012 & 1.057 \\ -0.012 & 99.364 & -0.003 \\ 1.057 & -0.003 & 101.314 \end{bmatrix} \times 10^{-4}\ \mathrm{kg\cdot m^2}$$

3)来流条件。以纵向测力试验[29](模型侧滑角为 0°,在一系列攻角下进行测量)为例,来流速度 $V=17$ m/s,空气密度 $\rho=1.29$ kg/m^3,飞机模型攻角 12°,升力系数 C_L、阻力系数 C_D、俯仰力矩系数 C_m 见参考文献[28]。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

为了克服非线性动力学方程的求解困难，本文采用隐式的变阶 Runge-Kutta 数值积分方法，对式(16)进行求解。

3.2　结果与分析

通过仿真分析，得到 WDPR 的动力学响应曲线，如图 9 ~ 图 12 所示。其中，飞机模型的位姿响应以飞机模型沿 *OX* 方向的位姿变化和俯仰角变化为例。

如图 9 所示，当绳直径为 0.6 mm 时，不考虑阻尼的情况下，飞机模型沿 *OX* 方向的位姿变化的峰-峰值为 0.1 mm；考虑阻尼的情况下，飞机模型沿 *OX* 方向的位姿变化的初始峰-峰值也为 0.1 mm，且随时间缓慢变小，但变化幅度不大。当绳直径为 2 mm 时，不考虑阻尼的情况下，飞机模型沿 *OX* 方向的位姿变化的峰-峰值仅为 0.01 mm；考虑阻尼的情况下，飞机模型沿 *OX* 方向的位姿变化的初始峰-峰值也为 0.01 mm，且随时间快速变小，在 $t = 3$ s 后趋于稳定。

如图 10 所示，当绳直径为 0.6 mm 时，不考虑阻尼的情况下，飞机模型俯仰角变化的峰-峰值为 0.1°；考虑阻尼的情况下，飞机模型俯仰角变化的初始峰-峰值也为 0.1°，且随时间缓慢变小，但变化幅度不大。当绳直径为 2 mm 时，不考虑阻尼的情况下，飞机模型俯仰角变化的峰-峰值仅为 0.01°；考虑阻尼的情况下，飞机模型俯仰角变化

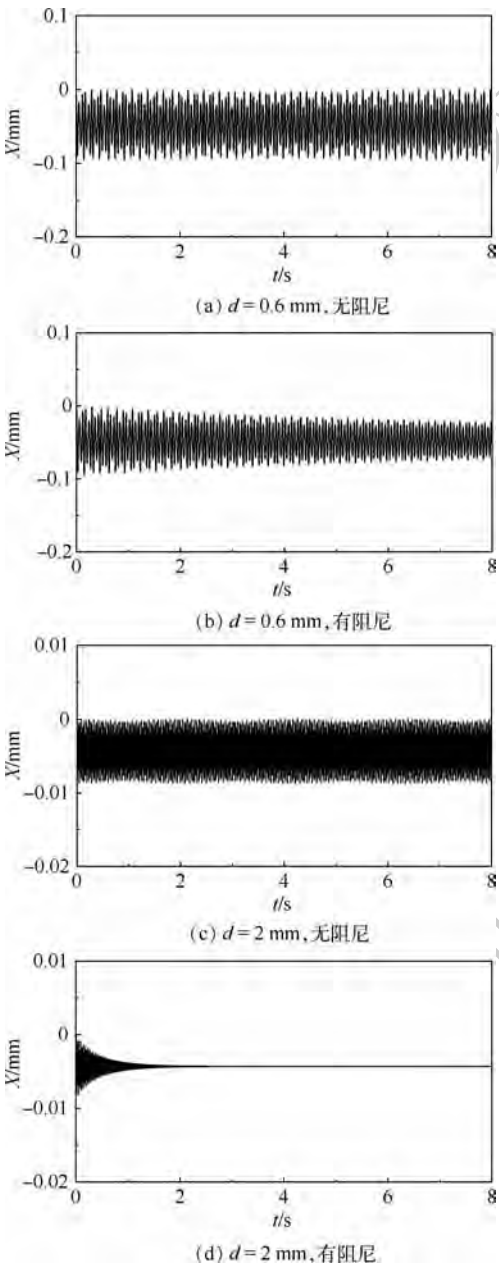


图 9　飞机模型沿 *OX* 方向位姿变化

Fig. 9　Attitude variation of aircraft model along *OX* direction

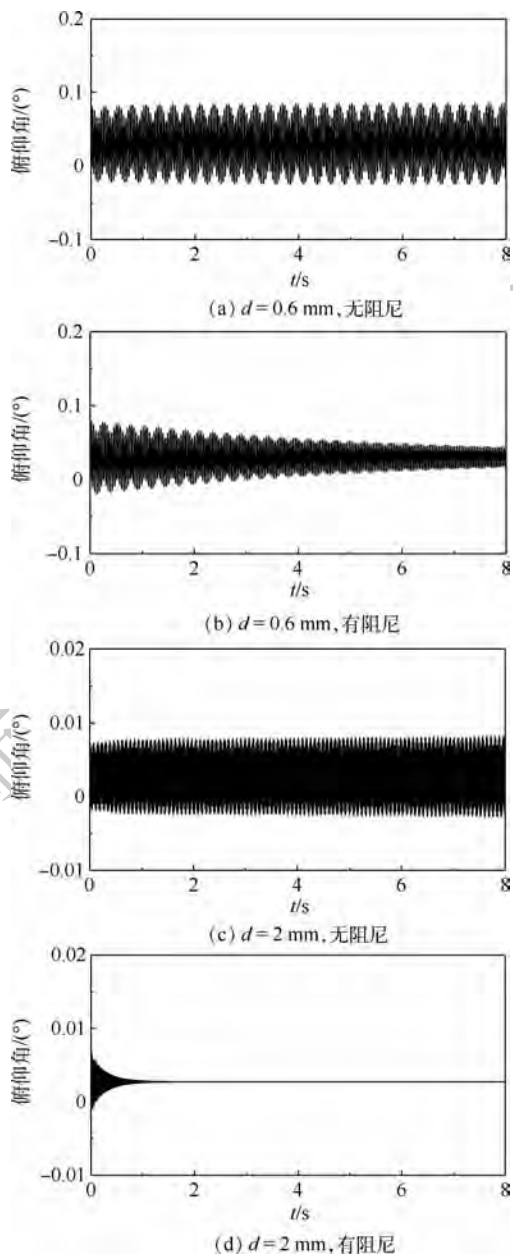


图 10　飞机模型俯仰角变化

Fig. 10　Pitching angle variation of aircraft model

北航学报 赠阅

的初始峰-峰值为 0.006°，且随时间快速变小，在 $t=2$ s 后趋于稳定。

在来流作用下，飞机模型位姿变化的同时，绳张力也随之变化。令 $\Delta T = T - T_0$，ΔT 为绳张力的变化量，T 为飞机模型位姿变化过程中的实时绳张力。以绳 5 为例，如图 11 所示，对于不同粗细的绳，不考虑阻尼的情况下，绳张力变化的峰-峰值为 2 N；考虑阻尼的情况下，绳张力变化的初始峰-峰值也为 2 N。在考虑阻尼的情况下，直径为 0.6 mm 的绳的绳张力随时间缓慢变小；而直径为 2 mm 的绳的绳张力随时间快速变小，在 $t=2$ s 后趋于稳定。

综上所述，在来流作用下，采用直径较大的绳，飞机模型位姿变化和绳张力变化在短时间内能趋于稳定。因此，在绳对流场的影响可以接受的情况下，采用直径较大的绳，WDPR 的稳定性更好。

图 12 为飞机模型位姿响应和绳张力响应曲线的局部放大图。从图 12 可见，无阻尼情况下，飞机模型的位姿和绳张力呈周期性振荡；考虑阻尼的情况下，飞机模型的位姿和绳张力呈衰减振荡，且绳直径较大时，振荡衰减得越快。说明绳阻尼对 WDPR 的动力学响应具有减振作用，且绳直径越大，绳阻尼的减振作用越明显。特别地，对于直径小于 2 mm 的细绳来说，相比无阻尼的情况，绳阻尼对飞机模型位姿及绳张力的振荡频率和相位的影响很小，基本可以忽略。

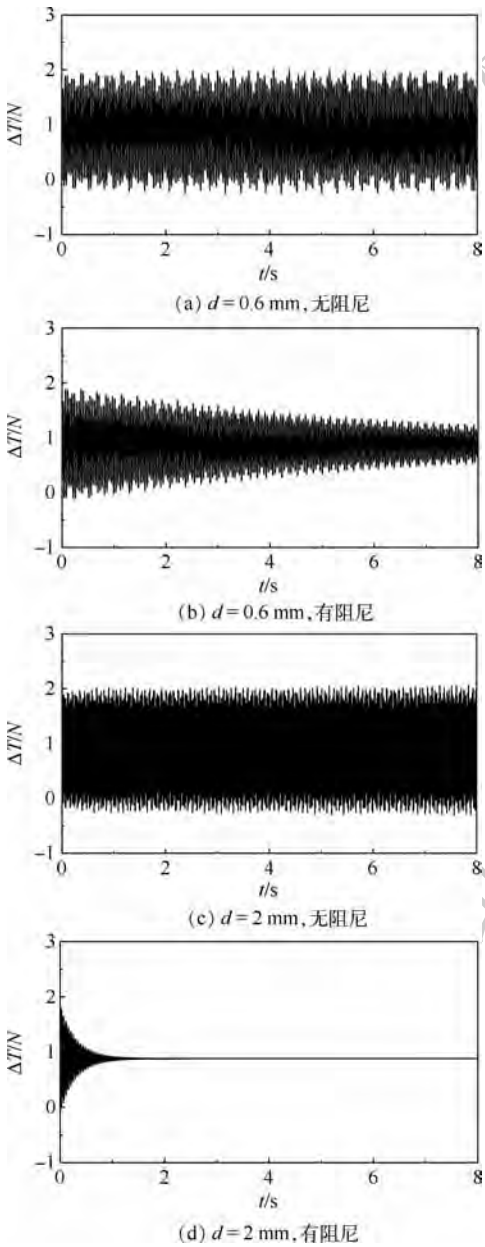


图 11 绳张力变化

Fig. 11 Wire tension variation

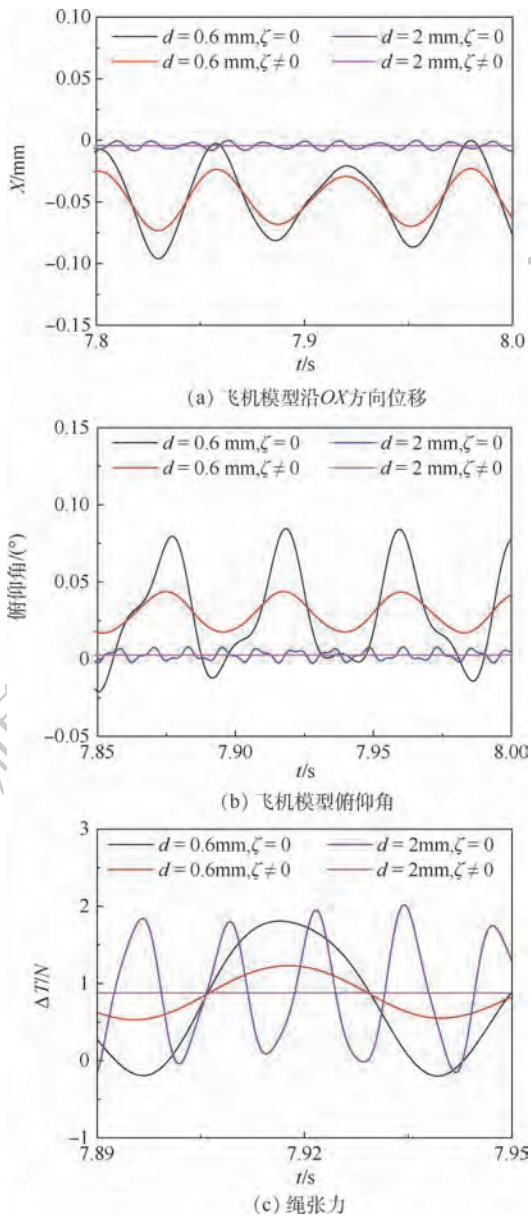


图 12 WDPR 动力学响应

Fig. 12 Dynamic response of WDPR

北航学报 赠阅

3.3　绳阻尼的影响判据

根据上述分析，直径不同的绳，对 WDPR 动力学响应的影响明显不同。以绳 5 为例，根据式(13)，不同直径绳的阻尼系数如表 2 所示。由于阻尼比和绳直径不同，导致阻尼系数有很大差别，从而导致 WDPR 的动力学响应明显不同。

表 2　不同直径绳的阻尼系数(绳 5)

Table 2　Damping coefficient of wire with different diameters(Wire No. 5)

绳直径 d/mm	初始绳长 L_0/m	预紧力 T_0/N	阻尼比 ζ	阻尼系数 c/(N·s·m^{-1})
0.6	0.685	30	0.034	0.131
2	0.685	30	0.075	3.198

直径不同的绳，其阻尼比不同，并且初始绳长、初始绳张力的不同，都会影响绳的阻尼系数。因此，以绳阻尼系数作为因变量，取 2 种不同直径的绳，分析其阻尼系数的变化对 WDPR 动力学响应的影响。定义当量系数 η_X、η_P、η_T，对飞机模型位姿和绳张力进行无量纲化处理：

$$\begin{cases} \eta_X = \dfrac{p_{X0}}{p_{Xc}} \\ \eta_P = \dfrac{p_{P0}}{p_{Pc}} \\ \eta_T = \dfrac{p_{T0}}{p_{Tc}} \end{cases} \tag{17}$$

式中：p_{X0}为无阻尼时飞机模型沿 OX 方向位姿变化的峰-峰值；p_{Xc}为有阻尼时飞机模型沿 OX 方向位姿变化 5 s 后的峰-峰值；p_{P0}为无阻尼时飞机模型俯仰角变化的峰-峰值；p_{Pc}为有阻尼时飞机模型俯仰角变化 5 s 后的峰-峰值；p_{T0}为无阻尼时绳张力变化的峰-峰值；p_{Tc}为有阻尼时绳张力变化5 s 后的峰-峰值。

如图 13 所示，当绳阻尼系数 $c>0.6$ N·s/m 时，无阻尼与有阻尼的动力学响应峰-峰值之比将超过 10，即绳阻尼的减振作用变得很显著，特别是直径粗的绳比直径细的绳，其阻尼的作用更明显。因此，在 WDPR 的设计中，可根据式(13)和实测的绳阻尼比计算得到，当绳阻尼系数 c 满足以下条件：$c>0.6$ N·s/m 时，不论绳直径粗细如何，其阻尼对 WDPR 动力学特性的影响不能忽略。

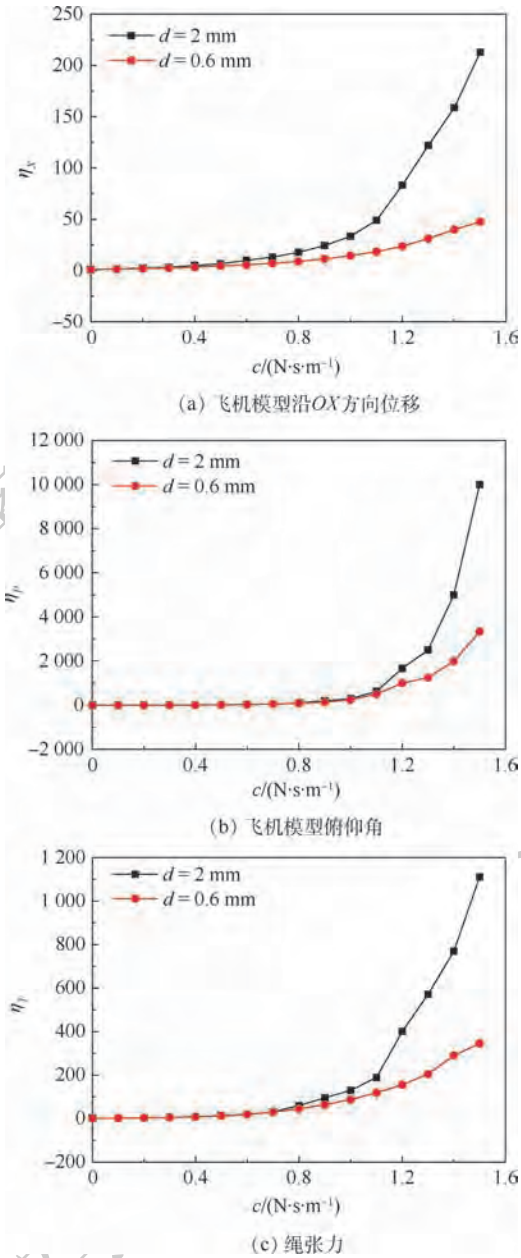


图 13　绳阻尼系数变化对 WDPR 动力学响应的影响

Fig. 13　Influence of wire damping coefficient variation on dynamic response of WDPR

4　结　论

本文以应用于风洞试验模型支撑的绳系并联机器人 WDPR 为例，研究绳阻尼对 WDPR 动力学特性的影响，得出以下结论：

1）考虑绳阻尼的情况下，当绳直径较小($d<1$ mm)时，飞机模型位姿变化和绳张力变化的峰-峰值随时间缓慢变小，但变化幅度不大；当绳直径较大($d\geqslant 2$mm)时，飞机模型位姿变化和绳张力

北航学报 赠阅

变化的峰-峰值随时间快速变小,并在 3 s 后趋于稳定。因此,在绳对流场的影响可以接受的情况下,采用直径较大的绳,WDPR 的稳定性更好。

2)绳阻尼对 WDPR 动力学响应的影响主要体现在响应幅值上,绳直径越大,绳阻尼对 WDPR 动力学响应的减振作用越明显。特别地,对于直径小于 2 mm 的细绳来说,相比无阻尼的情况,绳阻尼对飞机模型位姿及绳张力的振荡频率和相位的影响很小,基本可以忽略。

3)当绳阻尼系数大于 0.6 N·s/m 时,不论绳直径粗细如何,其阻尼对 WDPR 动力学特性的影响不能忽略。

综上所述,本文提出的建模方法和研究结果可为 WDPR 的设计提供指导。此外,绳阻尼的非线性特征及其随不同参数的变化规律,将在今后进一步开展研究。

参考文献(References)

[1] LEPIDI M, GATTULLI V. A parametric multi-body section model for modal interactions of cable-supported bridges[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333(19): 4579-4596.

[2] ARENA A, CASALOTTI A, LACARBONARA W, et al. Dynamics of container cranes: Three-dimensional modeling, full-scale experiments, and identification[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2015, 93: 8-21.

[3] 夏洁,庞兆君,金栋平. 面内弹性绳系卫星系统的内共振[J]. 振动工程学报,2012,25(3):232-237.
XIA J, PANG Z J, JIN D P. Inner resonance of an in-plane elastic tethered satellite system[J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(3): 232-237(in Chinese).

[4] 杜敬利,崔传贞,段清娟,等. 考虑柔索振动影响时索牵引并联机器人的动力学分析与控制[J]. 振动与冲击,2012,31(24):88-97.
DU J L, CUI C Z, DUAN Q J, et al. Dynamic analysis and control of a cable-driven parallel manipulator considering cable vibration effects[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(24): 88-97(in Chinese).

[5] LAFOURCADE P, LLIBRE M, REBOULET C. Design of a parallel wire-driven manipulator for wind tunnels[C]// Proceedings of the Workshop on Fundamental Issues and Future Research Directions for Parallel Mechanisms and Manipulators, 2002: 187-194.

[6] ROGNANT M, COURTEILLE E. Improvement of cable tension observability through a new cable driving unit design[C]// 3rd International Conference on Cable-Driven Parallel Robots. Berlin: Springer, 2018, 53: 208-291.

[7] XIAO Y W, LIN Q, ZHENG Y Q, et al. Model aerodynamic tests with a wire-driven parallel suspension system in low-speed wind tunnel[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(4): 393-400.

[8] FINEGAN I C, GIBSON R F. Analytical modeling of damping at micromechanical level in polymer composites reinforced with coated fibers[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(7): 1077-1084.

[9] GUAN Y J, WEI Y T. A new effective 3-D FE formulation of FRP structural modal damping for thick laminate[J]. Composite Structures, 2009, 87(3): 225-231.

[10] SINGH S P, GUPTA K. Damped free vibrations of layered composite cylindrical shells[J]. Journal of Sound and Vibration, 1994, 172(2): 191-209.

[11] CRANE R M, GILLESPIE JR J W. Analytical model for prediction of the damping loss factor of composite materials[J]. Polymer Composites, 1992, 13(3): 179-190.

[12] 马力,杨金水. 新型轻质复合材料夹芯结构振动阻尼性能研究进展[J]. 应用数学和力学,2017,38(4):369-398.
MA L, YANG J S. Progresses in the study on vibration damping properties of novel lightweight composite sandwich structures[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2017, 38(4): 369-398(in Chinese).

[13] GOODDING J C, ARDELEAN E V, BABUŠKA V, et al. Experimental techniques and structural parameter estimation studies of spacecraft cables[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(6): 942-957.

[14] STENGEL D, THIELE K, CLOBES M, et al. Aerodynamic damping of nonlinear movement of conductor cables in wind tunnel tests, numerical simulations and full scale measurements[J]. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, 2017, 169: 47-53.

[15] 谢旭,中村一史,前田研一,等. CFRP 拉索阻尼特性实验研究和理论分析[J]. 工程力学,2010,27(3):205-211.
XIE X, NAKAMURA H, MAEDA K, et al. Theoretical analysis and experimental test on damping characteristics of CFRP stay cables[J]. Engineering Mechanics, 2010, 27(3): 205-211(in Chinese).

[16] 李晓章,谢旭,张鹤. 桥梁拉索用 CFRP 线材阻尼特性试验研究和理论分析[J]. 工程力学,2015,32(1):176-183.
LI X Z, XIE X, ZHANG H. Experimental and theoretical studies on the damping properties of CFRP wires used in bridge cables[J]. Engineering Mechanics, 2015, 32(1): 176-183(in Chinese).

[17] YAMAGUCHI H, ADHIKARI R. Energy-based evaluation of modal damping in structural cables with and without damping treatment[J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 181(1): 71-83.

[18] SPAK K S, AGNES G S, INMAN D J. Modeling vibration response and damping of cables and cabled structures[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 336: 240-256.

[19] WEI C Y, KUKUREKA S N. Evaluation of damping and elastic properties of composites and composite structures by the resonance technique[J]. Journal of Materials Science, 2000, 35(15): 3785-3792.

[20] 王晓光,林麒. 风洞试验绳牵引并联支撑技术研究进展[J]. 航空学报,2018,39(9):022064.
WANG X G, LIN Q. Advances of wire-driven parallel suspension technologies in wind tunnel tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(9): 022064(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[21] 汪选要，曹毅. 冗余并联柔索机构轨迹跟踪控制的研究[J]. 机械设计，2012，29(11)：36-40.
WANG X Y，CAO Y. Research on trajectory tracking control of wire-driven parallel manipulator[J]. Journal of Machine Design，2012，29(11)：36-40(in Chinese).

[22] 汪选要，曹毅，黄真. 基于内张力补偿的并联柔索机构控制系统的研究[J]. 机械设计与制造，2013(1)：185-187.
WANG X Y，CAO Y，HUANG Z. Based on internal tension compensation research on control system of the redundant wire-driven parallel manipulators[J]. Machinery Design & Manufacture，2013(1)：185-187(in Chinese).

[23] 刘欣，仇原鹰，盛英. 风洞试验绳牵引冗余并联机器人的刚度增强与运动控制[J]. 航空学报，2009，30(6)：1156-1164.
LIU X，QIU Y Y，SHENG Y. Stiffness enhancement and motion control of a 6-DOF wire-driven parallel manipulator with redundant actuations for wind tunnels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2009，30(6)：1156-1164(in Chinese).

[24] WANG X G，PENG M J，HU Z H，et al. Feasibility investigation of large scale model suspended by cable driven parallel robot in hypersonic wind tunnel test[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers，Part G：Journal of Aerospace Engineering，2017，231(13)：2375-2383.

[25] 彭苗娇，王晓光，林麒. 风洞试验 WDPR 支撑牵引绳与模型耦合振动研究[J]. 振动工程学报，2017，30(1)：140-148.
PENG M J，WANG X G，LIN Q. Coupled vibration between wires and aircraft model of WDPR in wind tunnel test[J]. Journal of Vibration Engineering，2017，30(1)：140-148(in Chinese).

[26] HEYLEN W，LAMMENS S，SAS P. 模态分析理论与试验[M]. 白化同，郭继忠，译. 北京：北京理工大学出版社，2001：4-5.
HEYLEN W，LAMMENS S，SAS P. Modal analysis theory and testing[M]. BAI H T，GUO J Z，translated. Beijing：Beijing Institute of Technology Press，2001：4-5(in Chinese).

[27] DE SILVA C W. Vibration damping，control，and design[M]. Boca Raton：CRC Press，2007：1-18.

[28] 冀洋锋. 绳系并联机器人支撑及相关模型风洞试验问题研究[D]. 厦门：厦门大学，2017.
JI Y F. Research on wire-driven parallel robot suspension and the wind tunnel test with related model[D]. Xiamen：University of Xiamen，2017(in Chinese).

[29] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京：航空工业出版社，2002：322.
FAN J C. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing：Aviation Industry Press，2002：322(in Chinese).

作者简介：

彭苗娇　女，博士研究生。主要研究方向：绳系并联机器人、动力学及振动。

林麒　女，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：绳系并联机器人、风洞试验模型支撑、实验流体力学。

Dynamic characteristics of wire-driven parallel robot with wire damping

PENG Miaojiao，WU Huisong，LIN Qi*，ZHOU Fangui，LIU Ting，WANG Xiaoguang

(School of Aerospace Engineering，Xiamen University，Xiamen 361005，China)

Abstract：To actualize the design requirement of a wire-driven parallel robot applied as the model support in wind tunnel tests，the influence of wire damping on the dynamic characteristics of the wire-driven parallel robot was studied by combining experimental and theoretical modeling methods. Firstly，in order to describe the wire damping accurately and quantitatively，a set of experimental devices was designed to measure the wire damping ratio under different parameters. Secondly，considering the wire damping，the wire tension was modeled and the motion equation of the wire-driven parallel robot was established. Finally，the influence of wire damping on the dynamic characteristics of the wire-driven parallel robot was analyzed. The results show that wire damping mainly affects the amplitude response of the wire-driven parallel robot. The larger the diameter of the wire is，the more obvious the effect of wire damping on the vibration reduction of the wire-driven parallel robot is. When the wire damping coefficient is greater than 0.6 N·s/m，the influence of wire damping on the dynamic characteristics of the wire-driven parallel robot cannot be neglected，regardless of the diameter of the wire. The research results can provide theoretical guidance for the design of the wire-driven parallel robot.

Keywords：wire-driven parallel robot；wire damping；dynamic characteristics；wind tunnel test；model support

Received：2019-05-05；**Accepted**：2019-06-14；**Published online**：2019-07-16 14：13

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190715.1602.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (11472234，11702232，11072207)；the Fundamental Research Funds for the Central Universities (20720180071)

* **Corresponding author**. E-mail：qilin@xmu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0206

有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制

何吕龙，张佳强*，侯岳奇，梁晓龙，柏鹏
（空军工程大学 航空集群技术与作战运用实验室，西安 710051）

摘 要：针对无人机(UAV)集群在有向通信拓扑和存在通信时延条件下的时变编队控制问题进行了研究。建立了无人机集群二阶离散时间系统模型，基于无人机自身实时信息和相邻无人机带通信时延的状态信息，设计了分布式编队控制协议。通过理论分析，得到了无人机集群能够实现时变编队的充要条件，给出了可行的期望编队的表达式。在集群通信拓扑有生成树的条件下，分析了控制协议中待定参数和状态更新周期满足的耦合约束条件，并给出了参数设计的流程。仿真结果表明：即使在较大的通信时延下，所设计的控制协议也能实现无人机集群时变编队控制，验证了理论分析的正确性和有效性。

关 键 词：无人机(UAV)集群；编队控制；通信时延；通信拓扑；一致性控制
中图分类号：TP23
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0314-10

无人机(UAV)集群具有可靠性高、成本低、能力强等特点，在军事和民用领域具有广泛的应用前景[4]。无人机集群并不是简单的数量叠加，只有将其按照一定的编队构型组织起来，使之发生交互与反馈、激励与响应等交感行为，才可能实现系统能力的整体涌现[2]。不同的编队构型将产生不同类型、层次的能力涌现。因此，研究无人机集群的编队控制，对发展集群作战系统具有极为重要的现实意义。

与传统的多无人机编队只考虑空间位置关系不同，无人机集群的编队构型包括平台之间的交感拓扑和空间拓扑。因此，无人机集群编队控制需要在特定的交感拓扑下，通过分布式协同使集群内部所有个体的速度、位置达到并保持期望的相互关系[3]。目前，无人机集群编队控制可供借鉴的技术成果主要集中在多智能体系统(Multi-Agent System，MAS)协同控制和多无人机编队控制领域。多智能体系统的建模方法、协同策略、通信交互机制为无人机集群研究提供了良好的理论依据与可靠的研究手段[4-6]。近年来，国内外有关研究机构在无人机编队控制方面也展开了积极研究，取得了大量成果[7-10]。

随着多智能体系统一致性协同控制理论的发展，学者开始将相关理论用于无人机集群编队控制。文献[4]指出传统的基于行为、领导-跟随和虚拟结构的编队控制方法都可以统一到基于一致性方法的框架下。文献[11-13]分别针对一阶、二阶和高阶多智能体系统，设计了基于一致性的时不变编队控制协议。在无人机集群执行任务过程中，往往需要根据不同的任务需求进行编队构型的变换和演化，因此对无人机集群的时变编队控制进行研究更有意义。文献[14]采用输出反馈

收稿日期：2019-05-05；**录用日期**：2019-09-06；**网络出版时间**：2019-10-12 13:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191012.1005.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61472443，61703427）；陕西省自然科学基金（2017JQ6035）
*通信作者. E-mail：jiaqiang-z@163.com

引用格式：何吕龙，张佳强，侯岳奇，等. 有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：314-323. HE L L，ZHANG J Q，HOU Y Q，et al. Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：314-323 (in Chinese).

北航学报 赠阅

线性化方法,实现了多无人机的时变编队控制。文献[15]研究了由无人机和无人车组成的异构集群的时变编队控制问题。文献[16]设计了基于分布式状态观测的时变编队控制器,实现了一阶系统的时变编队跟踪控制。文献[17]研究了切换通信拓扑条件下的多无人机有限时间编队跟踪控制问题。文献[6]进一步研究了具有切换拓扑的二阶多智能体系统的编队控制问题,给出了实现时变编队的充要条件,并利用四旋翼无人机进行了实验验证。文献[18]设计了基于一致性方法的无人机集群编队控制器,并给出了确定控制器参数的步骤。针对存在通信时延的情况,文献[19]设计了一种分布式预测控制器,实现了多机器人编队控制。文献[20]研究了二阶多智能体系统在不确定时延下的时变编队跟踪控制问题,并将所得的结果用于多无人机的目标合围中。文献[21]研究了无人机在非一致时延和通信拓扑联合联通条件下的编队控制问题。文献[22]研究了无人机集群时变编队在通信时延和外部扰动下的鲁棒性。基于分层控制和封装的思想,文献[23]搭建了分布式控制的无人机集群编队控制演示验证系统。

在实际应用中,无人机的速度、位置等信息都需要先采样离散再通过交感网络发送给其他个体。无人机之间的通信频率还受到通信带宽限制,过高或过低都会影响集群的总体性能。而文献[13-22]的研究都是针对连续时间系统进行的,难以直接用于无人机集群的编队控制。因此,采用离散时间系统模型对无人机集群进行描述和研究,可以综合考虑控制器参数和通信频率需求,具有重要的现实意义。文献[24-25]分别研究了一阶和高阶离散时间系统在无时延条件下的分布式时不变编队控制问题。文献[26]研究了离散时间多机器人系统在切换拓扑和无时延条件下的时不变编队控制问题。文献[27]研究了二阶离散时间系统在通信时延和无向通信拓扑条件下的时不变编队控制问题,其设计的控制协议仅考虑了个体之间的空间位置关系。文献[28]得出了通信时延仅为一个采样周期时,二阶多智能体系统时不变编队控制稳定的充要条件。

综上所述,对以离散时间系统描述的无人机集群编队控制问题研究还不完善,通信时延和有向通信拓扑条件下的时变编队控制问题尚未解决。本文在现有研究成果的基础上,采用二阶离散时间系统模型来描述无人机集群,重点解决存在通信时延和有向通信拓扑条件下无人机集群的时变编队控制问题。基于自身实时信息和相邻个体带通信时延的状态信息,设计了分布式编队控制协议,并进行了稳定性分析。与现有文献相比,本文主要解决了以下 3 个问题:①存在通信时延和有向通信拓扑下,无人机集群时变编队稳定的充要条件;②期望的时变编队需要满足的可行性条件;③控制协议中相关参数和状态更新周期的耦合约束条件及其设计方法。

1　预备知识

考虑由 N 架无人机组成的集群,编号为 1,2,…,N。将每架无人机视作一个节点,则集群的交感拓扑可用有向图 $G=(W,E,\boldsymbol{A})$ 进行描述,其中 $W=\{1,2,\cdots,N\}$,$E=\{e_{ij}:i,j\in W\}$,$\boldsymbol{A}=[a_{ij}]_{N\times N}$ 分别为图 G 的节点集、边集和邻接矩阵。在无人机集群中,若无人机 j 的信息能够通过交感网络被无人机 i 接收到,即在图 G 中存在一条由节点 j 指向节点 i 的有向边 $e_{ij}\in E$ $(i\neq j)$,则称无人机 j 为无人机 i 的邻居,记 $N_i=\{j\,|\,j\in W:e_{ij}\in E\}$ 表示无人机 i 的邻居集合。a_{ij} 为无人机 j 的信息对无人机 i 的权重因子,如果 $j\in N_i$,则 $a_{ij}>0$,否则 $a_{ij}=0$。令 $a'_{ij}=a_{ij}\Big/\sum_{j\in N_i}a_{ij}$,$\boldsymbol{A}'=[a'_{ij}]_{N\times N}$,并对 $\boldsymbol{A}'$ 作如下划分:

$$\boldsymbol{A}'=\left[\begin{array}{c:c}a'_{11} & \cdots\quad a'_{1N}\\ \hdashline \vdots & \vdots\\ \hdashline a'_{N1} & \cdots\quad a'_{NN}\end{array}\right]=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}'_{11} & \boldsymbol{A}'_{01}\\ \boldsymbol{A}'_{10} & \boldsymbol{A}'_{11}\end{bmatrix}$$

称图 G 包含一棵有向生成树(spanning tree),如果存在一个节点 i,从这个点发出的信息可以传递到图中的任意其他节点。图 G 的 Laplacian 矩阵 $\boldsymbol{L}=[l_{ij}]_{N\times N}$ 定义为

$$l_{ij}=\begin{cases}\sum\limits_{k=1,k\neq i}^{N}a_{ik} & i=j\\ -a_{ij} & i\neq j\end{cases}$$

引理 1[29]　图 G 的 Laplacian 矩阵 $\boldsymbol{L}$ 至少有一个零特征值,其他非零特征值均具有正实部;如果 G 包含有向生成树,则 0 是 $\boldsymbol{L}$ 的代数重数为 1 的特征值,$\boldsymbol{1}_N$ 是其对应的右特征向量。

引理 2[29]　如果非负矩阵 $\boldsymbol{\Lambda}$ 具有相同的行和 $\mu>0$,则 μ 是 $\boldsymbol{\Lambda}$ 的特征值,且其对应的特征向量为 $\boldsymbol{1}_N$,谱半径 $\rho(\boldsymbol{\Lambda})=\mu$。$\mu$ 是 $\boldsymbol{\Lambda}$ 代数重数为 1 的特征值,当且仅当与 $\boldsymbol{\Lambda}$ 关联的图有生成树。

2　问题描述及分析

无人机集群通常由多种动力学特性的平台异

北航学报 赠阅

构而成。因此,为了增强编队控制算法的适应性,采用分层控制思想,将集群控制结构分为编队控制层和执行层。其中,编队控制层负责根据期望队形和友邻个体的状态,计算本机的控制输入;执行层根据编队控制层的输入,结合自身动力学特性,对本机的油门、姿态、舵面等进行控制。无人机集群编队分层控制的相关理论与应用已经较为成熟[6,20-23]。在编队控制层,可将每架无人机视为一个质点,其动力学特性可用如下基于差分近似的二阶离散时间系统模型来描述:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}_i(t+\delta) = \boldsymbol{x}_i(t) + \delta \boldsymbol{v}_i(t) \\ \boldsymbol{v}_i(t+\delta) = \boldsymbol{v}_i(t) + \delta \boldsymbol{u}_i(t) \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}_i(t) \in \mathbf{R}^n$,$\boldsymbol{v}_i(t) \in \mathbf{R}^n$ 和 $\boldsymbol{u}_i(t) \in \mathbf{R}^n$ 分别表示无人机 $i(i=1,2,\cdots,N)$ 的位置、速度和控制输入;$\delta>0$ 表示信息采样周期(假设其与控制器更新周期相同),状态更新时刻 $t \geqslant 0$ 可表示为 $t=t_0+q\delta$,其中 $t_0 \geqslant 0$ 为初始时刻,$q=1,2,\cdots$;$n \geqslant 1$ 为无人机运动空间的维数,为便于描述,以一维运动($n=1$)进行分析。假定无人机三维运动相互解耦,所得结论可以通过 Kronecker 积直接扩展到二维平面及三维空间。

期望的时变编队可用一组有界函数进行描述:

$$\begin{cases} \boldsymbol{h}_x(t) = [\boldsymbol{h}_{1x}(t), \boldsymbol{h}_{2x}(t), \cdots, \boldsymbol{h}_{Nx}(t)]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{h}_v(t) = [\boldsymbol{h}_{1v}(t), \boldsymbol{h}_{2v}(t), \cdots, \boldsymbol{h}_{Nv}(t)]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{h}_a(t) = [\boldsymbol{h}_{1a}(t), \boldsymbol{h}_{2a}(t), \cdots, \boldsymbol{h}_{Na}(t)]^{\mathrm{T}} \end{cases}$$

式中:$\boldsymbol{h}_x(t)$、$\boldsymbol{h}_v(t)$ 和 $\boldsymbol{h}_a(t)$ 称为编队参考向量;$\boldsymbol{h}_{ix}(t)$、$\boldsymbol{h}_{iv}(t)$ 和 $\boldsymbol{h}_{ia}(t)$ 分别表示无人机 i 的编队参考位置、速度和加速度。令 $\boldsymbol{h}_i(t)=[\boldsymbol{h}_{ix}(t), \boldsymbol{h}_{iv}(t)]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\xi}_i(t)=[\boldsymbol{x}_i(t), \boldsymbol{v}_i(t)]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{h}(t)=[\boldsymbol{h}_x^{\mathrm{T}}(t), \boldsymbol{h}_v^{\mathrm{T}}(t)]^{\mathrm{T}}$,$i=1,2,\cdots,N$。

定义 1 称无人机集群实现了期望编队 $\boldsymbol{h}(t)$,当且仅当对任意 $i,j \in \{1,2,\cdots,N\}$,$i \neq j$,有式(2)成立:

$$\lim_{t\to\infty}\{(\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t))-(\boldsymbol{\xi}_j(t)-\boldsymbol{h}_j(t))\}=0 \tag{2}$$

注 1 $\boldsymbol{h}_i(t)$ 给出了期望的编队,而不是每架无人机的参考轨迹,即 $\boldsymbol{h}_i(t)$ 只给出了 $\boldsymbol{\xi}_i(t)$ 的相对偏移矢量。虽然无人机集群最终将实现相对于某个参考点的时变编队,但这个参考点对所有无人机都是未知的,这是与集中式编队控制方法所不同的。当 $\boldsymbol{h}_i(t)=0$ 时,即是多智能体系统的一致性问题。

定义 2 如果对任意有界初始条件和 $i,j \in \{1,2,\cdots,N\}$,$i \neq j$,存在控制输入 $\boldsymbol{u}_i(t)$,使得无人机集群能够实现期望编队 $\boldsymbol{h}(t)$,则称 $\boldsymbol{h}(t)$ 在控制协议 $\boldsymbol{u}_i(t)$ 的作用下是可行的。

假设每架无人机能够获取本机的实时信息,通信时延仅存在于无人机之间实际交互的信息且不考虑数据丢包。为便于分析,设计如图 1 所示的通信时延统一策略,使得无人机之间的通信时延保持一致:将每架无人机自身状态的采样信息和采样时间一起封装并发送给其他无人机,设无人机 i 接收到无人机 j 信息的时延为 τ_{ij},令 $\hbar=\max\{\tau_{ij}: i=1,2,\cdots,N, j\in N_i\}$;接收到信息的无人机通过数据缓存器来存储邻居个体发来的数据,并根据数据的采样时刻设置一定的驻留时间 τ($\tau \geqslant \hbar$),使得无人机能够完成所有邻居个体状态信息的更新。对离散时间系统(1),可令 $\tau=p\delta$,其中 p 为大于等于 $\hbar/\delta$ 的最小整数。因此,对离散时间系统,通信时延至少为 1 个采样周期,即 $p \geqslant 1$,如图 2 所示。

为控制无人机集群实现期望编队,设计如下基于一致性方法的分布式控制协议:

$$\boldsymbol{u}_i(t) = \frac{\boldsymbol{K}}{\sum_{j\in N_i} a_{ij}} \sum_{j=1}^{N} a_{ij}\{\boldsymbol{\xi}_i(t)-\boldsymbol{h}_i(t)- [\boldsymbol{\xi}_j(t-\tau)-\boldsymbol{h}_j(t-\tau)]\}+\boldsymbol{h}_{ia}(t) \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{K}=[-\alpha,-\beta]$ 为待设计控制参数,α,$\beta>0$ 分别表示位置和速度增益系数。

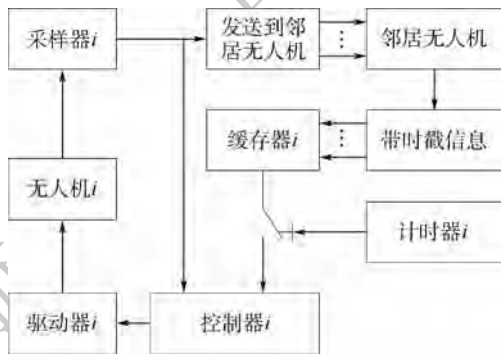


图 1 分布式通信时延统一策略

Fig. 1 A distributed scheme to uniform communication delay

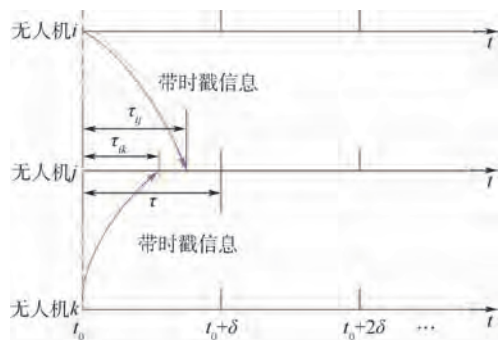


图 2 离散时间系统中的通信时延

Fig. 2 Communication delay in discrete-time systems

北航学报 赠阅

通过设计的通信时延处理策略,将非一致时延转为为一致时延,避免了通信拓扑对通信时延的影响。虽然基于驻留时间的通信时延处理方法具有一定的保守性,但是当直接对非一致时变时延进行处理存在困难时,该方法也不失为降低问题分析难度的有效方法。

3　编队稳定性分析与参数设计流程

本节对时变编队控制系统的稳定性进行分析,得到系统稳定的充要条件及在控制协议(3)作用下编队 $\boldsymbol{h}(t)$ 可行的约束条件,并给出相关参数的设计方法。

定理 1　通信时延和有向通信拓扑条件下,无人机集群系统(1)能够在控制协议(3)的作用下,实现时变编队 $\boldsymbol{h}(t)$,当且仅当 $\boldsymbol{h}(t)$ 满足可行条件:

$$\begin{cases}\lim\limits_{t\to\infty}\{[\boldsymbol{h}_{ix}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{iv}(t)-\boldsymbol{h}_{ix}(t+\delta)]-\\ \quad[\boldsymbol{h}_{jx}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{jv}(t)-\boldsymbol{h}_{jx}(t+\delta)]\}=0\\ \lim\limits_{t\to\infty}\{[\boldsymbol{h}_{iv}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{ia}(t)-\boldsymbol{h}_{iv}(t+\delta)]-\\ \quad[\boldsymbol{h}_{jv}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{ja}(t)-\boldsymbol{h}_{jv}(t+\delta)]\}=0\end{cases}\tag{4}$$

且离散时间系统(5)渐近稳定:

$$\boldsymbol{\varsigma}(t+\delta)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{N-1} & \delta\boldsymbol{I}_{N-1}\\ -\alpha\delta\boldsymbol{I}_{N-1} & (1-\beta\delta)\boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}\boldsymbol{\varsigma}(t)+\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \alpha\delta\boldsymbol{C} & \beta\delta\boldsymbol{C}\end{bmatrix}\boldsymbol{\varsigma}(t-\tau)\tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{C}=\boldsymbol{A}'_{11}-\boldsymbol{1}_{N-1}\boldsymbol{A}'_{01}$。

证明　令 $\boldsymbol{\psi}_{ix}(t)=\boldsymbol{x}_i(t)-\boldsymbol{h}_{ix}(t)$,$\boldsymbol{\psi}_{iv}(t)=\boldsymbol{v}_i(t)-\boldsymbol{h}_{iv}(t)$,$\boldsymbol{\psi}_i(t)=[\boldsymbol{\psi}_{ix}(t),\boldsymbol{\psi}_{iv}(t)]^{\mathrm{T}}$,则控制协议(3)可表示为

$$\boldsymbol{u}_i(t)=\frac{\boldsymbol{K}}{\sum\limits_{j\in N_i}a_{ij}}\sum_{j=1}^{N}a_{ij}[\boldsymbol{\psi}_i(t)-\boldsymbol{\psi}_j(t-\tau)]+\boldsymbol{h}_{ia}(t)=-\frac{1}{\sum\limits_{j\in N_i}a_{ij}}\sum_{j=1}^{N}a_{ij}\{\alpha[\boldsymbol{\psi}_{ix}(t)-\boldsymbol{\psi}_{jx}(t-\tau)]+\beta[\boldsymbol{\psi}_{iv}(t)-\boldsymbol{\psi}_{jv}(t-\tau)]\}+\boldsymbol{h}_{ia}(t)\tag{6}$$

代入式(1),则无人机集群系统可以表示为如下形式:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\psi}_x(t+\delta)=\boldsymbol{\psi}_x(t)+\delta\boldsymbol{\psi}_v(t)+\boldsymbol{h}_x(t)-\boldsymbol{h}_x(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)\\ \boldsymbol{\psi}_v(t+\delta)=-\alpha\delta\boldsymbol{\psi}_x(t)+\alpha\delta\boldsymbol{A}'\boldsymbol{\psi}_x(t-\tau)+(1-\beta\delta)\boldsymbol{\psi}_v(t)+\beta\delta\boldsymbol{A}'\boldsymbol{\psi}_v(t-\tau)+\boldsymbol{h}_v(t)-\boldsymbol{h}_v(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_a(t)\end{cases}\tag{7}$$

定义 $\boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}1 & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{1}_{N-1} & \boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}$,$\boldsymbol{E}^{-1}=\begin{bmatrix}1 & \boldsymbol{0}\\ -\boldsymbol{1}_{N-1} & \boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}$,$\bar{\boldsymbol{e}}=\boldsymbol{1}_N$,$\bar{\boldsymbol{E}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}$,$\tilde{\boldsymbol{e}}=[1\quad\boldsymbol{0}]$,$\tilde{\boldsymbol{E}}=[-\boldsymbol{1}_{N-1}\quad\boldsymbol{I}_{N-1}]$。

令 $\boldsymbol{\zeta}_x(t)=\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{\psi}_x(t)$,$\boldsymbol{\zeta}_v(t)=\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{\psi}_v(t)$,则 $\boldsymbol{\psi}_x(t)=\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t)$,$\boldsymbol{\psi}_v(t)=\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t)$。由式(7)可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t+\delta)=\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t)+\delta\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t)+\boldsymbol{h}_x(t)-\boldsymbol{h}_x(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)\\ \boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t+\delta)=-\alpha\delta\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t)+\alpha\delta\boldsymbol{A}'\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t-\tau)+(1-\beta\delta)\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t)+\beta\delta\boldsymbol{A}'\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t-\tau)+\boldsymbol{h}_v(t)-\boldsymbol{h}_v(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_a(t)\end{cases}\tag{8}$$

式(8)两边同时左乘 $\boldsymbol{E}^{-1}$ 可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{\zeta}_x(t+\delta)=\boldsymbol{\zeta}_x(t)+\delta\boldsymbol{\zeta}_v(t)+\boldsymbol{E}^{-1}[\boldsymbol{h}_x(t)-\boldsymbol{h}_x(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)]\\ \boldsymbol{\zeta}_v(t+\delta)=-\alpha\delta\boldsymbol{\zeta}_x(t)+\alpha\delta\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{A}'\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_x(t-\tau)+(1-\beta\delta)\boldsymbol{\zeta}_v(t)+\beta\delta\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{A}'\boldsymbol{E}\boldsymbol{\zeta}_v(t-\tau)+\boldsymbol{E}^{-1}[\boldsymbol{h}_v(t)-\boldsymbol{h}_v(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_a(t)]\end{cases}\tag{9}$$

注意到

$$\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{A}'\boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{1} & \boldsymbol{A}'_{01}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{A}'_{11}-\boldsymbol{1}_{N-1}\boldsymbol{A}'_{01}\end{bmatrix}\tag{10}$$

并令 $\boldsymbol{C}=\boldsymbol{A}'_{11}-\boldsymbol{1}_{N-1}\boldsymbol{A}'_{01}$,$\boldsymbol{\varsigma}_{ix}(t)=\boldsymbol{\psi}_{ix}(t)-\boldsymbol{\psi}_{1x}(t)$,$\boldsymbol{\varsigma}_{iv}(t)=\boldsymbol{\psi}_{iv}(t)-\boldsymbol{\psi}_{1v}(t)$,$\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)=[\boldsymbol{\varsigma}_{2x}(t),\boldsymbol{\varsigma}_{3x}(t),\cdots,\boldsymbol{\varsigma}_{Nx}(t)]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t)=[\boldsymbol{\varsigma}_{2v}(t),\boldsymbol{\varsigma}_{3v}(t),\cdots,\boldsymbol{\varsigma}_{Nv}(t)]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\varsigma}(t)=[\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}^{\mathrm{T}}(t),\boldsymbol{\varsigma}_{Fv}^{\mathrm{T}}(t)]^{\mathrm{T}}$。由式(9)和式(10)可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t+\delta)=\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)+\delta\boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t)+\tilde{\boldsymbol{E}}[\boldsymbol{h}_x(t)-\boldsymbol{h}_x(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)]\\ \boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t+\delta)=-\alpha\delta\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)+(1-\beta\delta)\boldsymbol{\varsigma}_v(t)+\alpha\delta\boldsymbol{C}\boldsymbol{\varsigma}_x(t-\tau)+\beta\delta\boldsymbol{C}\boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t-\tau)+\tilde{\boldsymbol{E}}[\boldsymbol{h}_v(t)-\boldsymbol{h}_v(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_a(t)]\end{cases}\tag{11}$$

即

$$\boldsymbol{\varsigma}(t+\delta)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{N-1} & \delta\boldsymbol{I}_{N-1}\\ -\alpha\delta\boldsymbol{I}_{N-1} & (1-\beta\delta)\boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}\boldsymbol{\varsigma}(t)+\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \alpha\delta\boldsymbol{C} & \beta\delta\boldsymbol{C}\end{bmatrix}\boldsymbol{\varsigma}(t-\tau)+(\boldsymbol{I}_2\otimes\tilde{\boldsymbol{E}})\begin{bmatrix}\boldsymbol{h}_x(t)-\boldsymbol{h}_x(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)\\ \boldsymbol{h}_v(t)-\boldsymbol{h}_v(t+\delta)+\delta\boldsymbol{h}_a(t)\end{bmatrix}\tag{12}$$

由定义 1 可知,$\boldsymbol{\varsigma}(t)$ 表示的是集群编队的相对误差,即如果集群能够实现编队 $\boldsymbol{h}(t)$,则对任意初始条件,有 $\boldsymbol{\varsigma}(t)\to\boldsymbol{0}\ (t\to\infty)$。由式(12)可

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

知,$\varsigma(t)\to 0(t\to\infty)$当且仅当式(5)渐近稳定且

$$\lim_{t\to\infty}(\boldsymbol{I}_2\otimes\tilde{\boldsymbol{E}})\left(\begin{bmatrix}\boldsymbol{h}_x(t)+\delta\boldsymbol{h}_v(t)\\ \boldsymbol{h}_v(t)\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\boldsymbol{h}_x(t+\delta)\\ \boldsymbol{h}_v(t+\delta)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{N+1}\\ \delta\boldsymbol{h}_a(t)\end{bmatrix}\right)=\boldsymbol{0} \tag{13}$$

将 $\tilde{\boldsymbol{E}}$ 代入(13)可得

$$\begin{cases}\lim\limits_{t\to\infty}\{[\boldsymbol{h}_{ix}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{iv}(t)-\boldsymbol{h}_{ix}(t+\delta)]-\\ \quad[\boldsymbol{h}_{1x}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{1v}(t)-\boldsymbol{h}_{1x}(t+\delta)]\}=0\\ \lim\limits_{t\to\infty}\{[\boldsymbol{h}_{iv}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{ia}(t)-\boldsymbol{h}_{iv}(t+\delta)]-\\ \quad[\boldsymbol{h}_{1v}(t)+\delta\boldsymbol{h}_{1a}(t)-\boldsymbol{h}_{1v}(t+\delta)]\}=0\end{cases} \tag{14}$$

由于无人机集群内部的编号是随机的,可知式(14)等价于式(4)。 **证毕**

注 2 式(4)称为期望编队的可行条件,给出了在控制协议(3)作用下,无人机集群(1)能够实现的编队 $\boldsymbol{h}(t)$ 应满足的约束。式(4)表明并非任意编队都是可行的,可行编队 $\boldsymbol{h}(t)$ 的期望位置、速度、加速度之间必须是“相容”的。体现在实际应用中,即要求所设计的期望编队必须满足飞行器的动力学约束。式(5)的渐近稳定使得集群编队误差趋于 0,集群最终形成期望的编队。

为便于描述与分析,令

$$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{N-1} & \delta\boldsymbol{I}_{N-1}\\ -\alpha\delta\boldsymbol{I}_{N-1} & (1-\beta\delta)\boldsymbol{I}_{N-1}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \alpha\boldsymbol{C} & \beta\boldsymbol{C}\end{bmatrix}$$

引理 3 若 $\alpha,\beta,\delta>0$ 满足以下任意一组不等组:

$$\begin{cases}\beta^2-4\alpha\geqslant 0\\ 0<\beta\delta\leqslant 2\end{cases} \tag{15a}$$

$$\begin{cases}\beta^2-4\alpha\geqslant 0\\ 2<\beta\delta<4\\ \alpha\delta^2-2\beta\delta+4>0\end{cases} \tag{15b}$$

$$\begin{cases}\beta^2-4\alpha<0\\ \alpha\delta-\beta<0\end{cases} \tag{15c}$$

则矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的谱半径 $\rho(\boldsymbol{H})<1$。

证明 设 λ 为矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的特征值,即

$$|\lambda\boldsymbol{I}_{2(N-1)}-\boldsymbol{H}|=\begin{vmatrix}(\lambda-1)\boldsymbol{I}_{N-1} & -\delta\boldsymbol{I}_{N-1}\\ \alpha\delta\boldsymbol{I}_{N-1} & (\lambda-1+\beta\delta)\boldsymbol{I}_{N-1}\end{vmatrix}=0 \tag{16}$$

1) 如果 $\lambda=1$,则由式(16)可得

$$|\lambda\boldsymbol{I}_{2(N-1)}-\boldsymbol{H}|=\alpha\delta^2=0 \tag{17}$$

与 $\alpha,\beta,\delta>0$ 矛盾,因此 $\lambda\neq 1$。

2) 如果 $\lambda\neq 1$, 则由式(16)可得

$$|\lambda\boldsymbol{I}_{2(N-1)}-\boldsymbol{H}|=\lambda^2+(\beta\delta-2)\lambda+\alpha\delta^2-\beta\delta+1=0 \tag{18}$$

由式(18)可得 $\lambda_{1,2}=\dfrac{2-\beta\delta\pm\sqrt{(\beta^2-4\alpha)\delta^2}}{2}$。

①当 $\beta^2-4\alpha\geqslant 0$,由谱半径的定义可知,$\rho(\boldsymbol{H})<1$当且仅当

$$\max\left(\left|\frac{2-\beta\delta\pm\sqrt{(\beta^2-4\alpha)\delta^2}}{2}\right|\right)<1 \tag{19}$$

由式(19)可得 $\alpha,\beta,\delta>0$ 满足式(15a)或式(15b)。

②当 $\beta^2-4\alpha<0$,易知

$$\rho^2(\boldsymbol{H})=\alpha\delta^2-\beta\delta+1 \tag{20}$$

因此,$\rho(\boldsymbol{H})<1$ 当且仅当 α, β, $\delta>0$ 满足式(15c)。 **证毕**

引理 4 如果 $\rho(\boldsymbol{H})<1$,则存在常数 $M\geqslant 1$,$\gamma\in(0,1)$及某种矩阵范数$\|\cdot\|_M$,使得$\|\boldsymbol{H}\|_M^{t-t_0}\leqslant\gamma^{t-t_0}$,$t\geqslant t_0$。

证明 只需证明存在矩阵范数$\|\cdot\|_M$,使得$\|\boldsymbol{H}\|_M<1$,并取 $\gamma\in[\|\boldsymbol{H}\|_M,1)$即可。

存在非奇异矩阵 $\boldsymbol{R}$,使得 $\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{H}\boldsymbol{R}=\boldsymbol{J}$,其中,$\boldsymbol{J}$ 为矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的 Jordan 标准型。令

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Gamma}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_{2N-2})\\ \tilde{\boldsymbol{I}}=\begin{bmatrix}0 & \sigma_1 & & \\ & 0 & \ddots & \\ & & \ddots & \sigma_{2N-3}\\ & & & 0\end{bmatrix}\end{cases}\quad\sigma_i=0,1$$

则有 $\boldsymbol{J}=\boldsymbol{\Gamma}+\tilde{\boldsymbol{I}}$。

对任意 $\varepsilon>0$,令 $\boldsymbol{D}=\mathrm{diag}(1,\varepsilon,\cdots,\varepsilon^{2N-3})$,则有

$$(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})^{-1}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})=\boldsymbol{D}^{-1}\boldsymbol{J}\boldsymbol{D}=\boldsymbol{\Gamma}+\varepsilon\tilde{\boldsymbol{I}} \tag{21}$$

由式(21)可得

$$\|(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})^{-1}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})\|_1=\|\boldsymbol{\Gamma}+\varepsilon\tilde{\boldsymbol{I}}\|_1\leqslant\rho(\boldsymbol{H})+\varepsilon \tag{22}$$

式中:$\|\cdot\|_1$ 表示矩阵的列和范数。

容易验证$\|\boldsymbol{H}\|_M=\|(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})^{-1}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{D})\|_1$是矩阵范数,于是可得到

$$\|\boldsymbol{H}\|_M\leqslant\rho(\boldsymbol{H})+\varepsilon \tag{23}$$

由于 $\rho(\boldsymbol{H})<1$,取 $\varepsilon=\dfrac{1}{2}[1-\rho(\boldsymbol{H})]>0$,代入式(23)可得

$$\|\boldsymbol{H}\|_M\leqslant\rho(\boldsymbol{H})+\varepsilon=\frac{1}{2}[1+\rho(\boldsymbol{H})]<1 \tag{24}$$

证毕

注 3 需要指出的是,引理 4 只是表明了参数 γ、M 及矩阵范数$\|\cdot\|_M$ 的存在性,所构造的范数$\|\cdot\|_M$ 与给定的矩阵 $\boldsymbol{H}$ 密切相关。因此,当参数变化时,需要重新构造范数$\|\cdot\|_M$。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

引理 5　如果 $1-\gamma-l>0$,则不等式 $\theta^{\tau+\delta}-\gamma\theta^{\tau}-l>0$ 至少存在一个解 $\theta,\theta\in(\gamma,1)$。

引理 6　如果 G 有生成树,则当 $t\to+\infty$,式(5)有唯一平衡点 $\boldsymbol{0}$,即 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\varsigma}(t)=\boldsymbol{0}$。

证明　当 $t\to+\infty$,式(5)等价于

$$\lim_{t\to\infty}\{(\boldsymbol{I}_{2(N-1)}-\boldsymbol{H}-\delta\boldsymbol{P})\boldsymbol{\varsigma}(t)\}=\boldsymbol{0}$$

则引理 6 可转化为:如果 G 有生成树,则

$$\lim_{t\to\infty}\left\{\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & -\delta\boldsymbol{I}_{N-1}\\ \alpha\delta(\boldsymbol{I}_{N-1}-\boldsymbol{C}) & \beta\delta(\boldsymbol{I}_{N-1}-\boldsymbol{C})\end{bmatrix}\begin{pmatrix}\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)\\ \boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t)\end{pmatrix}\right\}=\boldsymbol{0}\tag{25}$$

有且仅有全零解。

由式(25)可知,$\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\varsigma}_{Fv}(t)=\boldsymbol{0}$。因此,只需证明 $\lim\limits_{t\to\infty}\{(\boldsymbol{I}_{N-1}-\boldsymbol{C})\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)\}=\boldsymbol{0}$,当且仅当 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)=\boldsymbol{0}$,即矩阵 $\boldsymbol{C}$ 没有特征值 1。由于 G 有生成树,由引理 2 和 $\boldsymbol{A}'$ 的定义可知,1 是矩阵 $\boldsymbol{A}'$ 的特征值且其代数重数为 1。则由式(10)可知,1 不是 $\boldsymbol{C}$ 的特征值。因此,$\lim\limits_{t\to\infty}\{(\boldsymbol{I}_{N-1}-\boldsymbol{C})\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)\}=\boldsymbol{0}$,当且仅当 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\varsigma}_{Fx}(t)=\boldsymbol{0}$。　**证毕**

定理 2　如果 $\boldsymbol{h}(t)$ 满足式(4),那么对任意有界通信时延,存在 $\alpha,\beta,\delta>0$ 使得系统(1)能够实现时变编队的充要条件为无人机集群通信拓扑有生成树。

证明　(充分性)若 $\boldsymbol{h}(t)$ 满足式(4),由定理 1 可知,无人机集群实现期望编队,只需要式(5)渐近稳定。而由式(5)可得

$$\boldsymbol{\varsigma}(t)=\boldsymbol{H}^{q}\boldsymbol{\varsigma}(t_0)+\sum_{s=0}^{q-1}\delta\boldsymbol{H}^{q-1-s}\boldsymbol{P}\boldsymbol{\varsigma}(t_0+s\delta-\tau)\tag{26}$$

式中:$t=t_0+q\delta,q=1,2,\cdots$。

由引理 3 可知,存在 $\alpha,\beta,\delta>0$,使得 $\rho(\boldsymbol{H})<1$。结合引理 4 可知,必然存在常数 $0<\gamma<1$ 和 $M\geqslant1$,使得 $\|\boldsymbol{H}\|^{t-t_0}\leqslant M\gamma^{t-t_0}$,$t\geqslant t_0$。因此,由式(26)可得

$$\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|\leqslant M\gamma^{q}\|\boldsymbol{\varsigma}(t_0)\|+\sum_{s=0}^{q-1}\delta M\gamma^{q-1-s}\|\boldsymbol{P}\|\|\boldsymbol{\varsigma}(t_0+s\delta-\tau)\|\tag{27}$$

接下来证明当 $t\geqslant t_0$ 时,式(28)成立:

$$\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|\leqslant M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{t-t_0}\tag{28}$$

式中:$\|\boldsymbol{f}\|=\sup\limits_{t\in[t_0-\tau,t_0]}\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|$。

当 $t\in[t_0-\tau,t_0]$ 时,$\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|\leqslant\|\boldsymbol{f}\|\leqslant M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{t-t_0}$ 显然成立。因此,只需要证明当 $t\geqslant t_0$ 时,对任意 $\eta>1$,式(29)成立:

$$\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|\leqslant\eta M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{t-t_0}\triangleq\varphi(t)\tag{29}$$

若式(29)不成立,则存在时刻 $t^*=t_0+q^*\delta$,使得当 $t\in[0,t^*)$ 时,$\|\boldsymbol{\varsigma}(t)\|<\varphi(t)$,$\|\boldsymbol{\zeta}(t^*)\|=\varphi(t^*)$。由式(27)可得

$$\begin{aligned}\varphi(t^*)&=\|\boldsymbol{\varsigma}(t^*)\|\leqslant M\gamma^{q^*}\|\boldsymbol{\varsigma}(t_0)\|+\sum_{s=0}^{q^*-1}\delta M\gamma^{q^*-s-1}\|\boldsymbol{P}\|\cdot\|\boldsymbol{\varsigma}(t_0+s\delta-\tau)\|\leqslant\\ &M\gamma^{q^*}\|\boldsymbol{f}\|+\sum_{s=0}^{q^*-1}\delta M\gamma^{q^*-s-1}\|\boldsymbol{P}\|\cdot(\eta M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{s\delta-\tau})<\eta M\gamma^{q^*}\|\boldsymbol{f}\|+\\ &\sum_{s=0}^{q^*-1}\delta M\gamma^{q^*-s-1}\|\boldsymbol{P}\|\cdot(\eta M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{s\delta-\tau})=\\ &\eta M\gamma^{q^*}\|\boldsymbol{f}\|+\frac{\eta\delta M^2\|\boldsymbol{P}\|\|\boldsymbol{f}\|\gamma^{q^*}}{\gamma\theta^{\tau}}\sum_{s=0}^{q^*-1}\left(\frac{\theta^{\delta}}{\gamma}\right)^{s}=\\ &\eta M\|\boldsymbol{f}\|\left(\gamma^{q^*}+\frac{\delta M\|\boldsymbol{P}\|}{\theta^{\tau}}\cdot\frac{\gamma^{q^*}-(\theta^{\delta})^{q^*}}{\gamma-\theta^{\delta}}\right)\end{aligned}\tag{30}$$

若 $\delta<\dfrac{1-\gamma}{M\|\boldsymbol{P}\|}$,由引理 5 可得存在 $\theta\in(\gamma,1)$ 使得 $\theta^{\tau+\delta}-\gamma\theta^{\tau}-\delta M\|\boldsymbol{P}\|>0$,代入式(30)可得

$$\begin{aligned}\varphi(t^*)&<\eta M\|\boldsymbol{f}\|\left(\gamma^{q^*}+\frac{\delta M\|\boldsymbol{P}\|}{\lambda^{\tau}}\cdot\frac{\gamma^{q^*}-(\theta^{\delta})^{q^*}}{\gamma-\theta^{\delta}}\right)<\eta M\|\boldsymbol{f}\|\left(\gamma^{q^*}+\frac{\theta^{\tau+\delta}-\gamma\theta^{\tau}}{\theta^{\tau}}\cdot\frac{\gamma^{q^*}-(\theta^{\delta})^{q^*}}{\gamma-\theta^{\delta}}\right)=\\ &\eta M\|\boldsymbol{f}\|\theta^{q^*\delta}=\varphi(t^*)\end{aligned}\tag{31}$$

显然,式(31)不能成立,即式(29)成立。令 $\eta\to1$,可得式(28)成立。因此,对任意初始条件 $\boldsymbol{\varsigma}(t)(t\in[t_0-\tau,t_0])$,若 $\alpha,\beta,\delta>0$ 满足 $\rho(\boldsymbol{H})<1$ 和 $\delta<\dfrac{1-\gamma}{M\|\boldsymbol{P}\|}$,则 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\varsigma}(t)=\boldsymbol{0}$,即 $\boldsymbol{\varsigma}(t)$ 有 $\boldsymbol{0}$ 平衡点。由于无人机集群通信拓扑有生成树,由引理 6 可知,式(5)的平衡点 $\boldsymbol{0}$ 是唯一的。因此,当 $t\to+\infty$ 时,集群系统的编队误差趋于 $\boldsymbol{\varsigma}(t)\to\boldsymbol{0}$。即当无人机集群通信拓扑有生成树时,必定存在 $\alpha,\beta,\delta>0$,使得无人机集群能够实现期望编队。

(必要性)采用反证法。若无人机集群的通信拓扑图没有生成树,则图 G 中至少包含 2 个不连通的子图。不失一般性,考虑只包含两架无人机的情况,并假设通信时延 $\tau=0$、$\boldsymbol{h}(t)=\boldsymbol{0}$。设初始条件为 $x_1(t_0)=v_1(t_0)=e_1$,$x_2(t_0)=v_2(t_0)=e_2$,计算可得 $v_1(t)=e_1$,$x_1(t)=(1+p\delta)e_1$,$v_2(t)=e_2$,$x_2(t)=(1+p\delta)e_2$。如果 $e_1\neq e_2$,则无人机集群不能实现期望的编队(由于 $\boldsymbol{h}(t)=\boldsymbol{0}$,即速度、位置不能保持一致)。因此,若无人机集群能够实现期望的编队,其通信拓扑一定有生成树。　**证毕**

注 4　定理 2 表明,若无人机集群通信拓扑

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

有生成树,则一定存在 $\alpha,\beta,\delta>0$,使得集群能够生成期望的编队。由定理 2 的证明过程可以看出,参数 $\alpha,\beta,\delta>0$ 需满足相应的条件使得 $\rho(\boldsymbol{H})<1$ 和 $\delta<\frac{1-\gamma}{M\|\boldsymbol{P}\|}$。在进行参数设计时,对于条件 $\rho(\boldsymbol{H})<1$,只需 $\alpha,\beta,\delta>0$ 满足式(15)中的任意一组不等式即可,而对于条件 $\delta<\frac{1-\gamma}{M\|\boldsymbol{P}\|}$,只需要取适当的 $\alpha,\beta>0$ 并取 $\delta>0$ 足够小即可,参数设计的具体流程如图 3 所示。

注 5 结合定理 1 和定理 2 可知,无人机集群能够实现期望编队的充要条件为期望编队满足式(4)所示的可行性条件且通信拓扑有生成树。由引理 1 可以看到,集群通信拓扑是否有生成树,与 Laplacian 矩阵的特征值密切相关。

注 6 控制协议中的参数 $\alpha,\beta,\delta>0$ 需要满足式(15)所示的约束条件,可以看出,这些参数取值的约束条件并不是相互独立的,而是相互耦合的在一起的。因此,给出参数的设计流程如图 3所示,通过迭代,逐步缩小参数选择范围,最终找到满足条件的参数值。

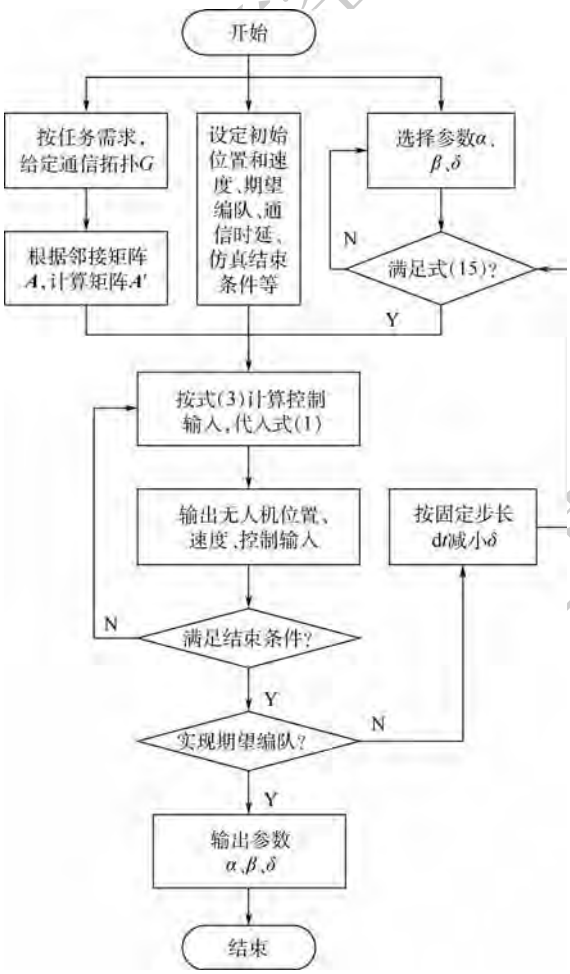


图 3 参数设计流程图

Fig. 3 Flowchart of parameter design

4 仿真结果与分析

考虑由 5 架无人机组成的集群(编号为 $i=1,2,\cdots,5$)在二维平面运动,仿真中涉及到的位置、速度和加速度单位分别为 m、m/s 和 m/s^2。无人机之间的通信拓扑 G 如图 4(a)所示,显然 G 是有向的并且有生成树。无人机的初始位置和速度为 $\boldsymbol{\xi}_i(t)=\left[12\cos\left(\frac{2\pi(i-1)}{5}\right),\ 12\cdot\sin\left(\frac{2\pi(i-1)}{5}\right),\ 0,0\right]^{\mathrm{T}}$。

图 4(b)为集群的期望编队,5 架无人机围绕共同的参考点做圆周运动并保持正五边形,该构型可用于无人机集群协同目标识别、定位等。其具体参数为

$$\begin{cases}\boldsymbol{h}_{ix}(0)=\left[10\cos\left(\frac{2\pi(i-1)}{5}\right),\ 10\sin\left(\frac{2\pi(i-1)}{5}\right)\right]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{h}_{iv}(t)=\left[-\frac{\pi}{3}\sin\left(\frac{2\pi t}{60}+\frac{2\pi(i-1)}{5}\right),\ \frac{\pi}{3}\cos\left(\frac{2\pi t}{60}+\frac{2\pi(i-1)}{5}\right)\right]^{\mathrm{T}}\end{cases}$$

结合定理 1 给出的编队可行性条件,可令

$$\begin{cases}\boldsymbol{h}_{ix}(t+\delta)-\boldsymbol{h}_{ix}(t)-\delta\boldsymbol{h}_{iv}(t)=0\\ \boldsymbol{h}_{iv}(t+\delta)-\boldsymbol{h}_{iv}(t)-\delta\boldsymbol{h}_{ia}(t)=0\end{cases}$$

结合初始条件,通过迭代,可以求出任意时刻 t 的期望编队。

按照图 3 所示的参数设计流程,可以得到满足条件的一组参数为 $\alpha=0.2,\beta=0.5,\delta=0.1$ s。为便于对比分析通信时延对系统稳定性的影响,分别在时延 $\tau=0.5$ s($p=5$)和 $\tau=1.0$ s($p=10$)两种条件下进行仿真,仿真时长为 120 s。图 5(a)和图 5(b)分别给出了两种时延下无人机

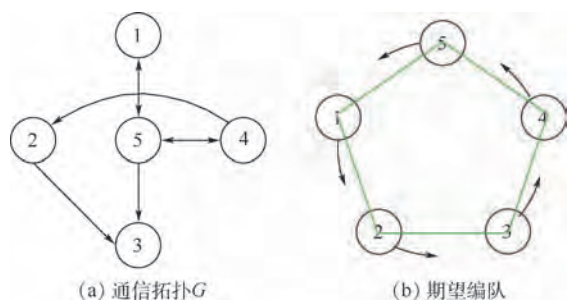


图 4 无人机集群通信拓扑和期望编队

Fig. 4 UAV swarm interaction topology and desired formation

北航学报 赠阅

的运动轨迹,方框和圆圈分别表示无人机的初始位置和最终位置,虚线表示最终时刻无人机集群的编队。图 6(a)和图 6(b)分别表示两种情况下无人机的速度变化。图 7 给出了两种通信时延条件下无人机集群的编队误差$\varsigma^{\mathrm{T}}(t)\varsigma(t)$随时间的变化曲线。从图 5 和图 6 可以看出,两种通信时延条件下无人机都能够实现期望的时变编队。其中,当 $\tau=0.5$ s 时,无人机集群在大约 $t=15$ s 时实现期望队形;当 $\tau=1.0$ s 时,无人机集群在大约 $t=25$ s 时实现期望队形。继续将通信时延增大到 $\tau=1.5$ s 和 $\tau=2.0$ s,通过仿真可以发现,无人机集群仍然能够实现期望的编队,但是所需要的时间分别为 50 s 和 90 s。

通过仿真结果可以看出,本文所设计的控制协议在通信时延较小时,能够控制无人机集群快速实现期望编队。即使在较大的通信时延条件下,也能够实现无人机集群的时变编队控制。但是,随着通信时延的增大,实现期望编队所需要的时间明显增大。因此,在实际应用中,为实现无人机集群尽快收敛到期望编队,应将通信时延控制在较小范围内。

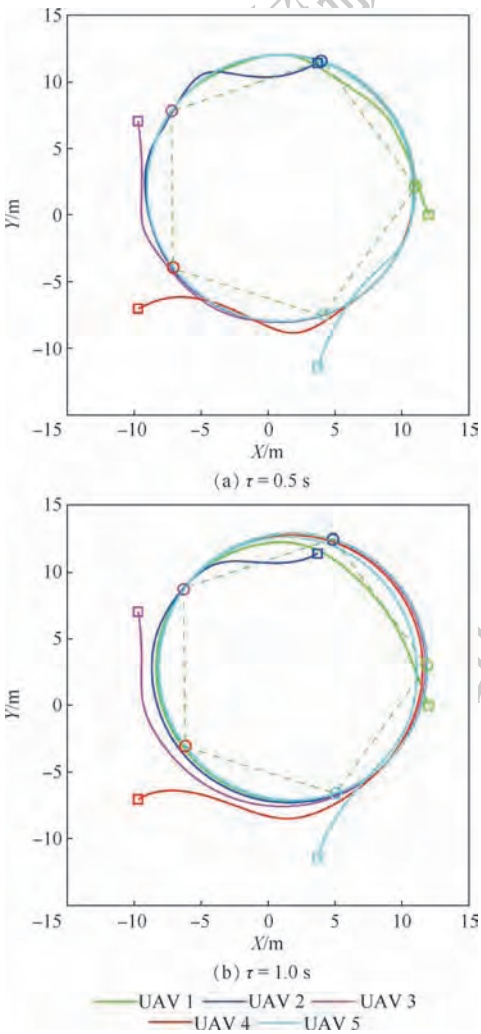


图 5　无人机运动轨迹

Fig. 5　Trajectories of UAVs

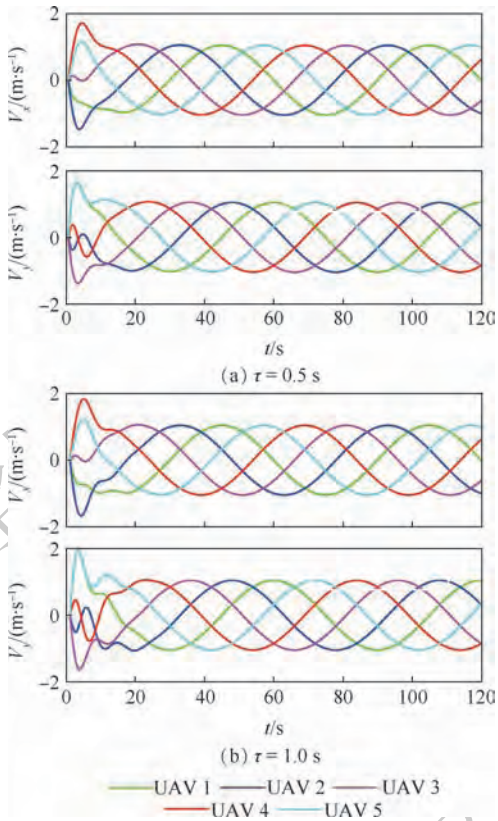


图 6　无人机速度变化曲线

Fig. 6　Velocity variation curves of UAVs

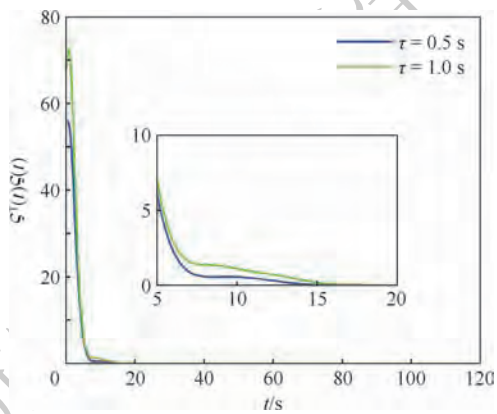


图 7　无人机集群编队误差

Fig. 7　Formation error of UAV swarm

5　结　论

1)研究了无人机集群在有向通信拓扑和存在通信时延条件下的时变编队控制问题。

2)建立了无人机集群二阶离散时间系统模型,基于无人机自身实时信息和相邻无人机带通信时延的状态信息,设计了分布式编队控制协议。

3)通过理论分析,得到了无人机集群实现时变编队的充要条件,给出了可行编队的表达形式,

北航学报 赠阅

分析了控制协议中待定参数和状态更新周期满足的约束条件,并给出了相关参数的设计流程。

4)通过仿真,验证了所设计控制协议能够在较大的通信时延下控制无人机集群实现期望的编队。

参考文献(References)

[1] 梁晓龙,孙强,尹忠海,等. 大规模无人系统集群智能控制方法综述[J]. 计算机应用研究,2015,32(1):11-16.
LIANG X L,SUN Q,YIN Z H,et al. Review on large-scale unmanned system swarm intelligence control method[J]. Application Research of Computers,2015,32(1):11-16(in Chinese).

[2] 梁晓龙,何吕龙,张佳强,等. 航空集群构型控制及其演化方法研究[J]. 中国科学:技术科学,2019,49(3):277-287.
LIANG X L,HE L L,ZHANG J Q,et al. Configuration control and evolutionary mechanism of aircraft swarm[J]. Science Sinica Technologica,2019,49(3):277-287(in Chinese).

[3] HE L L,BAI P,LIANG X L,et al. Feedback formation control of UAV swarm with multiple implicit leaders[J]. Aerospace Science and Technology,2018,72:327-334.

[4] REN W. Consensus strategies for cooperative control of vehicle formations[J]. IET Control Theory & Applications,2007,1(2):505-512.

[5] 胡利平,梁晓龙,张佳强. 基于Multi-Agent的航空集群系统重构机理研究[J]. 火力与指挥控制. 2016,41(11):80-84.
HU L P,LIANG X L,ZHANG J Q. Research on aircraft swarms system reconstruction mechanism based on Multi-Agent[J]. Fire Control & Command Control,2016,41(11):80-84(in Chinese).

[6] DONG X W,ZHOU Y,REN Z,et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems subjected to switching topologies with application to quadrotor formation flying[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2017,64(6):5014-5024.

[7] 段海滨,李沛. 基于生物群集行为的无人机集群控制[J]. 科技导报,2017,35(7):17-25.
DUAN H B,LI P. Autonomous control for unmanned aerial vehicle swarms based on biological collective behaviors[J]. Science & Technology Review,2017,35(7):17-25(in Chinese).

[8] 周欢,赵辉,韩统,等. 基于规则的无人机集群飞行与规避协同控制[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(6):1374-1382.
ZHOU H,ZHAO H,HAN T,et al. Cooperative flight and evasion control of UAV swarm based on rules[J]. Systems Engineering and Electronics,2016,38(6):1374-1382(in Chinese).

[9] TRON R,THOMAS J,LOIANNO G,et al. A distributed optimization framework for localization and formation control:Applications to vision-based measurements[J]. IEEE Control Systems Magazine,2016,36(4):22-44.

[10] 李炳乾,董文瀚,马小山. 无人机编队保持反步容错控制[J]. 兵工学报,2018,39(11):2172-2184.
LI B Q,DONG W H,MA X S. Back-stepping-fault-tolerant control for keeping the formation of unmanned aerial vehicles[J]. Acta Armamentarii,2018,39(11):2172-2184(in Chinese).

[11] DONG Y,HU X M. Distributed control of periodic formations for multiple under-actuated autonomous vehicles[J]. IET Control Theory & Applications,2017,11(1):66-72.

[12] KHALILI M,ZHANG X D,CAO Y C,et al. Distributed adaptive fault-tolerant leader-following formation control of nonlinear uncertain second-order multi-agent systems[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control,2018,28(15):4287-4308.

[13] LI Z K,REN W,LIU X D,et al. Distributed containment control of multi-agent systems with general linear dynamics in the presence of multiple leaders[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control,2013,23(5):534-547.

[14] SEO J,KIM Y,KIM S,et al. Consensus-based reconfigurable controller design for unmanned aerial vehicle formation flight[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,2012,226(7):817-829.

[15] RAHIMI R,ABDOLLAHI F,NAQSHI K. Time-varying formation control of a collaborative heterogeneous multi agent system[J]. Robotics and Autonomous Systems,2014,62(12):1799-1805.

[16] ANTONELLI G,ARRICHIELLO F,CACCAVALE F,et al. Decentralized time-varying formation control for multi-robot systems[J]. The International Journal of Robotics Research,2014,33(7):1029-1043.

[17] GE M F,GUAN Z H,YANG C,et al. Time-varying formation tracking of multiple manipulators via distributed finite-time control[J]. Neurocomputing,2016,202:20-26.

[18] 周绍磊,祁亚辉,张雷,等. 切换拓扑下无人机集群系统时变编队控制[J]. 航空学报,2017,38(4):320452.
ZHOU S L,QI Y H,ZHANG L,et al. Time-varying formation control of UAV swarm systems with switching topologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(4):320452(in Chinese).

[19] HOSSEINZADEH Y M,MAHBOOBI E R. Distributed predictive formation control of networked mobile robots subject to communication delay[J]. Robotics and Autonomous Systems,2017,91:194-207.

[20] HAN L,DONG X W,LI Q D,et al. Formation tracking control for time-delayed multi-agent systems with second-order dynamics[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2017,30(1):348-357.

[21] XUE R B,SONG J M,CAI G H. Distributed formation flight control of multi-UAV system with nonuniform time-delays and jointly connected topologies[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,2016,230(10):1871-1881.

[22] LI P,QIN K Y,PU H P. Distributed robust time-varying formation control for multiple unmanned aerial vehicles systems with time-delay[C]// Proceedings of 2017 29th Chinese Control and Decision Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2017:1539-1544.

[23] 朱创创,梁晓龙,张佳强,等. 无人机集群编队控制演示验证系统[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(8):1739-1747.
ZHU C C,LIANG X L,ZHANG J Q,et al. Demonstration and verification system for UAV swarm formation control[J]. Jour-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

nal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1739-1747(in Chinese).

[24] LI S B, ZHANG J, LI X L, et al. Formation control of heterogeneous discrete-time nonlinear multi-agent systems with uncertainties[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(6): 4730-4740.

[25] ZHANG W L, LIU J C, WANG H H. Ultra-fast formation control of high-order discrete-time multi-agent systems based on multi-step predictive mechanism[J]. ISA Transactions, 2015, 58: 165-172.

[26] NAKAI M E, INOUE R S, TERRA M H, et al. Robust discrete-time markovian control for wheeled mobile robot formation: A fault tolerant approach[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2018, 91(2): 233-247.

[27] XU J, ZHANG G L, ZENG J, et al. Consensus based second order discrete-time multi-agent systems formation control with time-delays[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Information and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2626-2631.

[28] XU G, HUANG C, ZHAI G. A necessary and sufficient condition for designing formation of discrete-time multi-agent systems with delay[J]. Neurocomputing, 2018, 315: 48-58.

[29] REN W, BEARD R W. Consensus seeking in multiagent systems under dynamically changing interaction topologies[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(5): 655-661.

作者简介:

何吕龙　男,博士研究生。主要研究方向:航空集群空间构型生成与演化控制。

张佳强　男,博士,副教授。主要研究方向:航空集群控制理论与应用。

梁晓龙　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空集群控制理论与应用。

Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay

HE Lyulong, ZHANG Jiaqiang*, HOU Yueqi, LIANG Xiaolong, BAI Peng

(Aviation Swarm Technology and Operational Application Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Time-varying formation control problems for unmanned aerial vehicles (UAV) swarm with directed interaction topology and communication delay are investigated. The UAV swarm is modeled as second-order discrete-time system on the formation control level and a distributed formation control protocol is designed by utilizing the instantaneous state information of UAV itself and the communication delayed state information of its neighbors. Through theoretical analysis, the necessary and sufficient conditions for UAV swarm to achieve time-varying formation are obtained, and an explicit description of the feasible time-varying formation set is given. Under the condition that the swarm communication topology has a spanning tree, the constraints of undetermined parameters and state update period in the control protocol are analyzed, and the flowchart of parameter design is given. Simulation results show that the designed control protocol can achieve time-varying formation control of UAV swarm even with relatively large communication delay, and thus the correctness and effectiveness of the theoretical analysis are verified.

Keywords: unmanned aerial vehicles (UAV) swarm; formation control; communication delay; interaction topology; consensus control

Received: 2019-05-05; **Accepted**: 2019-09-06; **Published online**: 2019-10-12 13:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191012.1005.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61472443, 61703427); Natural Science Foundation of Shaanxi Province (2017JQ6035)

* **Corresponding author**. E-mail: jiaqiang-z@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0233

基于矩独立重要度的电路系统容错设计方法

全下文载

卢震旦[1], 陈云霞[1,*], 金毅[1], 何小斌[2]
(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 上海空间电源研究所, 上海 200245)

摘 要: 电路系统在运行过程中不可避免会发生失效,而容错设计可以有效降低失效风险。传统的电路系统容错方法主要是根据设计人员经验认知对电路系统进行分析改进,但是通常难以准确确定对系统性能影响显著的重要元器件。因此,提出了一种基于重要度分析的电路系统容错设计方法。首先,提出了电路系统矩独立重要度定义与计算方法,以对电路系统中各元器件的矩独立重要度进行计算和排序;然后,给出了冗余系数与冗余次数的定量关系,并提出重要度-冗余系数的映射准则,以此为基础即可实现电路系统的最佳容错设计;最后,以某空间电源稳压器电路为案例,验证了所提方法的有效性。所提基于矩独立重要度的电路系统容错设计方法对改进电路系统容错能力、提高电路系统可靠性有重要意义。

关 键 词: 容错设计; 电路分析; 矩独立重要度; 空间电源; 稳压电源
中图分类号: TM133.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0324-07

随着电路系统在工业控制、国防军工、日常生活等领域的应用越发广泛,各领域对其可靠性的要求越来越高,因此电路系统的高可靠性设计也越发重要[1]。容错设计作为提高电路系统可靠性的一种重要方法[1],在航天器电源电路[1-2]、核电站控制电路[1,3]等要求高可靠性的领域已经发挥了重要作用。

目前,电路系统容错设计方法已经有大量的研究成果,主要有以下 3 类:①直接冗余备份关键元器件或模块单元(发生失效时对系统性能影响较大的元器件或模块单元),如 Teifel[4] 提出采用电路系统双模冗余技术,直接将电路系统中的逻辑单元进行冗余,以解决单粒子事件等单事件暂态问题带来的电路系统可靠性问题; Levitin 等[5] 提出采用多模冗余技术进行电路系统容错设计等。②演化硬件方法[6],Yao 和 Higuchi[7] 通过对电路系统进行变异和迭代分析,改进电路中关键元器件的参数,实现电路容错能力的提高;目前 Srivastava[8] 采用演化算法对虚拟可重构电路进行容错设计;吴会丛等[9] 对分立元器件电路进行容错等。③演化硬件和传统冗余技术融合,如褚杰等[10] 提出的结合演化算法和补偿平衡技术的电路系统容错设计方法。此外,张峻宾等[11] 也提出了结合演化算法和补偿平衡技术的电路系统容错设计方法。

上述文献主要采取了基于元器件或模块单元的冗余以及系统参数的优化设计来提升电路的容错能力,在容错设计方法上能为本文提供一定借鉴。但是随着工业电路功能、结构的日益复杂,元器件及各模块单元对系统最终的性能影响程度不一,如果能对系统有影响的元器件或模块单元进行重要等级排序,那么容错设计的针对性和有效性必将提升。

针对上述问题,本文将矩独立重要度指标用于电路系统的重要度分析。首先通过元器件的矩独立重要度指标定量评价元器件对于电路系统的

收稿日期: 2019-05-18; **录用日期**: 2019-08-23; **网络出版时间**: 2019-09-16 15:40
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190916.1242.001.html
* **通信作者**. E-mail: chenyunxia@buaa.edu.cn

引用格式: 卢震旦, 陈云霞, 金毅, 等. 基于矩独立重要度的电路系统容错设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 324-330. LU Z D, CHEN Y X, JIN Y, et al. Fault-tolerant design method for circuit system based on moment-independent importance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 324-330 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

重要程度,找出失效时对电路系统性能影响最大的关键元器件;然后采用本文提出的重要度-冗余系数映射准则获取元器件的最佳冗余次数;最后对电路系统进行相应的容错设计,并对容错设计效果进行检验。

1　基本假设

假设 1　电路系统有且只有失效和未失效两种状态,分别可记为:失效状态,$S=0$;未失效状态,$S=1$。

假设 2　本文所研究的电路系统失效为单元器件失效所直接导致的电路系统失效,不考虑因为单元器件失效引发级联失效传播等原因导致的电路系统失效,也不考虑多个元器件同时失效的情况。

假设 3　本文仅考虑电阻、电容、电感等元件的容错设计,且将其视为理想元件,忽略其寄生参数。

假设 4　当某元器件参数波动在一定范围内时,电路系统不会发生失效;反之,当其参数波动超出一定范围,电路系统失效。

2　重要度分析基本原理

重要度指标是一种全局灵敏度指标[12],能够描述某元器件参数在其所有可能取值范围内变化时电路系统输出端电压参数的变化情况,体现了该元器件对于电路系统的重要程度。相较于其他重要度指标,矩独立重要度指标在计算过程中不会损失原有数据的信息,带来分辨率问题,因此矩独立重要度指标是一种有效的电路系统评价方法[13]。

2.1　矩独立重要度指标定义

本文参考文献[13]给出的 δ 矩独立重要度计算原理,并根据假设 1,即电路系统仅存在失效、非失效两种状态以及电路系统状态 S 是电路系统内部各元器件参数 $\boldsymbol{X}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)$ 的函数这一事实[1],提出如下适用于电路系统的矩独立重要度定义:某元器件的 δ 矩独立重要度是电路系统状态函数对该元器件参数条件期望的方差,记为

$$\delta_i = V[E(S|x_i)] \tag{1}$$

式中:δ_i 为元器件 i 的矩独立重要度;$S|x_i$ 为元器件 i 参数取定为 x_i 时的电路系统状态函数值;$E(\cdot)$ 为期望算符;$V(\cdot)$ 为方差算符。

2.2　矩独立重要度指标计算过程

根据 2.1 节元器件矩独立重要度定义,某元器件 i 的矩独立重要度计算过程如图 1 所示,具体描述如下:

步骤 1　获取电路系统中所有待分析元器件参数的抽样分布信息,根据此信息对元器件 i 的参数进行 m 次随机抽样,以获取元器件 i 参数的样本空间 $\boldsymbol{\Omega}_i$。

步骤 2　从样本空间 $\boldsymbol{\Omega}_i$ 中抽取随机变量 x_{ij}。

步骤 3　对电路系统中其余所有待分析元器件参数随机抽样,获取 k 组元器件随机参数组合 $(x_1,\cdots,x_{i-1},x_{i+1},\cdots,x_n)$ 组成的样本空间 $\boldsymbol{\Omega}_k$。

步骤 4　从样本空间 $\boldsymbol{\Omega}_k$ 中提取一个元器件参数组合,并将其和 x_{ij} 组成一个完整的电路系统参数组合 $\boldsymbol{X}_{ij}$。

步骤 5　求解电路系统状态函数 $S_{ij}=g(\boldsymbol{X}_{ij})$。

为了获得电路系统状态函数值,本文采用电路系统仿真的方法。

电路系统状态函数值 S 可用特定激励下实际电路系统输出端响应电压时域波形 $\boldsymbol{w}_x$ 与理论上电路系统输出端响应电压时域波形 $\boldsymbol{w}_0$ 几何形貌相似程度 Y 表征,记为 $S=h(Y)$。若用 v_{t_i} 表示 t_i 时刻电路系统输出端响应电压,则电路输出端响应电压时域波形可表示为:$\boldsymbol{w}=(v_{t_1},v_{t_2},\cdots,v_{t_n})$。

若波形的几何形貌相似程度 Y 大于阈值 Y_0 时,电路系统状态为未失效;反之,若相似程度 Y

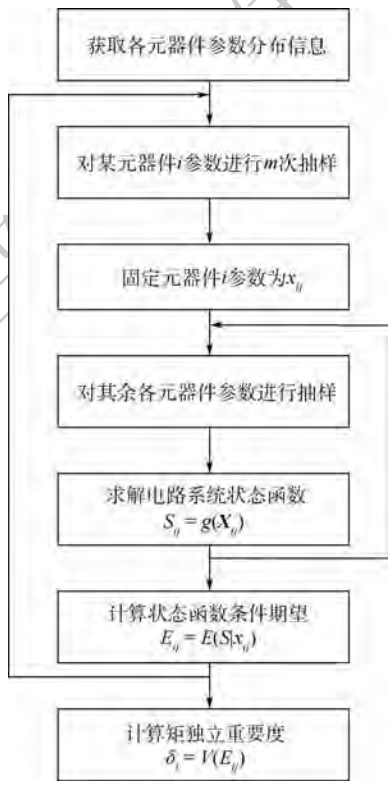


图 1　矩独立重要度计算过程

Fig. 1　Calculation process of moment-independent importance

北航学报 赠阅

小于等于阈值 Y_0，电路系统越趋于失效，记为

$$S = h(Y) = \begin{cases} 1 & Y > Y_0 \\ 0 & Y \leqslant Y_0 \end{cases} \tag{2}$$

为待分析电路系统施加阶跃激励，通过电路仿真获取元器件参数取值为 $\boldsymbol{X}$ 时的响应波形 $\boldsymbol{w}_x$，并与理论的响应波形 $\boldsymbol{w}_0$ 进行比较可以获取几何形貌相似程度 Y，本文将采用如下形式的归一化几何形貌相似程度 Y：

$$Y = \frac{\boldsymbol{w}_x \cdot \boldsymbol{w}_0}{|\boldsymbol{w}_x||\boldsymbol{w}_0|} \cdot \left(1 - \frac{|\boldsymbol{w}_x - \boldsymbol{w}_0|}{|\boldsymbol{w}_x| + |\boldsymbol{w}_0|}\right) \tag{3}$$

式中：当电路系统完全正常时，$Y = 1$；当发生异常时，$Y \in (0,1)$，且 Y 值越小，系统故障程度愈加严重。由式(2)即可得到系统状态函数值 S。

步骤 6 重复步骤 4 ~ 步骤 5，直至样本空间 Ω_k 中所有样本都参与过计算。

步骤 7 计算 $x_i = x_{ij}$ 时，系统状态函数的条件期望 $E_{ij} = E(S|x_{ij})$。

步骤 8 重复步骤 2 ~ 步骤 7，直至样本空间 Ω_i 中所有样本都参与过计算。

步骤 9 计算所有条件期望 E_{ij} 的方差 $\delta_i = V(E_{ij})$，得到元器件 i 的矩独立重要度。

3 基于重要度的容错设计准则制定

基于第 2 节给出的矩独立重要度计算结果，将结合冗余设计方法制定有效的容错设计准则。为此，本文首先根据电路系统设计的等效替代定理[14]，阐述冗余系数与冗余次数的定量关系；进一步提出重要度-冗余系数的映射准则，即根据重要度计算结果确定不同影响级别的元器件或模块单元的冗余系数，然后结合冗余系数与冗余次数的关系，即可实现电路系统的最佳容错设计。

3.1 冗余系数与冗余次数的关系

对阻抗标称值为 Z_0 的某元器件进行容错设计时，根据电路设计过程中的替代定理，可采用如下冗余方式：将 m 个阻抗为 Z_x 的同类型元件串联，并将 n 串上述元件并联，得到一个阻抗值与待容错元器件相同的冗余等效电路，即 $\frac{mZ_x}{n} = Z_0$。当组成该冗余等效电路的某个元器件发生短路或开路时，其等效阻抗相应地变化为：$\frac{mZ_x}{m+n-1}$（短路）或 $\frac{mZ_x}{n-1}$。为使某元器件发生失效时，电路系统不会发生失效，则冗余系数与等效串并联次数应满足如下基本关系：

$$\max\left\{\left|\frac{mZ_x}{m+n-1} - Z_0\right|, \left|\frac{mZ_x}{n-1} - Z_0\right|\right\} \leqslant kZ_0 \tag{4}$$

式中：$k \in (0,1)$ 为元器件参数波动相对元器件参数标称值允许的波动范围，称为某元器件的冗余系数；m 为元器件串联数，n 为元器件串并联数，m、n 统称元器件等效串并联次数；Z_0 为待冗余元器件参数标称值；Z_x 为实际参与冗余的元器件参数标称值。

为方便计算和设计，取冗余次数为 N，且 $N = m - 1 = n - 1$，此时 $Z_x = Z_0$，因此式(4)可简化为

$$\max\left\{\left|\frac{-2n+2}{2n-1}\right|, \left|\frac{1}{n-1}\right|\right\} \leqslant k \tag{5}$$

解得

$$N = n - 1 \geqslant \max\left\{\frac{k+1}{k}, \frac{k-2}{2k-2}\right\} - 1 \tag{6}$$

考虑到电路系统成本、空间、体积、质量等限制，元器件冗余次数不能无穷多，式(6)确定了元器件冗余次数的下限，因此，本文取

$$N = \max\left\{\frac{k+1}{k}, \frac{k-2}{2k-2}\right\} - 1 \tag{7}$$

3.2 重要度-冗余系数映射准则

根据 2.1 节重要度定义可知，若某元器件矩独立重要度数值越大，则该元器件参数波动对电路系统失效的情况影响也越大，甚至造成电路系统失效。因此，如 3.1 节所述，若将重要度较大的元器件进行冗余容错设计，将单个元器件失效所带来的冗余等效电路参数波动范围限制该元器件的冗余系数 k 以内，则单个元器件失效并不会造成电路系统失效，可定性表示为，若元器件的重要度越大，在进行容错设计时，其冗余系数越小。

但是由于电路系统结构和功能十分复杂，难以通过解析的方法得到重要度和冗余系数间的定量关系。为此，本文分别选择了稳压器电路和滤波器电路为例，通过 SPICE 仿真，结合式(7)，初步拟合得到重要度与冗余系数间的定量关系：

$$k_i = \frac{1}{2}([-\lg \delta_i] - 0.3) \qquad \delta_i \leqslant 0.1 \tag{8}$$

式中：k_i 为元器件 i 的冗余系数；$[\cdot]$ 为取整算符。式(8)也被称为重要度-冗余系数映射准则，对模拟电路应该具有一定的适用性。

4 案例验证

4.1 案例介绍

以某空间电源稳压器电路为案例，对本文方法进行适用性分析，其电路原理图如图 2 所示[15]。

仿真求解过程中，电路系统的激励为 10 V 阶跃信号，并测量 RX1 两端的电压信号，以计算该

北航学报 赠阅

电路系统状态函数值。正常情况下,该电路系统输出端响应电压时域波形如图 3 所示。

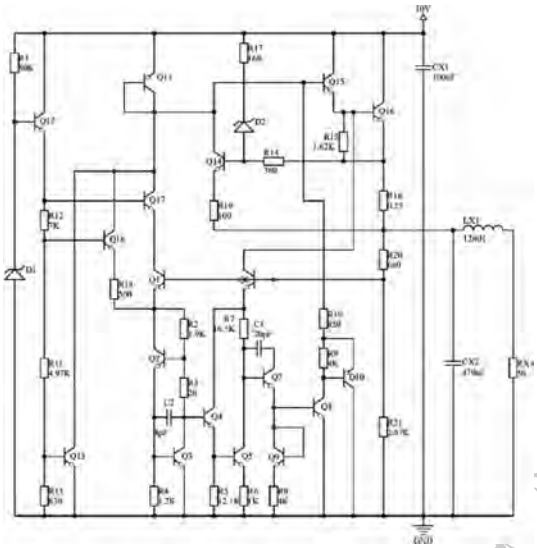


图 2　稳压器电路图[15]

Fig. 2　Schematic of regulator circuit[15]

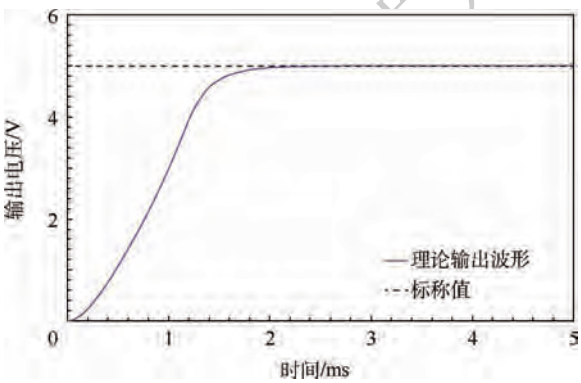


图 3　电路理论响应波形

Fig. 3　Theoretical response waveform of circuit

4.2　重要度计算

根据 2.2 节电路系统 δ 矩独立重要度计算方法对 4.1 节所述电路系统进行重要度计算,可得如表 1 所示计算结果(从大到小排序)。

由表 1 可以看出,电阻 R7 和电阻 R6 的重要度远大于其他元器件,结合电路系统原理图图 2 分析可以发现,当 R7 或 R6 的阻值发生改变时,将直接影响三极管 Q6 的导通情况,进而改变调压管 Q16 的导通情况,从而改变稳压器的输出电压。由于三极管 Q6 和 Q16 均具有放大作用,因此电路系统的输出电压变化相对于电阻 R7 与 R6 阻值变化十分敏感,即 R7 与 R6 对于电路输出影响最大是合理的。

4.3　冗余系数与冗余次数的确定

在得到了重要度之后,根据式(8)计算冗余系数,根据式(7)计算冗余次数,结果如表 2 所示。

出于成本、空间等限制,对冗余次数小于1的元器件不进行冗余设计,对于冗余次数大于 2 的元器件,对冗余次数计算值采取向上取整,如 R7 和 R6 的冗余次数为 3 次。

表 1　电路系统重要度计算结果

Table 1　Results of circuit system importance calculation

元器件编号	重要度	元器件编号	重要度
R7	0.054 324	R10	0.000 187
R6	0.021 397	R11	0.000 187
CX2	0.002 228	R9	0.000 184
R21	0.001 047	R2	0.000 177
R20	0.000 866	R15	0.000 172
R4	0.000 254	R5	0.000 170
R16	0.000 238	R19	0.000 164
R3	0.000 218	R14	0.000 163
CX1	0.000 218	R12	0.000 160
LX1	0.000 215	R18	0.000 158
R13	0.000 210	R8	0.000 144
R1	0.000 206	C2	0.000 137
C1	0.000 200	R17	0.000 137

表 2　部分元器件冗余系数及冗余次数

Table 2　Redundancy coefficient and times of some components

元器件编号	重要度	冗余系数	冗余次数
R7	0.054 324	0.35	2.86
R6	0.021 397	0.85	2.83
CX2	0.002 228	1.35	0.74
R21	0.001 047	1.35	0.74
R20	0.000 866	1.35	0.74
R4	0.000 254	1.85	0.54
R16	0.000 238	1.85	0.54
R3	0.000 218	1.85	0.54
⋮	⋮	⋮	⋮
R17	0.000 137	1.85	0.54

基于上述计算结果,对 R7 和 R6 进行容错设计,具体方法为:采用 $m = N + 1 = 4$ 个与被冗余电阻阻值相同的电阻串联后,再将 $n = N + 1 = 4$ 串串联后的电阻并联,用于等效替换被冗余的电阻。以 R7 为例,其容错前后原理图如图 4 所示。

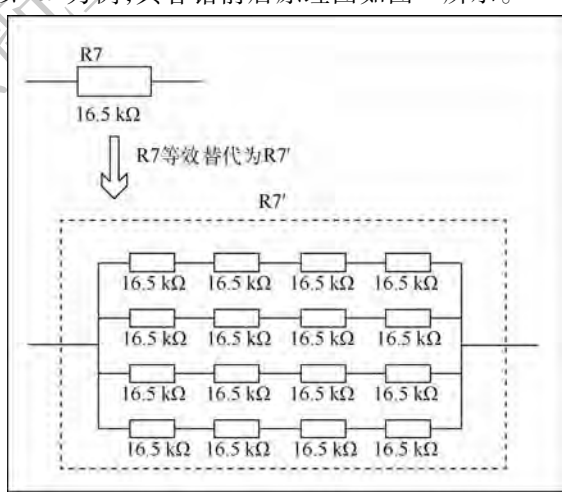


图 4　以 R7 为示例的容错设计等效原理图

Fig. 4　Equivalent schematic of fault-tolerant design with R7 as an example

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4.4 容错效果验证

对比容错设计前后,电阻 R10 和 R6 发生开路失效的情况,如图 5 所示。对比图 5(a)和图 5(b)或图 5(c)和图 5(d),可以发现,容错设计后电路输出电压波形更接近所示电路理论输出电压波形,而容错前电路输出波形与理论输出电压波形差距较大,故这种容错策略是有效的。

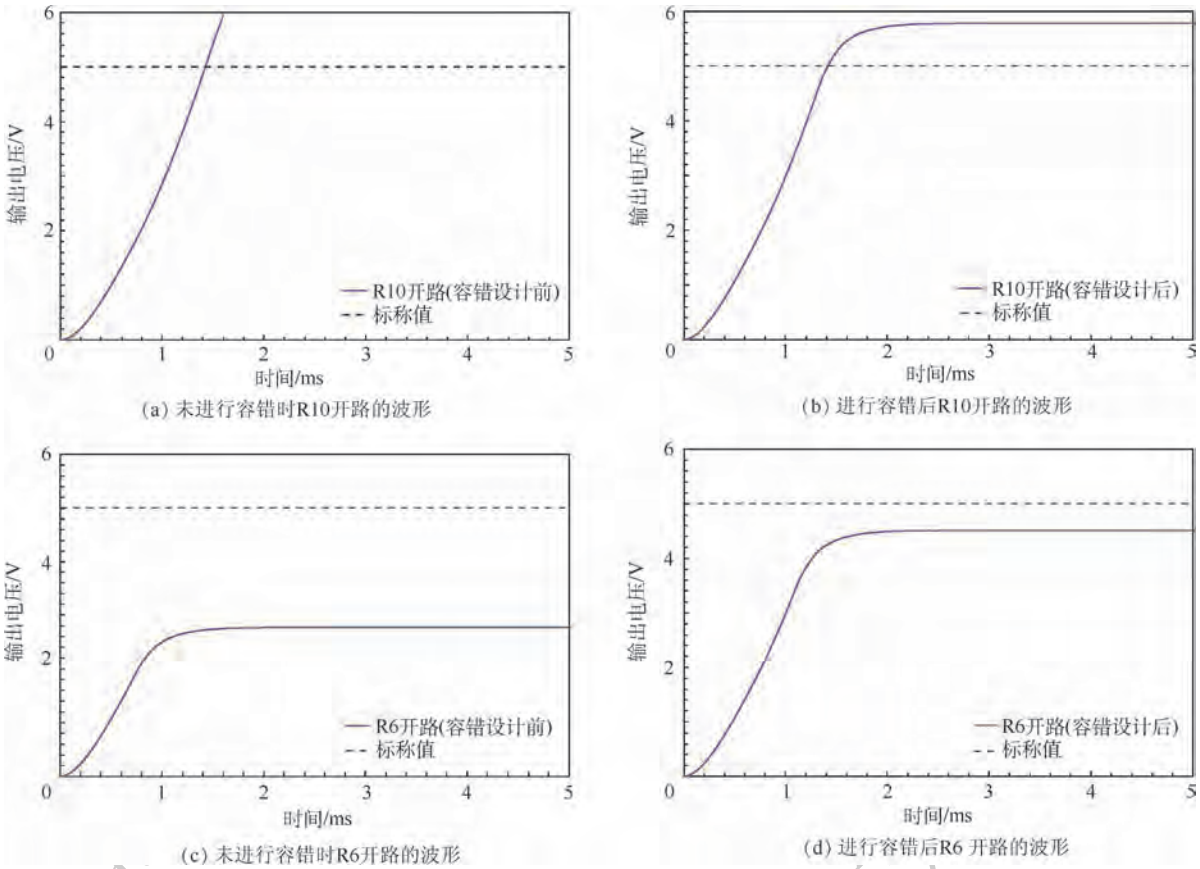


图 5 容错设计前后波形对比

Fig. 5 Comparison of waveforms before and after fault-tolerant design

5 结 论

本文提出了一种基于矩独立重要度分析的电路系统容错设计方法,通过对各元器件的矩独立重要度进行计算和排序,找出重要元器件并结合适当的冗余设计方法开展容错设计。主要结论如下:

1) 提出了电路系统矩独立重要度定义及其计算方法,并对电路系统的所有元器件开展矩独立重要度分析,以全面评价各元器件对于电路系统性能影响的显著程度,基于该重要度分析结果对电路系统中重要度较大的元器件开展冗余设计,能有效提高电路系统的容错能力。

2) 提出了重要度-冗余系数映射准则及考虑冗余系数的电路系统容错设计策略,给出了基于重要度指标的元器件冗余次数定量计算方法,该方法给出了最佳冗余次数的理论计算结果。

参考文献 (References)

[1] 俞保平,俞佳. 电力电子电路容错控制研究[J]. 现代电子技术,2014,37(20):154-156.
YU B P, YU J. Fault tolerant control of power electronic circuit based on MLD model[J]. Modern Electronics Technique, 2014,37(20):154-156(in Chinese).

[2] 邢琰,吴宏鑫,王晓磊,等. 航天器故障诊断与容错控制技术综述[J]. 宇航学报,2003,24(3):221-226.
XING Y, WU H X, WANG X L, et al. Survey of fault diagnosis and fault-tolerance control technology for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(3):221-226(in Chinese).

[3] KIM M C, SEO J, JUNG W, et al. Evaluation of effectiveness of fault-tolerant techniques in a digital instrumentation and control system with a fault injection experiment[J]. Nuclear Engineering and Technology, 2018, 51(3):692-701.

[4] TEIFEL J. Self-voting dual-modular-redundancy circuits for single-event-transient mitigation[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2008, 55(6):3435-3439.

[5] LEVITIN G, XING L, BEN-HAIM H, et al. Effect of failure

北航学报 赠阅

propagation on cold vs. hot standby tradeoff in heterogeneous 1-out-of-*N*: G systems[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2015,64(1):410-419.

[6] HADDOW P C,TYRRELL A M. Challenges of evolvable hardware:Past,present and the path to a promising future[J]. Genetic Programming and Evolvable Machines,2011,12(3):183-215.

[7] YAO X, HIGUCHI T. Promises and challenges of evolvable hardware[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews), 1999, 29(1): 87-97.

[8] SRIVASTAVA A K. Design and simulation of virtual reconfigurable circuit for a fault tolerant system[C]// Recent Advances & Innovations in Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:14631268.

[9] 吴会丛,王金泽,周万珍. 基于容错测试的高鲁棒性模拟电路演化设计研究[C]//静电放电:从地面新技术应用到空间卫星安全防护—中国物理学会全国静电学术会议论文集. 北京:中国物理学会,2015:96-102.
WU H C,WANG J Z,ZHOU W Z. Evolutionary design of robust analog circuit based on fault-tolerance test[C]// Electrostatic Discharge: Application of New Ground Technology to Safety Protection of Space Satellites—National Electrostatic Academic Conference of the Chinese Physical Society. Beijing: Chinese Physical Society,2015:96-102(in Chinese).

[10] 褚杰,满孟华,常小龙,等. 复杂电磁环境中高可靠性 TMR-EHW 电机控制电路设计[J]. 高电压技术,2012,38(9):2314-2321.
CHU J,MAN M H,CHANG X L,et al. Design of motor control circuit based on TMR-EHW in complex electromagnetic environment[J]. High Voltage Engineering, 2012, 38(9): 2314-2321(in Chinese).

[11] 张峻宾,蔡金燕,孟亚峰. 基于 EHW 和 RBT 的电路故障自修复策略性能分析[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(11):2423-2435.
ZHANG J B,CAI J Y,MENG Y F. Performance analysis of circuit fault self-repair strategy based on EHW and RBT[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016, 42(11):2423-2435(in Chinese).

[12] CUI L J,LÜ Z Z,ZHAO X P. Moment-independent importance measure of basic random variable and its probability density evolution solution[J]. Science in China Series E:Technological Sciences,2010,53(4):1138-1145.

[13] LI L,LU Z,CHEN C. Moment-independent importance measure of correlated input variable and its state dependent parameter solution[J]. Aerospace Science and Technology,2016,48:281-290.

[14] FONTANA G. Revisited generalized substitution theorem and its consequences for circuit analysis[J]. International Journal of Circuit Theory and Applications,2016,45(9):1249-1298.

[15] LM340,LM340A and LM7805 family wide VIN 1.5-A fixed voltage regulators[EB/OL]. Texas: Texas Instruments, 2016[2019-05-17]. http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm7800.pdf.

作者简介:

卢震旦　男,博士研究生。主要研究方向:产品耐久性分析与试验技术。

陈云霞　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:产品故障学、复杂系统可靠性建模与仿真、高可靠长寿命产品设计与试验技术等。

金毅　男,博士研究生。主要研究方向:系统故障学、产品耐久性分析与试验技术。

何小斌　男,博士。主要研究方向:新型空间电源系统控制技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Fault-tolerant design method for circuit system based on moment-independent importance

LU Zhendan[1], CHEN Yunxia[1,*], JIN Yi[1], HE Xiaobin[2]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: Circuit failure is inevitable during operation and fault-tolerant design can significantly reduce the risk of failure. The traditional fault-tolerant method of circuit system is to analyze and improve the system mainly based on the designer's experience and cognition. However, it is usually difficult to determine accurately the important components that have significant impact on the system performance. Therefore, a fault-tolerant design method of circuit system based on importance analysis is proposed in this paper. Firstly, the definition and calculation method of moment-independent importance of circuit system are proposed to calculate and rank the moment-independent importance of components in the circuit system. Secondly, the quantitative relationship between redundancy coefficient and redundancy number is introduced, and the mapping rule of importance-redundancy coefficient is developed, based on which fault-tolerant design of circuit system can be optimized. Finally, a space power regulator is taken as an example to verify the effectiveness of the proposed method. The fault-tolerant design method of circuit system based on moment-independent importance presented in this paper is of great significance for improving the fault-tolerant ability of circuit system and improving the reliability of circuit system.

Keywords: fault-tolerant design; circuit analysis; moment-independent importance; space power system; regulator

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-18; **Accepted**: 2019-08-23; **Published online**: 2019-09-16 15:40
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190916.1242.001.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0240

航空发动机传感器与执行机构信息重构算法

全下文载

孙浩，郭迎清*，赵万里
（西北工业大学 动力与能源学院，西安 710129）

摘 要：为实现航空发动机传感器与执行结构在故障情形下的故障幅值估计及信息重构，缓解故障对发动机性能的影响，在已有故障检测和故障隔离算法的基础上，提出一种基于修正的广义似然比(GLR)方法的信息重构算法。针对某型民用涡扇发动机的传感器与执行机构发生恒偏差与漂移故障的情形下进行了仿真验证。结果表明：基于修正的 GLR 方法对传感器和执行机构恒偏差和漂移故障的故障幅值估计具有较高的精度，两种故障情形下故障幅值的估计值的均方根误差均不超过 0.005，故障部件信息重构后故障对系统性能的影响得到有效缓解。

关 键 词：航空发动机；故障诊断；故障幅值估计；广义似然比(GLR)；信息重构
中图分类号：V233.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0331-09

传感器和执行机构是航空发动机控制系统和健康管理系统的重要组成部分，其中传感器测量输出是控制系统和健康管理系统的关键信息来源，执行机构是数字电子控制器与发动机之间信息传递的关键环节。传感器和执行机构是航空发动机中故障率较高的元部件[1-2]，随着对发动机安全性和可靠性要求的不断提高，非常有必要对发动机传感器和执行机构的故障诊断以及故障部件的信息重构进行研究。通常故障诊断过程包括 3 个方面[3-4]：①故障检测，检测系统正在发生的异常情况；②故障隔离，即确定故障类型以及故障发生的位置；③故障幅值估计，即确定当前故障的严重程度。传感器与执行机构故障信息重构的目的是传感器与执行机构发生故障时，为控制系统与健康管理系统提供正确的信息来源，保证发动机继续稳定、安全地运行。可靠的故障检测与隔离以及正确的故障幅值估计是信息重构的基础[5-7]。

目前，国内外学者在航空发动机故障诊断方面进行了大量的研究[8-13]，大部分工作都侧重于对故障检测和故障隔离的研究，相对而言，对故障幅值的估计研究不足。文献[14]采用卡尔曼滤波器组的方法，对航空发动机气路传感器、执行机构、部件进行故障检测与隔离，未进行故障幅值的估计；文献[1,5]采用基于模型的方法建立的故障诊断与容错控制系统，故障诊断系统将故障幅值划分为大、中、小三个等级，并未能估计出具体的故障幅值大小；文献[15]考虑了某一传感器发生故障后，利用一组卡尔曼滤波器对发生故障的传感器进行诊断并隔离，并依据剩余非故障传感器的信息对自适应模型进行重构，未进行故障传感器的信息重构会使得自适应型的精度降低；文献[16]采用基于 BP(Back Propagation)神经网络和卡尔曼滤波器以及建立动态补偿模块的方法，对故障传感器测量值进行估计，该方法需在全飞行包线内训练 BP 神经网络，数据处理量较大。

本文在国内外对航空发动机传感器与执行机构故障检测和故障隔离研究的基础上，采用基于

收稿日期：2019-05-18；**录用日期**：2019-07-05；**网络出版时间**：2019-07-31 08:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190730.1813.001.html
* **通信作者**. E-mail：yqguo@nwpu.edu.cn

引用格式：孙浩，郭迎清，赵万里. 航空发动机传感器与执行机构信息重构算法[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：331-339. SUN H，GUO Y Q，ZHAO W L. Information reconstruction algorithm of aero-engine sensors and actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：331-339 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

修正的广义似然比(Generalized Likelihood Ratio, GLR)方法进行故障幅值估计,该方法能够与传统的故障诊断算法相结合,完成故障的检测、隔离与故障幅值估计,为实现航空发动机传感器和执行机构的容错控制奠定基础。本文首先介绍了传感器与执行机构信息重构的整体架构,然后介绍了基于修正的 GLR 方法的故障幅值估计,并对故障幅值估计算法的准确度进行了仿真验证,最后对传感器和执行机构漂移故障下的信息重构效果进行了仿真验证。

1 航空发动机传感器与执行机构信息重构系统结构

传感器与执行机构信息重构的目的是:在发生故障的情形下,识别故障类型及故障幅值大小,依据故障幅值估计结果缓解故障对发动机的影响。信息重构系统的结构如图 1 所示。

图 1 中,$\boldsymbol{y}_s$ 为系统期望输出,$\boldsymbol{y}$ 为系统实际测量输出,$\boldsymbol{y}_c$ 为信息重构后反馈给控制器的系统测量输出,b_u 为执行机构故障幅值的实际值,$\hat{b}_u$ 为执行机构故障幅值的估计值,b_y 为传感器故障幅值的实际值,$\hat{b}_y$ 为传感器故障幅值的估计值,$\hat{\boldsymbol{y}}$ 为发动机测量参数的估计值,$\boldsymbol{\gamma}$ 为测量参数估计值与测量值之间的残差。传感器无故障情形且系统处于稳定工作状态的情形下,三者之间的偏差小于规定阈值;若第 i 个传感器 t 时刻发生故障($\boldsymbol{e}_{y,i}$ 为第 i 个传感器故障),在故障诊断和故障幅值 $\hat{b}_{t,y,i}$ 估计准确的情形下:

$$\boldsymbol{y}_c(k) = \boldsymbol{y}(k) - \hat{b}_{t,y,i}\boldsymbol{e}_{y,i} \tag{1}$$

$\boldsymbol{u}_{c0}$ 为控制器输出的指令信号,$\boldsymbol{u}_{c1}$ 为信息重构后的控制器指令,$\boldsymbol{u}$ 为执行机构的输出,k 为故障发生后的第 k 时刻,同样若第 i 个执行机构 t 时刻发生故障,在故障幅值 $\hat{b}_{t,u,i}$ 估计准确的情形下:

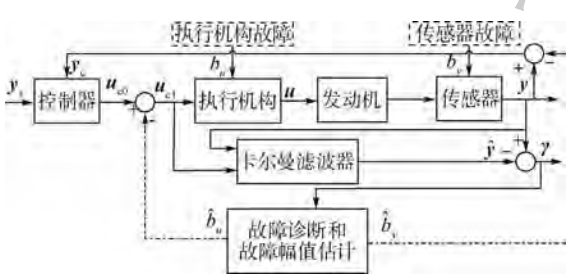


图 1 航空发动机传感器和执行机构信息重构系统结构

Fig. 1 Information reconstruction system structure of aero-engine sensors and actuators

$$\boldsymbol{u}_{c1}(k) = \boldsymbol{u}_{c0}(k) - \hat{b}_{t,u,i}\boldsymbol{e}_{u,i} \tag{2}$$

传感器与执行机构故障形式包括恒偏差故障和漂移故障,即恒增益故障。其中漂移故障的故障幅值的估计,即计算漂移故障的增益 K:

$$K = \frac{\hat{b}_{t,f,i}(k) - \hat{b}_{t,f,i}(k-1)}{T} \tag{3}$$

式中:发生传感器故障 $\hat{b}_{t,f,i} = \hat{b}_{t,y,i}$;执行机构故障 $\hat{b}_{t,f,i} = \hat{b}_{t,u,i}$;$T$ 为计算步长。漂移故障的幅值估计可在恒偏差故障幅值估计的基础上进行计算。

本文采用卡尔曼滤波器作为观测器,估计系统的状态和可测参数,其估计输出与发动机传感器的测量输出的残差 $\boldsymbol{\gamma}$ 用于故障诊断和故障幅值估计。本文基于文献[9]在故障检测和故障隔离的基础上进行故障幅值估计,在已经获取了故障类型和故障位置的基础上进行故障部件的信息重构。

2 发动机故障幅值估计算法

2.1 测量参数滤波残差的计算

发动机系统在给定稳态工作条件下的状态空间模型如式(4)所示:

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}(k+1) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(k) + \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{w}(k)\\ \boldsymbol{y}(k) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{v}(k)\end{cases} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{x} \in \mathbf{R}^n$ 为状态向量;$\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^m$ 为输入向量;$\boldsymbol{y} \in \mathbf{R}^r$ 为输出向量;$\boldsymbol{w} \in \mathbf{R}^q$ 和 $\boldsymbol{v} \in \mathbf{R}^r$ 分别为系统噪声和测量噪声;$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{\Gamma}$ 为相应维数的系统矩阵。

基于式(4)建立卡尔曼滤波器估计系统状态和输出参数如式(5)所示:

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{x}}(k+1/k+1) = \boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}}(k/k) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(k) + \\ \qquad \boldsymbol{K}(k+1)[\boldsymbol{y}(k+1) - \hat{\boldsymbol{y}}(k+1/k)]\\ \hat{\boldsymbol{y}}(k+1/k) = \boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}(k/k)\end{cases} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{K}(k+1)$ 为卡尔曼滤波增益。

卡尔曼滤波器的滤波残差 $\boldsymbol{\gamma}(k)$ 定义为

$$\boldsymbol{\gamma}(k) = \boldsymbol{y}(k) - \boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}(k/k-1) \tag{6}$$

式(6)为用于故障诊断的卡尔曼滤波残差。

下面对传感器和执行机构的恒偏差故障幅值估计进行说明。

2.2 基于修正的 GLR 方法的故障幅值的估计

在给定发动机工作条件下,发动机传感器、执行机构等无故障记为 H_0,传感器或执行机构故障记为 H_1。在传感器或执行机构发生恒偏差故障情形下,由式(4)可知,残差向量 $\boldsymbol{\gamma}(k)$ 满足如下的统计特性:

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$H_0:\begin{cases}E[\boldsymbol{\gamma}(k)]=0\\ E\{[\boldsymbol{\gamma}(k)]^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{\gamma}(k)]\}=\boldsymbol{V}(k)\end{cases}\tag{7a}$$

$$H_1:\begin{cases}E[\boldsymbol{\gamma}(k)]=b_{t,f,i}\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)\boldsymbol{g}_{t,f,i}\\ E\{[\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)][\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)]^{\mathrm{T}}\}=\boldsymbol{V}(k)\\ \Delta\boldsymbol{\gamma}(k)=\boldsymbol{\gamma}(k)-b_{t,f,i}\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)\boldsymbol{g}_{t,f,i}\end{cases}\tag{7b}$$

式中：$b_{t,f,i}$为第 f 种故障类型的第 i 个部件的故障幅值；$\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)$为故障特征矩阵；$\boldsymbol{g}_{t,f,i}$为故障特征向量，其与故障类型和故障位置有关；$\boldsymbol{V}(k)$为协方差矩阵。

假设 $p(\boldsymbol{\gamma}(t),\cdots,\boldsymbol{\gamma}(t+N-1))$表示从 t 时刻到 $t+N-1$ 时刻的 N 个残差序列的联合条件概率密度函数，则此时 GLR 函数表示为[17]

$$\lambda(\boldsymbol{\gamma}(k))=\sup\frac{p(\boldsymbol{\gamma}(t),\cdots,\boldsymbol{\gamma}(t+N-1)\mid H_1)}{p(\boldsymbol{\gamma}(t),\cdots,\boldsymbol{\gamma}(t+N-1)\mid H_0)}\tag{8}$$

式中：sup 表示最小上界，由式(7)可知，系统无故障时，残差序列$\{\boldsymbol{\gamma}(k)\}$服从高斯分布；系统故障时，序列$\{\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)\}$服从高斯分布，则易求得系统故障及无故障情形下的残差序列联合概率密度函数，此时 GLR 函数如式(9)所示：

$$\lambda(\boldsymbol{\gamma}(k))=\sup_{b_{t,f,i}}\frac{\exp\left[-0.5\sum_{k=t}^{t+N-1}(\Delta\boldsymbol{\gamma}(k))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}(k))^{-1}\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)\right]}{\exp\left[-0.5\sum_{k=t}^{t+N-1}(\boldsymbol{\gamma}(k))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}(k))^{-1}\boldsymbol{\gamma}(k)\right]}\tag{9}$$

对式(9)两边取对数可得

$$Z(b_{t,f,i})=\sum_{k=t}^{t+N-1}(\boldsymbol{\gamma}(k))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}(k))^{-1}\boldsymbol{\gamma}(k)-\sup_{b_{t,f,i}}\sum_{k=t}^{t+N-1}(\Delta\boldsymbol{\gamma}(k))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}(k))^{-1}\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)\tag{10}$$

令：

$$Y(b_{t,f,i})=\sup_{b_{t,f,i}}\sum_{k=t}^{t+N-1}(\Delta\boldsymbol{\gamma}(k))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}(k))^{-1}\Delta\boldsymbol{\gamma}(k)\tag{11}$$

为求得 GLR 函数 $\lambda(\boldsymbol{\gamma}(k))$的极大值，即求函数 $Z(b_{t,f,i})$的极大值，也即函数 $Y(b_{t,f,i})$的极小值，即 $Y(b_{t,f,i})=0$。因此：

$$\hat{b}_{t,f,i}=\frac{\boldsymbol{g}_{t,f,i}^{\mathrm{T}}\sum_{k=t}^{t+N-1}(\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}(k)^{-1}\boldsymbol{\gamma}(k)}{\boldsymbol{g}_{t,f,i}^{\mathrm{T}}\sum_{k=t}^{t+N-1}(\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}(k)^{-1}\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)\boldsymbol{g}_{t,f,i}}\tag{12}$$

在传统 GLR 方法中，首先假设故障类型及故障位置，然后计算各故障类型及故障位置情形下故障幅值的极大似然估计，并在长度为 N 的时间窗内估计故障发生时刻 t，最后取使得 $Z(b_{t,f,i})$最大的故障类型、故障位置及故障幅值估计值作为最终的结果。该方法需要多次重复计算各故障情形下的故障幅值，且对故障发生时刻的估计不够准确[16]，因此本文采用修正的 GLR 方法，采用专门的故障检测和隔离方法计算故障发生时刻、故障类型及故障位置[9]，在此基础上计算故障幅值的估计值。

由式(12)可知，故障幅值估计值$\hat{b}_{t,f,i}$的计算与特征矩阵 $\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)$以及特征向量 $\boldsymbol{g}_{t,f,i}$有关，由于特征向量 $\boldsymbol{g}_{t,f,i}$反映了系统的故障类型与故障位置，而故障类型与位置信息已知，则此时$\hat{b}_{t,f,i}$的获取仅与特征矩阵 $\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)$有关，$\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)$的求取需要结合具体的故障类型进行，以执行机构故障为例计算 $\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)$，此时 $\boldsymbol{G}_{t,f,i}(k)=\boldsymbol{G}_{t,u,i}(k)$，$\boldsymbol{g}_{t,f,i}=\boldsymbol{e}_{u,i}$。

由式(7)得到故障情形下：

$$E[\boldsymbol{\gamma}(k)]=b_{t,u,i}\boldsymbol{G}_{t,u,i}(k)\boldsymbol{g}_{t,u,i}\tag{13}$$

又由式(4)和式(6)可得

$$\begin{cases}E[\boldsymbol{\gamma}(k)]=-\boldsymbol{CA}E[\Delta\hat{\boldsymbol{x}}(k-1)]+\boldsymbol{CB}b_{t,u,i}\boldsymbol{e}_{u,i}\\ \Delta\hat{\boldsymbol{x}}(k-1)=\hat{\boldsymbol{x}}(k-1/k-1)-\boldsymbol{x}(k-1)\end{cases}\tag{14}$$

令：

$$E[\Delta\hat{\boldsymbol{x}}(k)]=b_{t,u.i}\boldsymbol{J}_{t,u,i}(k)\boldsymbol{e}_{u,i}\tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{J}_{t,u,i}$为执行机构故障情形下状态参数偏差的数学期望的特征矩阵。又由：

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{x}}(k/k)=\hat{\boldsymbol{x}}(k/k-1)+\boldsymbol{K}(k)\boldsymbol{\gamma}(k)\\ \hat{\boldsymbol{x}}(0/0)=\hat{\boldsymbol{x}}(0)\\ \hat{\boldsymbol{x}}(k/k-1)=\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}}(k-1/k-1)+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{u}(k-1)+b_{t,u,i}\boldsymbol{e}_{u,i})\\ \boldsymbol{\gamma}(k)=\boldsymbol{y}(k)-\boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}(k/k-1)\end{cases}\tag{16}$$

可得

$$E[\Delta\hat{\boldsymbol{x}}(k)]=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}(k)\boldsymbol{C})(\boldsymbol{A}E[\Delta\hat{\boldsymbol{x}}(k-1)]-\boldsymbol{B}b_{t,u,i}\boldsymbol{e}_{u,i})\tag{17}$$

由式(14)和式(17)可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{G}_{t,u,i}(k)=-\boldsymbol{CAJ}_{t,u,i}(k-1)+\boldsymbol{CB}\\ \boldsymbol{J}_{t,u,i}(k)=\boldsymbol{AJ}_{t,u,i}(k-1)+\boldsymbol{K}(k)\boldsymbol{G}_{t,u,i}(k)-\boldsymbol{B}\end{cases}\tag{18}$$

由式(13)和式(18)可以计算在发动机发生执行机构故障的情形下的故障幅值。同理可以计算得到传感器故障情形下的特征矩阵 $\boldsymbol{G}_{t,y,i}(k)$，计算过程如式(19)所示：

$$\begin{cases}\boldsymbol{G}_{t,y,i}(k)=-\boldsymbol{CAJ}_{t,y,i}(k-1)+\boldsymbol{C}\\ \boldsymbol{J}_{t,y,i}(k)=\boldsymbol{AJ}_{t,y,i}(k-1)+\boldsymbol{K}(k)\boldsymbol{G}_{t,y,i}(k)-\boldsymbol{I}\end{cases}\tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{J}_{t,y,i}$为传感器故障情形下状态参数偏差的数学期望的特征矩阵；$\boldsymbol{I}$ 为 $n\times n$ 的单位矩阵。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

由于故障幅值估计是在故障检测和隔离的基础上进行的,而对于具体的故障类型,故障检测和隔离算法存在最小可检测的故障幅值,本文采用文献[9]描述的故障诊断算法,能够检测出故障幅值不小于2%或不大于-2%的故障,因此本文构建的故障幅值估计算法适用的边界条件为[-1,-2%]和[2%,1]。

为评价故障幅值估计的准确度,选择均方根误差进行估计精度的衡量,通过对特定的故障类型及故障位置在不同故障幅值下进行多次仿真,均方根误差计算式为

$$\mathrm{RMSE}=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{L}(\hat{b}_{t,f,i}-b_{t,f,i})^2}{L}} \tag{20}$$

式中:L 为仿真次数。

下面对基于修正的 GLR 方法的故障幅值估计性能及故障部件信息重构前后故障对系统的影响是否得到有效缓解进行仿真验证。

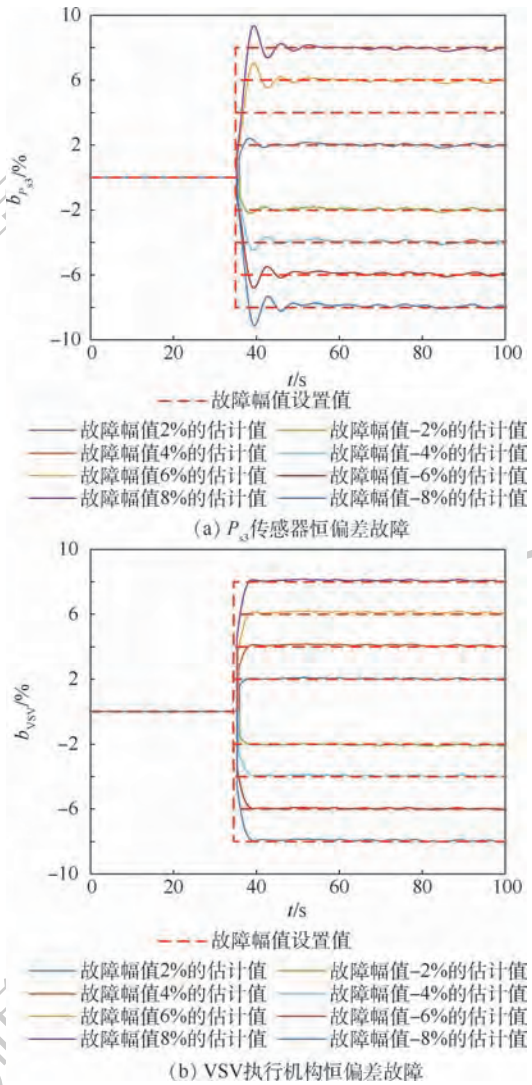
3 仿真验证

本文进行仿真验证的研究对象为一中等推力的民用大涵道比涡扇发动机模型[18],发动机传感器参数和执行机构参数如下:传感器可能的故障位置有 7 个,分别为低压转子转速 N_1(状态变量)、高压转子转速 N_h(状态变量)、高压压气机进口总压 P_{25}、高压压气机出口静压 P_{s3}、高压压气机进口总温 T_{25}、高压压气机出口总温 T_3 和高压涡轮出口总温 T_{45};执行机构有 3 个,分别为主燃油流量 Wfm、可调放气阀门开度 VBV 和可调导叶角度 VSV。在其模型的传感器输出上加入高斯白噪声后模拟真实的传感器测量值,噪声的标准偏差设置值[19]为[0.25%,0.25%,0.5%,0.5%,0.5%,0.75%,0.75%],并对测量值进行归一化处理,发动机采样周期为 20 ms。时间窗长度选择为 100 个采样周期,即 2 s。控制器的控制规律为调节主燃油流量使低压转子转速达到给定期望值。

3.1 故障幅值估计

1)恒偏差故障幅值估计

以 P_{s3} 传感器恒偏差故障和 VSV 执行机构恒偏差故障为例进行仿真验证。其故障幅值在 ±2% ~ ±8% 之间等间隔变化,两种故障的仿真结果如图 2 所示,$b_{P_{s3}}$ 和 b_{VSV} 分别为 P_{s3} 和 VSV 的故障幅值。图 2(a)中,红色虚线表示故障幅值的设置值,其他颜色的曲线分别表示不同故障幅值情形下的估计值,由图 2(a)可知,GLR 方法在不同故障幅值情形下均能有效且较为准确地估计故障的严重程度,经计算,在发生 P_{s3} 传感器故障情况下,GLR 方法均方根误差为 0.001 6。图 2(b)仿真显示 GLR 方法对 VSV 执行机构故障幅值的估计同样较为准确,经计算,该故障情形下,故障幅值的估计值的均方根误差为 0.003 6。同样,可以对其他传感器及执行机构进行仿真验证,结果如表1所示。仿真结果显示,GLR能够有效估计



(a) P_{s3}传感器恒偏差故障

(b) VSV执行机构恒偏差故障

图 2 恒偏差故障下的故障幅值估计

Fig. 2 Fault magnitude estimation under constant deviation fault

表 1 恒偏差故障下的故障幅值估计 RSME 计算结果

Table 1 Calculation results of RSME of constant deviation fault magnitude estimation

传感器参数	RSME	执行机构参数	RSME
N_1	0.001 3	Wfm	0.003 8
N_h	0.001 5	VBV	0.004 7
P_{25}	0.002 1	VSV	0.003 6
P_{s3}	0.001 6		
T_{25}	0.002 3		
T_3	0.001 7		
T_{45}	0.002 4		

北航学报 赠阅

传感器与执行机构恒偏差下的故障幅值，且估计值的均方根误差不超过 0.005。

2）漂移故障幅值估计

同样以 P_{s3} 传感器漂移故障和 VSV 执行机构漂移故障为例进行仿真验证。故障发生时刻为 $t=20$ s，故障大小设置在[−8%，−2%]，增益大小为 −0.11%。故障幅值估计仿真结果如图 3 所示，图中橙色曲线表示故障幅值的真实值，蓝色曲线表示应用 GLR 方法得到的故障幅值的估计值，38 s 时故障幅值大小接近 2%，GLR 方法开始估计系统故障幅值。仿真结果显示 GLR 方法适用于传感器和执行机构的故障幅值估计，估计值的均方根误差如表 2 所示，可知均方根误差不超过 0.005。

3）恒偏差故障与漂移故障的耦合性分析

当某一传感器或执行机构同时发生漂移和恒偏差故障时，由于漂移故障是缓慢变化的，而恒偏差故障是突发性的、故障幅值有较明显的变化

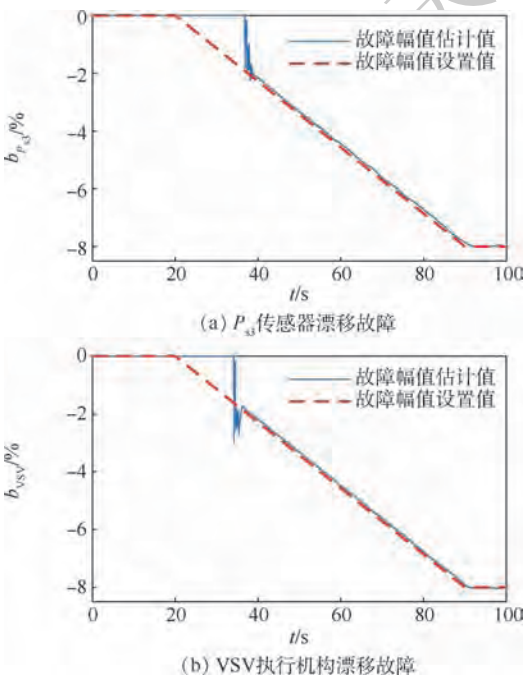


图 3　漂移故障下的故障幅值估计

Fig. 3　Fault magnitude estimation under drift fault

表 2　漂移故障下的故障幅值估计 RSME 计算结果

Table 2　Calculation results of RSME of drift fault magnitude estimation

传感器参数	RSME	执行机构参数	RSME
N_1	0.001 4	Wfm	0.004 2
N_h	0.001 8	VBV	0.004 8
P_{25}	0.002 8	VSV	0.004 3
P_{s3}	0.002 1		
T_{25}	0.002 5		
T_3	0.002 1		
T_{45}	0.002 7		

（相对于漂移故障），假设在恒偏差故障发生前，某一传感器或执行机构发生漂移故障，此时 GLR 方法能够估计并跟踪故障幅值的变化，在恒偏差故障发生时刻，此时恒偏差故障对故障幅值影响较大，短时间内漂移故障的影响可以忽略，GLR 方法完成恒偏差的故障幅值估计后，在此基础上继续进行漂移故障的故障幅值估计。因此，该方法适用于恒偏差与漂移故障同时发生的故障幅值估计。

3.2　传感器与执行机构信息重构

按照图 1 所示的传感器与执行机构信息重构系统的结构原理图，限于篇幅，仅分别在低压转子转速传感器（N_1）发生漂移故障以及增压级后可调放气阀门开度 VBV 发生漂移故障为例进行仿真说明，漂移故障设置同 3.1 节中漂移故障仿真，仿真比较 7 个可测参数、主燃油流量及 4 个不可测参数（推力 F_N，低压压气机喘振裕度 LPCSM，增压机喘振裕度 IPCSM，高压压气机喘振裕度 HPCSM）分别在系统无故障情形、故障情形及信息重构后这 3 种情形下的变化，说明信息重构的有效性。

1）N_1 传感器漂移故障

如图 4 所示，蓝色曲线、橙色曲线、黄色曲线分别表示无故障、N_1 故障、信息重构后的各个参数变化情况，紫色曲线表示反馈到控制器的传感器的参数值的变化。由于漂移故障的发生，N_1 传感器实测的值小于真实值，在系统闭环控制的作用下，主燃油流量升高，使得 N_1 传感器输出值稳定在设定值，同时其他可测参数在主燃油流量升高的情形下，均升高。按照图 1 中所示，对 N_1 传感器进行信息重构，补偿因漂移故障导致的 N_1 传感器测量值与真实值之间的偏差，并反馈给控制器（图 4 中紫色曲线），在闭环控制的作用下，N_1 传感器信号重构后主燃油流量及除 N_1 外的其他传感器测量值均接近故障前的测量值。

图 5 显示了 4 个不可测参数在 3 种情形下的变化情况，N_1 传感器故障情形下，由于闭环控制的作用，主燃油流量升高，因此推力值也会增大；但在故障影响下，LPCSM 与 HPCSM 降低，即这 2 个部件的稳定性下降。N_1 传感器信息重构后，这 4 个不可测参数均恢复到故障前的参数值附近。

2）VBV 执行机构漂移故障

如图 6 和图 7 所示，在 VBV 执行机构漂移故障影响下，各参数的变化趋势不同，其中 N_h 降低，T_{25}、P_{25}、T_3、P_{s3} 升高，Wfm、N_1、T_{45} 基本保持不变，不可测参数中 IPCSM 显著降低，按照图 1 中

北航学报 赠阅

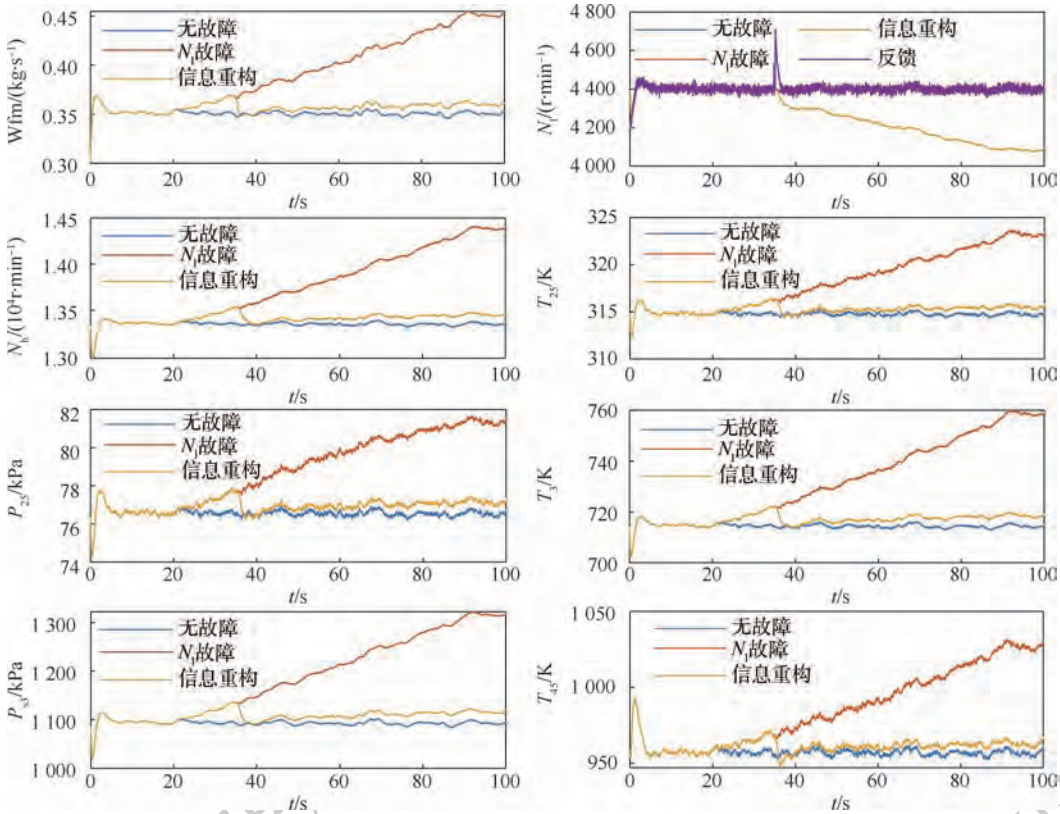


图 4 N_1 传感器漂移故障下,故障信息重构前后,主燃油流量和 7 个可测参数变化趋势

Fig. 4 Variation of main fuel flow and seven measurable parameters before and after fault information reconstruction under N_1 sensor drift fault

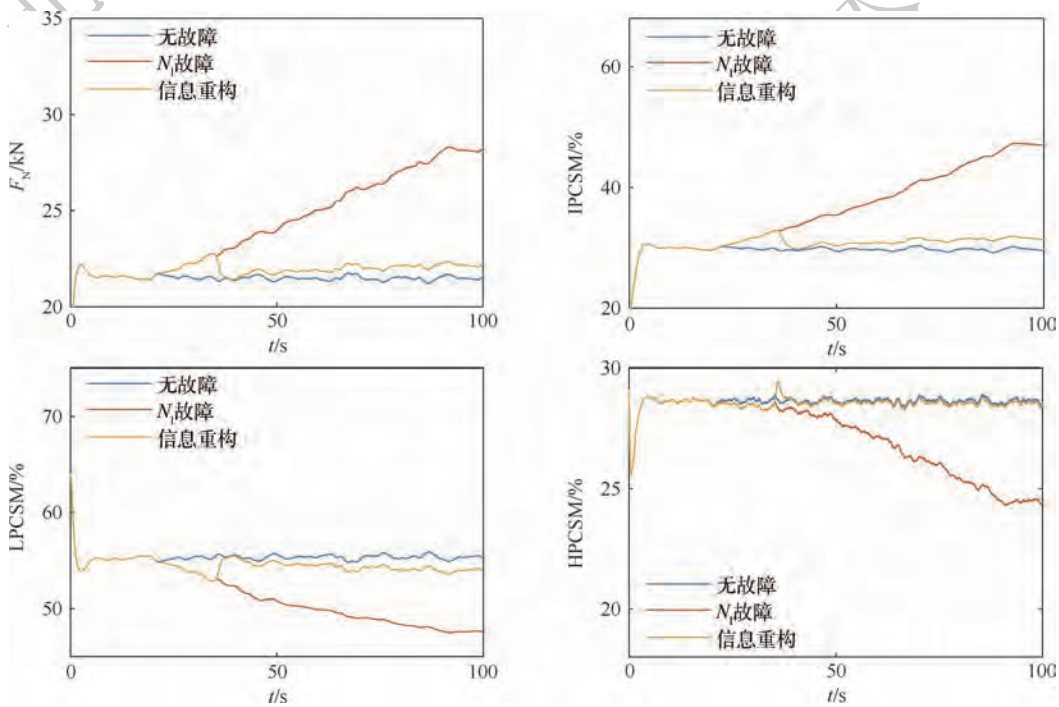


图 5 N_1 传感器漂移故障下,故障信息重构前后,4 个不可测参数变化趋势

Fig. 5 Variation of four unmeasurable parameters before and after fault information reconstruction under N_1 sensor drift fault

北航学报 赠阅

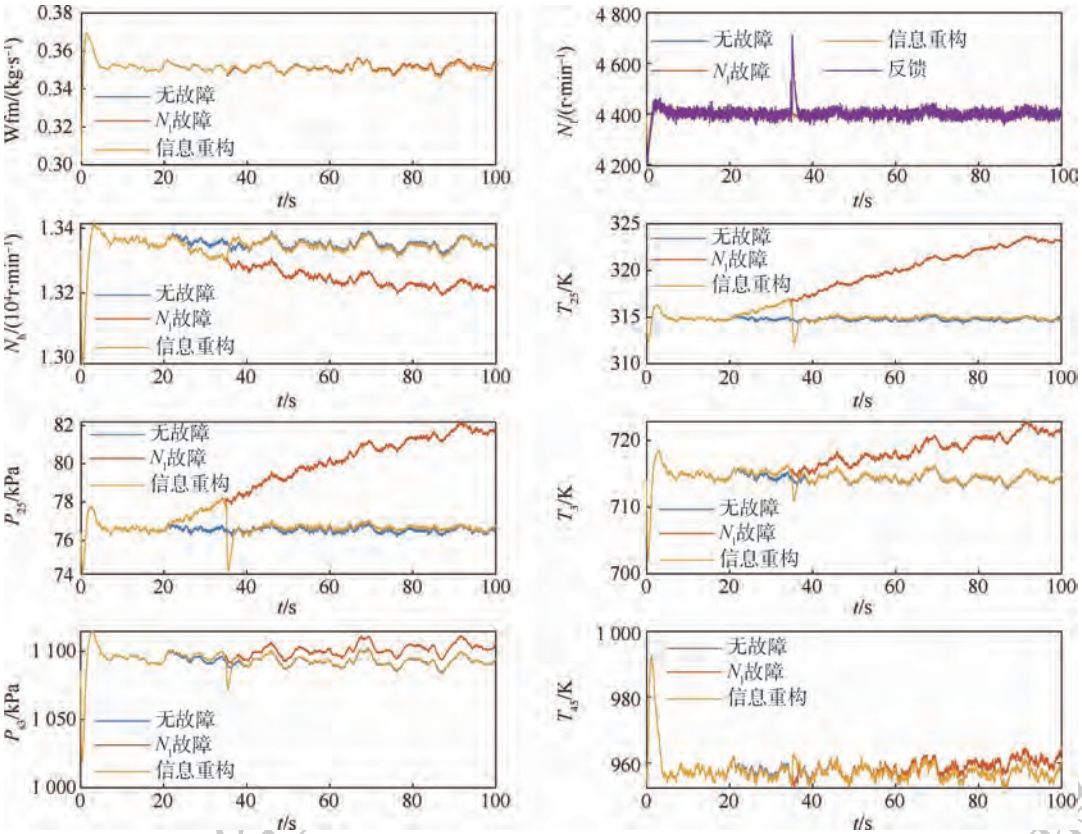


图 6　VBV 执行机构漂移故障下，故障信息重构前后，主燃油流量和 7 个可测参数变化趋势

Fig. 6　Variation of main fuel flow and seven measurable parameters before and after fault information reconstruction under VBV actuator drift fault

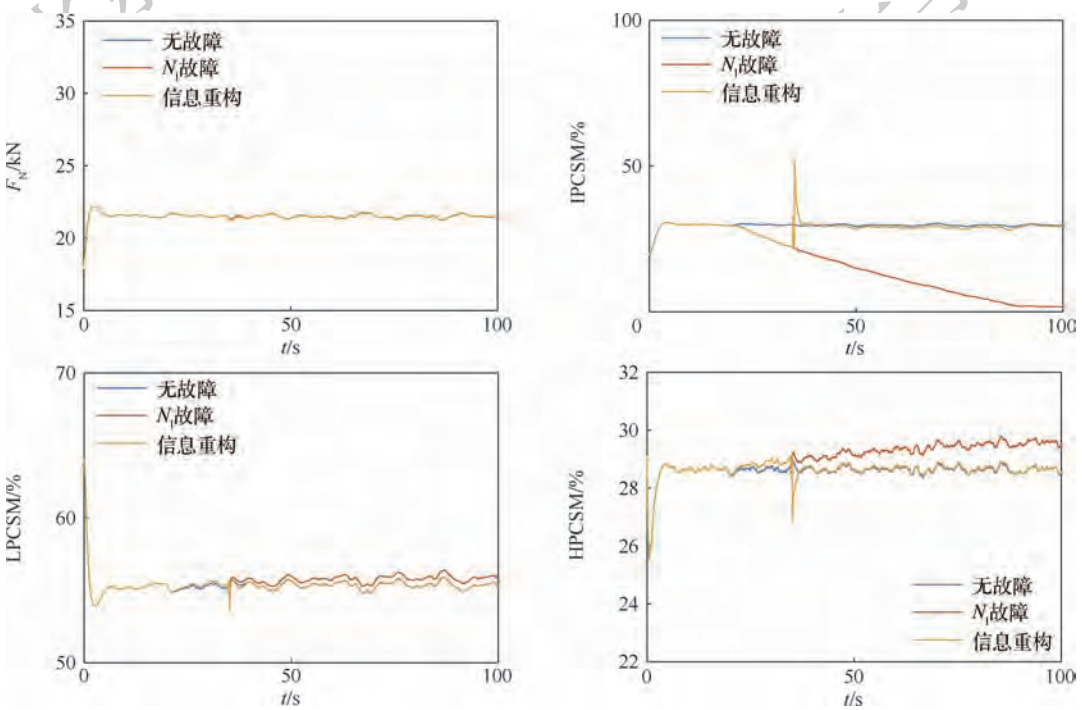


图 7　VBV 执行机构漂移故障下，故障信息重构前后，4 个不可测参数变化趋势

Fig. 7　Variation of four unmeasurable parameters before and after fault information reconstruction under VBV actuator drift fault

北航学报 赠阅

所示的执行机构信息重构结构原理图对 VBV 执行机构漂移故障进行信息重构后,各参数均接近故障前的参数值。

4 结 论

本文研究了一种基于修正 GLR 方法的故障幅值估计算法,主要成果总结如下:

1)提出了一种航空发动机传感器与执行机构信息重构方法,在确定故障类型和故障位置的基础上,给出了在线估计故障幅值的递推计算方法。

2)基于修正的 GLR 方法在传感器与执行机构发生恒偏差与漂移故障情形下,故障幅值估计结果的均方根误差不超过 0.005,估计结果具有较高的准确度。

3)故障部件信号重构后,故障对发动机性能的影响得到有效缓解。

本文仅考虑航空发动机高空巡航飞行条件下的故障幅值估计,后续研究可将单一稳态条件下的研究拓展到整个飞行包线,并将该方法集成在故障诊断与容错控制系统中,实现航空传感器和执行机构的容错控制。

参考文献(References)

[1] KUMAR A, VIASSOLO D E. Model-based fault tolerant control: NASA/CR 2008-215273[R]. Washington, D. C.: NASA, 2008.

[2] CHEN R H, SPEYER J L. Sensor and actuator fault reconstruction[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(2): 186-196.

[3] AZAM M, GHOSHAL S, BELL J, et al. Prognostics and health management(PHM) of electromechanical actuation(EMA) systems for next-generation aircraft: AIAA-2013-5138[R]. Reston: AIAA, 2013.

[4] ZEDDA M, SINGH R. Gas turbine engine and sensor fault diagnosis using optimization techniques[J]. Journal of Propulsion & Power, 2002, 18(5): 1019-1025.

[5] 贺小栋,郭迎清,杜宪. 一种基于模型的涡扇发动机容错控制策略[J]. 航空动力学报,2016,31(3):708-716.
HE X D, GUO Y Q, DU X. A model-based fault tolerant control strategy for turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 708-716(in Chinese).

[6] 周东华,叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 北京:清华大学出版社,2000:11-14.
ZHOU D H, YE Y Z. Modern fault diagnosis and fault tolerance control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2000: 11-14(in Chinese).

[7] 阎成鸿. 航空发动机容错控制系统设计[J]. 微计算机信息,2007,23(19):63-64.
YAN C H. The fault tolerant control system of aero-engine[J]. Microcomputer Information, 2007, 23(19): 63-64(in Chinese).

[8] KOBAYASHI T, SIMON D L. Hybrid Kalman filter: A new approach for aircraft engine in-flight diagnostics: NASA/TM 2006-214491[R]. Washington, D. C.: NASA, 2006.

[9] 张书刚,郭迎清,陈小磊. 航空发动机故障诊断系统性能评价与仿真验证[J]. 推进技术,2013,34(8):1121-1127.
ZHANG S G, GUO Y Q, CHEN X L. Performance evaluation and simulation validation of fault diagnosis system for aircraft engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1121-1127(in Chinese).

[10] 叶志锋,孙健国. 应用神经网络诊断航空发动机气路故障的前景[J]. 推进技术,2002,23(1):1-4.
YE Z F, SUN J G. Prospect for neural networks used aeroengine fault diagnosis technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(1): 1-4(in Chinese).

[11] 崔文斌,叶志锋,彭利方. 基于信息融合遗传算法的航空发动机气路故障诊断[J]. 航空动力学报,2015,30(5):1275-1280.
CUI W B, YE Z F, PENG L F. Aero-engine gas path fault diagnosis based on genetic algorithm of information fusion[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1275-1280(in Chinese).

[12] CSANK J T, SIMON D L. Sensor data qualification technique applied to gas turbine engines: NASA/TM 2013-216609[R]. Washington, D. C.: NASA, 2013.

[13] POURBABAEE B, MESKIN N, KHORASANI K. Sensor fault detection, isolation, and identification using multiple-model-based hybrid kalman filter for gas turbine engines[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(4): 1184-1200.

[14] KOBAYASHI T. Aircraft engine sensor/actuator/component fault diagnosis using a bank of Kalman filters: NASA/CR 2003-212298[R]. Washington, D. C.: NASA, 2003.

[15] 袁春飞,姚华. 传感器故障下的航空发动机机载自适应模型重构[J]. 航空动力学报,2006,21(1):195-200.
YUAN C F, YAO H. Aero-engine adaptive model re-construction under sensor failure[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 195-200(in Chinese).

[16] 张高钱. 航空发动机传感器故障诊断与容错控制[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
ZHANG G Q. Research on aero-engine sensor fault diagnosis and fault tolerant control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese).

[17] 周东华,孙优贤. 控制系统的故障检测与诊断技术[M]. 北京:清华大学出版社,1994:19-20.
ZHOU D H, SUN Y X. Control system fault detection and diagnosis technology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1994: 19-20(in Chinese).

[18] 张书刚,郭迎清,陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2850-2856.
ZHANG S G, GUO Y Q, LU J. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856(in Chinese).

[19] SOWERS S T. Systematic sensor selection strategy(S4) user guide: NASA/CR 2012-215242[R]. Washington, D. C.: NASA, 2012.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

作者简介:

孙浩　男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机故障诊断与容错控制。

郭迎清　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空发动机先进控制与健康管理技术。

Information reconstruction algorithm of aero-engine sensors and actuators

SUN Hao, GUO Yingqing*, ZHAO Wanli

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to realize the fault magnitude estimation and information reconstruction of aero-engine sensor and actuator in fault condition and to accommodate the influence of fault on engine performance, based on the fault detection and fault isolation algorithms, a reconstruction algorithm based on a modified generalized likelihood ratio (GLR) method is proposed. Aimed at the constant deviation fault and drift fault of sensors and actuators of a certain type of civil turbofan engine, a simulation experiment was implemented. The simulation results show that the modified GLR method has higher accuracy for fault magnitude estimation of sensors and actuators with constant deviation and drift fault. The root mean square error of the fault magnitude estimation does not exceed 0.005 in both fault types. And after the information reconstruction of fault component, the effect of the fault on the system performance is effectively accommodated.

Keywords: aero-engine; fault diagnosis; fault magnitude estimation; generalized likelihood ratio (GLR); information reconstruction

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-18; **Accepted**: 2019-07-05; **Published online**: 2019-07-31 08:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190730.1813.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0249

具有控制时滞的电动加载系统迭代学习复合控制

代明光, 齐蓉*
(西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

摘 要: 针对无人机前轮转向操纵系统中机电作动器的负载模拟需要,设计了一种用于复杂交变载荷模拟的电动加载系统。为了降低电动加载系统的控制时滞和多余力矩对系统精度的影响,提出了一种 PID 控制与迭代学习控制相结合的加载力矩复合控制策略。介绍了电动加载系统的主要组件并给出其数学模型,分析了电动加载系统多余力矩产生的原因,提出了系统控制延时时间的测量方法,设计了基于迭代学习控制与传统 PID 控制的复合控制器,分析了迭代学习控制器的收敛条件,分别通过多余力矩抑制和动态力矩加载实验验证了控制策略的有效性。与传统的反馈控制加前馈补偿方法相比,所提方法能够消除控制时滞和多余力矩对加载系统的影响,保证电动加载系统的力矩加载精度。

关 键 词: 机电作动器; 电动加载系统; 多余力矩; 控制时滞; 迭代学习控制
中图分类号: V217+.32; TP273
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0340-10

近年来,随着多电飞机(More Electric Aircraft,MEA)技术的发展,很多中大型无人机前轮转向操纵系统的作动器正逐渐从传统液压作动器或者电动静液作动器替代为机电作动器(Electromechanical Actuator,EMA),以去除液压机构,减轻重量,简化系统结构[1-2]。前轮转向操纵系统用于实现无人机在地面滑行、起降阶段转弯和纠偏等功能,保障飞机在滑行和起降阶段的安全,其功能实现很大程度上取决于前轮转向操纵系统中 EMA 的性能。电动加载系统(Electric Dynamic Loading System,EDLS)能够在地面半物理仿真时,准确模拟飞机在滑行和起降过程中前轮转向操纵系统的 EMA 所承受的交变负载特征,是在实验室半物理环境中验证和测试 EMA 在近似真实载荷下的动、静态性能的重要设备,可以提高 EMA 研制成功率和可靠性,起到缩短无人机研制周期、节省费用的重要作用[3-5]。

无人机在地面操纵前轮转弯运动过程中,EMA 会受到来自地面以及前轮转弯系统运动所带来的多种载荷,这些载荷往往随着无人机的前轮速度,转弯角度的变化而变化,这种复杂的载荷特征,使得传统的机械式和电液式的负载模拟装置无法达到应用要求[6-8]。随着高性能电机驱动技术的迅猛发展,以伺服电机为驱动的 EDLS 相较于传统电液负载模拟系统具有结构简单、成本低、响应快、可靠性高和可维护性高等优点,因此 EDLS 已经得到了越来越广泛的研究。

加载过程中,EDLS 与 EMA 固连,EDLS 和 EMA 互相耦合,互相干扰,EMA 主动运动不可避免地会产生多余力矩,会严重降低加载力矩的精度,使系统稳定性和灵敏度变差,因此如何有效地消除或抑制多余力矩,降低多余力矩对系统加载性能的影响是必须解决的问题。目前,针对 EDLS 存在的多余力矩问题的控制策略有利用被加载机

收稿日期: 2019-05-22; **录用日期**: 2019-08-30; **网络出版时间**: 2019-09-06 09:32
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.0906.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51777170)
* **通信作者**. E-mail: lhqr@nwpu.edu.cn

引用格式: 代明光, 齐蓉. 具有控制时滞的电动加载系统迭代学习复合控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 340-349.
DAI M G, QI R. Composite iterative learning control for electric dynamic loading system with control time delay[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 340-349 (in Chinese).

北航学报 赠阅

构速度和位置信息的前馈补偿法[9-11]、鲁棒控制补偿法[12]、神经网络补偿法[13-14]和迭代学习控制方法[15-16]。文献[9-11]通过测量被加载机构的位置,通过前馈补偿抑制多余力矩,在实际中速度信息通过位置传感器得到的位置进行微分得到,存在较大的测量噪声,多余力矩抑制效果有限;文献[13]提出了一种基于 PD 和改进小脑模型关联控制器 CMAC 的复合神经网络控制策略,采用压缩映射原理使得控制算法易于实现,提高了 EDLS 对正弦信号的逼近精度和能力,实现对多余力矩的消除;文献[15]设计了 P 型迭代学习控制和被加载机构位置前馈补偿相结合的复合力矩控制器,并基于 P 型迭代学习控制实现对正弦负载幅值和相位的迭代学习,实验表明该方法有效抑制了 EDLS 的多余力矩,能实现对指令力矩的精确跟踪;文献[16]针对 EDLS 的多余力矩问题,提出了基于位置和力矩闭环为系统反馈控制回路、分数阶迭代学习控制为补偿的复合控制算法,提高了系统的动态性能,实验表明该方法能有效抑制多余力矩,但由于引入了分数阶,计算变得复杂,算法不易实现。

分析可知,迭代学习控制(Iterative Learning Control,ILC)特别适用与负载模拟这种具有周期性运行特质的系统,利用系统运行过程中产生的误差信息,迭代产生新的控制量,不断提高系统的运行性能,实现无差跟踪[17]。为实现加载力矩控制,需要保证 EDLS 具有快速和精确的力矩输出,同时精确测量系统的加载力矩。表贴式永磁同步电机(Surface Permanent Magnet Synchronous Motor,SPMSM)具有转动惯量小、功率密度大、调速范围宽、转矩脉动小等特点,且直接转矩控制(Direct Torque Control,DTC)能够实现 SPMSM 电磁转矩的高动态和高精度输出,使得 SPMSM 适合作为 EDLS 的驱动机构。为了实现大力矩加载,同时降低加载电机所附加的转动惯量,采用低惯量的 SPMSM 加减速机形式的驱动机构作为 EDLS 的力矩输出单元,能够实现低转速大力矩的输出要求。在以往的 EDLS 加载控制算法实现中,往往认为 EDLS 驱动是理想的线性环节,忽略了控制时滞问题。但实际系统中,EDLS 的驱动系统往往存在控制时滞,使得现有的多余力矩补偿算法,往往难以实现多余力矩的精确补偿,且现有的解决时滞系统的高精度跟踪控制算法往往需要精确的被控对象数学模型。而迭代学习控制,以其简单的控制结构,良好的收敛性能,不依赖系统的数学模型等特点,在系统存在控制时滞时也能实现给定轨迹的完全跟踪[18-19]。文献[20]针对一类非线性控制时滞系统,指出 ILC 能够消除控制时滞对系统跟踪精度的影响,实现完全跟踪。文献[21]针对直线电机控制中存在控制信号时滞的问题,设计了超前功能的开环 PD 型 ILC,降低了控制时滞对控制品质的影响。因此,当系统存在控制时滞时,通过利用 ILC 不依赖系统模型的优点,能降低控制时滞对 EDLS 加载力矩的影响,此外,加载力矩控制器设计时还必须考虑到 EDLS 系统中存在的测量噪声等复杂因素对加载力矩的影响。

针对实际 EDLS 中存在的控制时滞问题,本文提出一种基于 PID 控制和迭代学习控制相结合的复合控制策略。通过测定系统的控制延时时间,根据 EDLS 的精度要求,设计相应的 ILC 与 PID 相结合的复合控制器,解决了单一控制难以实现加载力矩精确跟踪。并对 ILC 补偿项引入低通滤波器,以降低系统测量噪声的影响,保证加载力矩的精确跟踪,使得系统的干扰和多余力矩对加载力矩的影响降低,通过加载实验验证了本文方法的有效性。

1　电动加载系统建模与分析

1.1　电动加载系统结构

EDLS 的结构示意图如图 1 所示,其主要由加载伺服电机(PMSM)、减速齿轮、波纹管联轴器、力矩传感器、光电编码器、电磁编码器、EMA 等组成。PMSM 作为 EDLS 的主要驱动元件,其输出的电磁转矩 T_e 先通过减速比为 N 减速齿轮进行放大,而后通过波纹管联轴器与力矩传感器、光电编码器、被加载伺服机构相连,其中波纹管联轴器具有体积小、传递力矩大和无回转间隙等优点,能避免引入连接间隙等非线性因素,可以实现加载力矩的准确输出。力矩传感器用于实时测量传动机构上的加载力矩 T_L,以构成力矩反馈回路,通过设计的控制算法,实现高动态和高稳定精度的力矩加载。EDLS 中,安装在 PMSM 端部的光电编码器用于测量 PMSM 转子机械角位移 θ_m,安装在传动轴上的电磁编码器和 EMA 端部的光电编码器用于获取力矩传感器靠近 EMA 端的转角 θ_l,而力矩传感器靠近波纹管联轴器端的绝对位置 θ_{mg} 为减速齿轮输出端的角位移,由 θ_m 与减速比 N 相除获得。

从图 1 可以看出,EDLS 和 EMA 被加载伺服机构通过波纹管联轴器刚性连接,在动态力矩加载实验中,EMA做主动的位置伺服运动,EDLS在

北航学报 赠阅

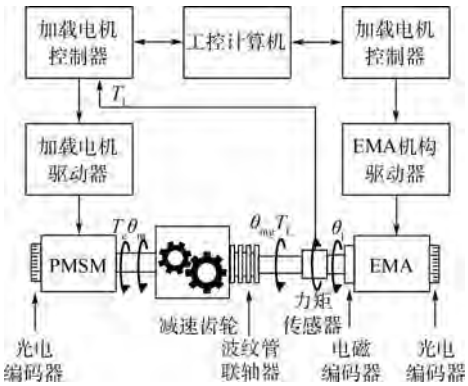


图 1 EDLS 结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of EDLS composition

对 EMA 进行指定力矩载荷加载的同时也需要跟随 EMA 运动，2 个系统互相耦合，相互干扰。EMA 的主动位置伺服运动是 EDLS 多余力矩产生的主要原因，因此实现多余力矩的抑制，提高力矩跟踪精度是本文的主要研究对象。

1.2 电动加载系统数学模型

EDLS 结构原理如图 2 所示，依此建立 EDLS 的加载电机和被加载 EMA 的数学模型并分析多余力矩产生的原因。图 2 中：$\Delta\omega$ 为力矩传感器两端的角速度差；ω_{mg} 为减速齿轮输出端的角速度。

SPMSM 作为 EDLS 机械负载输出元件，为了保证 EDLS 的高动态、高精度转矩性能，对 PMSM 采用具有 DTC 方式的驱动器，其力矩输出的更新频率为4 kHz。在系统的技术要求中，EDLS 通常的工作频率不会超过 20 Hz，因此在设计控制算法的设计过程中，考虑驱动器的控制输入时滞特性，可以将输入到加载电机驱动器的控制电压 U_m 与加载电机的电磁转矩 T_e 之间近似为一惯性时间常数为 τ，延时时间为 τ_d 的一阶惯性环节，τ 和 τ_d 可以通过系统辨识方法近似得到，表示为

$$\frac{\mathrm{d}T_e(t)}{\mathrm{d}t}=\frac{K_mU_m(t-\tau_d)-T_e(t)}{\tau} \tag{1}$$

式中：K_m 为从控制电压 U_m 到 PMSM 电磁转矩 T_e 的增益系数。

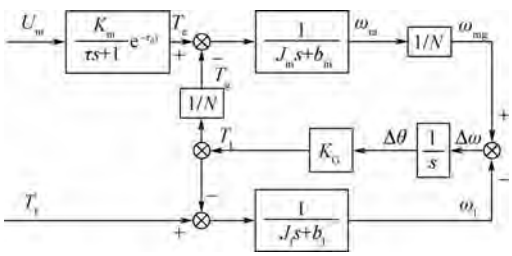


图 2 具有控制时的 EDLS 结构原理

Fig. 2 Structural principle of EDLS with control time delay

PMSM 的数学模型为

$$\frac{\mathrm{d}\theta_m}{\mathrm{d}t}=\omega_m \tag{2}$$

$$J_m\frac{\mathrm{d}\omega_m}{\mathrm{d}t}=T_e-b_m\omega_m-T_g \tag{3}$$

式中：ω_m 为转子机械角速度；J_m 为电机转子与减速齿轮以及加载轴折算到电机轴上的等效转动惯量之和；b_m 为阻尼系数；T_g 为折算到电机轴上的负载力矩。

EMA 伺服机构的动力学方程为

$$\frac{\mathrm{d}\theta_l}{\mathrm{d}t}=\omega_l \tag{4}$$

$$J_l\frac{\mathrm{d}\omega_l}{\mathrm{d}t}=T_f-b_l\omega_l-T_L \tag{5}$$

$$T_L=NT_g \tag{6}$$

式中：T_L 为 EMA 的负载力矩；θ_l 为 EMA 的转角；ω_l 为 EMA 伺服机构的转速；J_l 为 EMA 伺服机构等效到加载轴上的转动惯量；T_f 为 EMA 伺服机构的驱动力矩；b_l 为阻尼系数。

EDLS 中选用低转动惯量的力矩传感器，实际使用时可以忽略惯量对 EDLS 的影响，根据胡克定律，可以认为负载力矩的大小与力矩传感器两端的角位移差成正比，其表达式为

$$T_L=K_G\Delta\theta \tag{7}$$

$$\Delta\theta=\theta_{mg}-\theta_l \tag{8}$$

$$\theta_{mg}=\frac{\theta_m}{N} \tag{9}$$

式中：K_G 为力矩传感器的刚度系数；$\Delta\theta$ 为力矩传感器两端的角度差。

联立式(1)～式(9)，可以得到 EDLS 加载力矩的传递函数为

$$T_L(s)=G_T(s)T_e(s)-G_\theta(s)\theta_l(s) \tag{10}$$

式中：

$$T_e(s)=\frac{K_mU_m(s)}{\tau s+1}e^{-\tau_d s}$$

$$G_T(s)=\frac{K_G/N}{J_m s^2+b_m s+K_G/N^2}$$

$$G_\theta(s)=\frac{K_G(J_m s^2+b_m s)}{J_m s^2+b_m s+K_G/N^2}$$

根据式(10)可得出，EDLS 的加载力矩主要有两部分组成：一部分为 PMSM 驱动系统的输出的电磁力矩，另一部分为 EMA 被加载伺服机构的主动位置运动所造成的干扰力矩。由于 EDLS 主要是用来对 EMA 进行动态力矩的加载，实现负载力矩 T_L 对期望加载力矩 T_{ref} 的精确跟踪，而 EMA

北航学报 赠阅

的主动位置伺服运动的转角 θ_l 可以通过安装在 EMA 轴端的光电编码器获得,因此可以将 EMA 的实际输出转角 θ_l 看作是 EDLS 的一个扰动输入[12,22]。因此,在进行加载力矩分析和控制器设计时,可以将系统简化为一个具有扰动输入的系统,其系统的开环传递函数框图如图 3 所示。

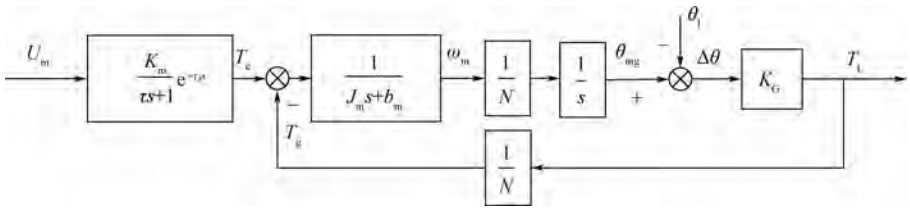


图 3　具有控制时滞的 EDLS 数学模型

Fig. 3　Mathematical model of EDLS with control time delay

1.3　电动加载系统多余力矩分析

在 EDLS 系统中,加载电机与被加载 EMA 伺服机构通过波纹管联轴器和力矩传感器刚性连接,加载电机根据加载力矩指令进行力矩伺服,同时被加载 EMA 根据角度指令进行位置伺服控制,通常加载力矩指令信号是 EMA 位置的函数。由式(10)可以看出,当给 PMSM 的力矩控制指令为零时,被加载 EMA 伺服机构的主动位置伺服运动,会导致加载轴上产生额外的附加力矩,称之为多余力矩[6]。式(10)等号的右边部分说明,多余力矩与 EMA 角速度和角加速度有关,多余力矩严重影响了 EDLS 输出的加载力矩精度和性能,因此如何克服多余力矩的干扰是实现高精度力矩加载的关键。

1.4　控制时滞对电动加载系统的影响

当驱动器的控制输入电压 U_m 改变时,SPMSM 的电磁转矩 T_e 会产生相应的变化,但实际 EDLS 系统中,由于加载电机的驱动器存在控制输入时滞,这造成了 PMSM 输出的电磁转矩与驱动器的控制输入不能同步变化,使得期望的机械负载转矩不能及时产生。由式(1)和式(10)可知,结合实际测试过程中利用系统辨识方法得到的驱动系统的动态特性,可将 PMSM 驱动系统看作是一个含有滞后的一阶惯性环节,根据表达式(10),可以得到

$$\frac{T_e(s)}{U_m(s)}=\frac{K_m}{\tau s+1}e^{-\tau_d s} \tag{11}$$

将式(11)通过利用泰勒展开,可以得到

$$\frac{T_e(s)}{U_m(s)}=\frac{K_m}{\tau s+1}\cdot\frac{1}{1+\tau_d s+\frac{1}{2!}\tau_d^2 s^2+\frac{1}{3!}\tau_d^3 s^3+\cdots} \tag{12}$$

由式(12)可以得出,具有控制时滞的加载驱动器所对应的传递函数的特征方程是超越方程,具有无穷多个特征根,使得经典控制中常用的 PID 控制器难以补偿这种具有控制时滞的系统。而常规的基于误差来消除误差的误差反馈控制方法,只当误差产生时,才能产生新的控制量,当系统控制存在时滞时,使得新产生的控制量不能及时产生控制效果,难以完全消除误差对系统的影响。且对于力矩加载系统是这种对动态响应要求较高的力矩伺服系统,控制时滞的存在,使得 PMSM 输出的电磁转矩不能快速跟踪 EMA 的转角变化,影响加载力矩的输出精度,难以保证力矩输出的快速性,且会影响系统的稳定性。

2　复合控制器设计

在 EDLS 系统工作时,加载电机和被加载 EMA 伺服机构分别动作,为了测试 EMA 的性能,使 EMA 做具有重复性质的主动运动。被加载 EMA 伺服机构按照给定的正弦指令角度进行位置伺服控制,而加载力矩信号与 EMA 伺服机构的实际角度信号成正比。因此,由式(10)可以看出,被加 EMA 伺服机构做重复性质的主动运动时会对 EDLS 产生重复性质的干扰力矩,即多余力矩会周期性出现。

通过分析 EDLS 的多余力矩产生原因,得到多余力矩是由被加载 EMA 伺服机构的主动运动所引起的,因此通常采用前馈控制的方法来抑制多余力矩对 EDLS 加载力矩的精度的影响,如文献[11]采用测量被加载对象的角速度进行前馈控制来实现消除多余力矩的目的,文献[9]设计加载电机的速度控制器和速度前馈来达到消除多余力矩的目的,这些方法都是在多余力矩产生之后才进行补偿的,存在一定的局限性。由式(1)可以看出,EDLS 的转矩输出存在一定的控制时滞,控制时滞会降低 EDLS 的反馈性能和系统稳定性。这也使得常规的多余力消除办法,难于应用于这类具有控制时滞的系统。

迭代学习控制适用于具有周期运行性质的系统,采用记忆和修正机制,以被控系统的目标轨迹

北航学报 赠阅

跟实际输出信号的偏差,反复迭代产生新的输入信号,从而提高系统的跟踪性能。EDLS 系统中,当被加载 EMA 伺服机构做具有重复运行特性的主动位置伺服运动时,EDLS 的多余力矩会周期性出现,迭代学习控制算法可以显著地抑制这种重复性质的力矩扰动。

2.1 PID 和迭代学习复合控制器结构

由于 EDLS 存在其他未知的非周期性质的干扰力矩,为了保证加载力矩的高动态和高精度跟踪,本文采用传统 PID 力矩闭环控制和 ILC 相结合的复合控制器,其中力矩反馈 PID 控制器通过选择合适的增益系数,能提高系统的抗干扰性能,能保证迭代学习控制要求的系统初态一致的条件,并对系统未知参数和扰动具有一定的鲁棒性,而由 ILC 所产生的控制量,主要用于消除由于被加载 EMA 周期性质的主动运动所产生的多余力矩,其控制结构如图 4 所示。

图 4 中,C 为加载力矩反馈 PID 控制器;G 为 EDLS 系统模型;L 为学习函数,用于补偿周期性多余力矩;Q 为低通滤波器,用来抑制由于模型不确定性和测量误差引入的高频噪声,其截止频率应大于期望的力矩给定频率,小于高频噪声的频率;Memory 环节分别用于存储前一个控制周期的误差量和控制量;T_{ref}为期望的加载力矩;j 为迭代次数;e_j 为第 j 次迭代时的加载力矩误差。由图 4 可以看出,EDLS 系统力矩闭环的给定控制信号为力矩反馈 PID 控制器输出和 ILC 控制器之和,其中由 PID 控制器产生的控制量为 $u_{\mathrm{PID},j+1}$,由 ILC 控制器产生的控制量为 $u_{\mathrm{ILC},j+1}$,则系统在$j+1$ 次的总的控制输入 u_{j+1}的频域表达式为

$$u_{j+1}(s) = u_{\mathrm{PID},j+1}(s) + u_{\mathrm{ILC},j+1}(s) \tag{13}$$

式中:

$$u_{\mathrm{PID},j+1}(s) = C(s)e_{j+1}(s) = \left(K_{\mathrm{P}} + K_{\mathrm{I}}\frac{1}{s} + K_{\mathrm{D}}s\right)e_{j+1}(s) \tag{14}$$

$$u_{\mathrm{ILC},j+1}(s) = Q(s)(u_{\mathrm{ILC},j}(s) + L(s)e_j(s)) \tag{15}$$

$$e_j(s) = T_{\mathrm{ref}}(s) - T_{\mathrm{L},j}(s) \tag{16}$$

式中:K_{P}、K_{I}和K_{D}分别为PID控制器的比例、积分和微分增益。根据式(10)和式(13),可得第 $j+1$次迭代时的 EDLS 加载转矩输出量为

$$T_{\mathrm{L},j+1}(s) = G(s)u_{j+1}(s) + d(s) \tag{17}$$

式中:$G(s) = G_T(s)\dfrac{K_{\mathrm{m}}}{\tau s+1}\mathrm{e}^{-\tau_{\mathrm{d}}s}$;$d(s) = -G_\theta(s)\theta_{\mathrm{l}}(s)$。

不失一般性,可以将式(17)表述成标准形式:

$$Y(s) = \Phi(s)u_{\mathrm{in}}(s) + d(s) \tag{18}$$

式中:$\Phi(s) = G(s)$;$d(s)$为被加载 EMA 主动位置伺服所造成的周期性转矩扰动,所以针对这种周期性扰动,利用 PID + ILC 形式的控制器,可以消除因为系统控制时滞所带来的不利影响,实现多余力矩的抑制,确保 EDLS 的高精度载荷跟踪。

2.2 稳定性与收敛性分析

给定系统期望输入为 $Y_{\mathrm{d}}(s)$,记 $u_j(s)$和$Y_j(s)$分别为系统第 j 次的输入和输出,$e_j(s)$第 j 次的系统误差。则

$$e_j(s) = Y_{\mathrm{d}}(s) - Y_j(s) = Y_{\mathrm{d}}(s) - \Phi(s)u_j(s) - d(s) \tag{19}$$

由式(13)~式(15)和式(19)可得

$$e_j(s) = \frac{Y_{\mathrm{d}}(s) - d(s)}{1+\Phi(s)C(s)} - \frac{\Phi(s)u_{\mathrm{ILC},j}(s)}{1+\Phi(s)C(s)} \tag{20}$$

联立式(13)、式(19)和式(20)可得

$$e_{j+1}(s) = \frac{Y_{\mathrm{d}}(s) - d(s)}{1+\Phi(s)C(s)} - \frac{\Phi(s)Q(s)}{1+\Phi(s)C(s)} - \frac{\Phi(s)Q(s)L(s)}{1+\Phi(s)C(s)}e_j(s) = Q(s)\left(1 - \frac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right)e_j(s) + (1-Q(s))\frac{Y_{\mathrm{d}}(s) - d(s)}{1+\Phi(s)C(s)} \tag{21}$$

根据式(21),在滤波函数的工作频率范围内,选择 $Q(s)\approx 1$,可以使得由于给 $Y_{\mathrm{d}}(s)$ 和干扰项 $d(s)$通过通道$(1-Q(s))/(1+\Phi(s)C(s))$对系统稳态输出误差的影响降低到 0。因此,选定工作频率内 $Q(s)\approx 1$,对式(21)进行整理可得

$$e_{j+1}(s) = Q(s)\left(1 - \frac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right)e_j(s) \tag{22}$$

对式(22)两边取绝对值可得

$$|e_{j+1}(s)| = \left|1 - \frac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right||e_j(s)| \tag{23}$$

因此,还需要设计控制系统,即通过选择学习函数 $L(s)$和确定合适的 PID 控制器 $C(s)$的比例微分积分增益,使得系统满足以下条件:

1) 系统 $1 - \dfrac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}$是稳定的。

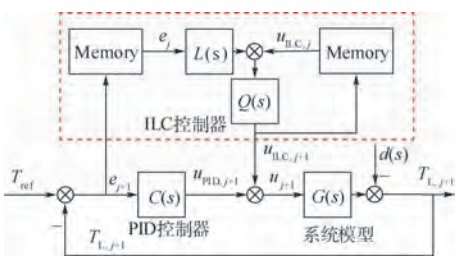


图 4 具有控制时滞的 EDLS 控制结构

Fig. 4 Control structure of EDLS with control time delay

北航学报 赠阅

2) $\left|1-\dfrac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right|\leqslant\rho<1$。

其中:$\rho\geqslant 0$,则通过对式(23)递推,并由条件 $\left|1-\dfrac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right|\leqslant\rho<1$,可得

$$|e_{j+1}(s)|=\left|1-\frac{L(s)\Phi(s)}{1+\Phi(s)C(s)}\right|^{j}|e_0(s)|\leqslant\rho^{j}|e_0(s)| \tag{24}$$

满足,当 $j\to\infty$ 时,有 $|e_j(s)|\to 0$,则存在控制输入 $u_j(s)$,使系统一致收敛。

3　实验验证

3.1　实验平台

为了验证所设计的 PID + ILC 控制器的可行性,搭建了电动加载实验台并进行相关的验证实验。实验平台结构如图 5 所示。实验平台主要有 PMSM 加载电机、驱动器、减速齿轮、波纹管联轴器、力矩传感器、位置传感器、工控机 + DSP 控制算法实现单元及电源等组成。为了提高加载力矩的动态响应和稳定精度,加载电机的驱动系统基于直接转矩控制策略以实现高精度的转矩输出,力矩 PID + ILC 闭环控制算法单元的实现采用 TMS320F28335 DSP,系统通过光电编码器和电磁编码器进行测量。加载电机采用 PMSM,加载电机驱动系统及 EDLS 主参数分别如表 1 和表 2 所示。

为了验证本文所设计的控制律对 EDLS 的加载力矩控制精度和系统多余力矩的抑制效果,搭

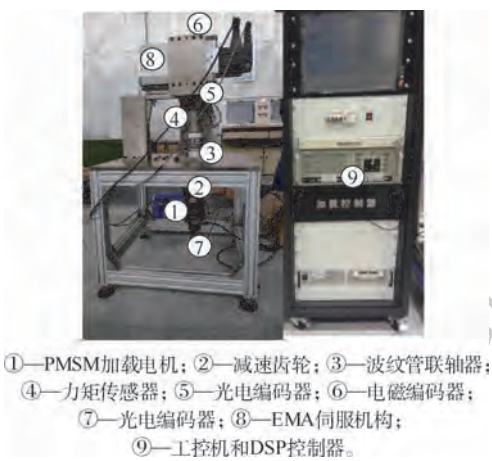


图 5　基于 DSP 的 EDLS 实验平台

Fig. 5　EDLS experimental platform based on DSP

表 1　PMSM 加载电机主要指标

Table 1　Main indicators of PMSM loading motor

参数	额定功率/kW	额定转速/(r·min^{-1})	额定转矩/(N·m)	额定电压/V
数值	3	3 000	9.55	380

表 2　EDLS 系统相关参数

Table 2　EDLS system parameters

参数	数值
K_m/(N·m·V^{-1})	0.955
J_m/(kg·m^2)	0.000 697
b_m/(N·m·(rad·s^{-1})$^{-1}$)	0.000 18
N	35
J_l/(kg·m^2)	0.266
b_l/(N·m·(rad·s^{-1})$^{-1}$)	0.08
K_C/(N·m·rad^{-1})	8 500

建 EDLS 实验平台,并进行加载实验,在相同的工况下与传统的前馈加 PID 反馈方式的复合力矩控制进行对比实验。设定 EMA 伺服机构的位置运动规律为:$\theta_l(t)=10°\sin(8\pi t)$,给定的期望加载力矩应与 EMA 伺服机构具有相同的运行频率,且与 EMA 伺服机构的位置呈线性关系,设置为:$T_{ref}(t)=10\theta_l(t)$。

实验中 PID + ILC 的力矩闭环控制参数选取如下:首先,选定 ILC 所用的学习函数 L 设定为 $L(s)=k_{p,ILC}+k_{d,ILC}s$,即为 PD 型 ILC,并选定 $k_{p,ILC}=10$,$k_{d,ILC}=0.025$;其次,由于实际中电动加载系统的工作频率不会高于 20 Hz,那么用于抑制系统不确定性和高频测量噪声的滤波器,$Q(s)=1/(0.002\,65s+1)$,即滤波器 Q 的截止频率为 120π rad/s;最后,用于 PID + ILC 和对比实验用到的传统力矩反馈 PID 控制器 $C(s)$ 的参数,通过试凑法得到,$K_P=0.15$,$K_I=0.1$,$K_D=0.005$。

3.2　电动加载系统控制输入环节辨识

根据式(1),通过对加载电机驱动系统施加一个确定的电压值,加载电机会有一个对应的力矩输出。根据系统参数 EDLS 系统能够输出的最大力矩远大于系统要求的最大加载力矩,故可以忽略加载系统的输入饱和特性,为了测定 EDLS 的延迟时间 τ_d 和惯性常数 τ,将 EMA 伺服机构位置输出端固定,确保 EDLS 和 EMA 连接轴固定,对系统施加阶跃信号,并同时测量系统施加的阶跃信号和系统反馈的电磁转矩信号,来测定延迟时间 τ_d 和惯性时间常数 τ 的大小。

实验结果如图 6 所示,从图中可以看出系统具有 3 ms 的延迟时间,EDLS 的惯性时间常数为 1.5 ms。

3.3　多余力矩抑制实验

加载实验时,EMA 伺服机构的位置变化对 EDLS 产生强位置扰动,相当于 EDLS 的干扰输入,会产生多余力矩,故抑制多余力矩能力是衡量 EDLS 性能的一项重要指标。EDLS 开环运行并施加零给定力矩,而 EMA 按照给定的正弦位置指

北航学报 赠阅

令运动,则 EDLS 中力矩传感器的测量值即为系统的多余力矩值。因此,令 EMA 按照 $\theta_1(t)=10°\sin(8\pi t)$ 的正弦轨迹运动,EDLS 按照给定的 0 N·m加载力矩工作,为此比较采用不同控制策略下的多余力矩抑制效果,并将本文方法与文献[8]中采用 EMA 位置前馈补偿抑制多余力矩策略进行对比,实验结果如图 7 所示。

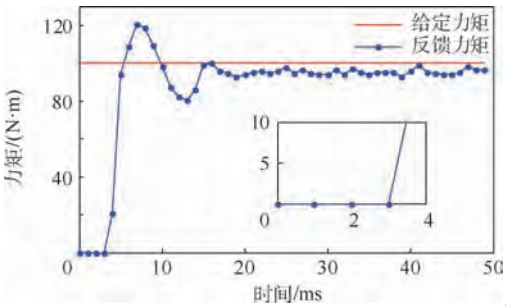


图 6 EDLS 控制延时时间测量

Fig. 6 Control delay time measurement of EDLS

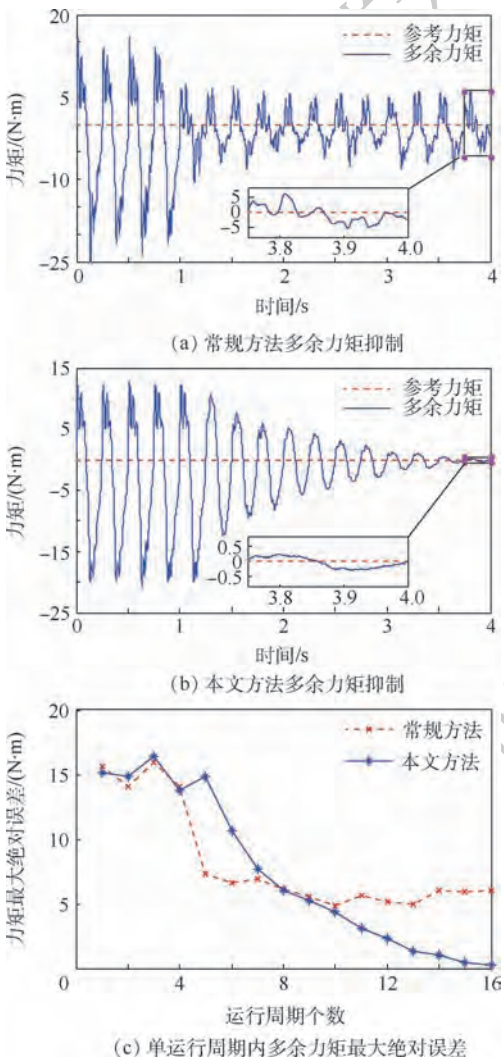


图 7 多余力矩抑制效果对比

Fig. 7 Comparison of suppression effect of extraneous torque

设定迭代学习控制学习周期为 EMA 的运行周期 T,为了清楚地比较不同多余力矩抑制方法下的控制效果,实验开始时前 1 s 时间内,即 $4T$ 时间内,EMA 按照给定的位置指令运动,EDLS 在两种控制方法下都不对多余力矩进行补偿,1 s 后分别采用不同的控制策略,并实时记录力矩传感器的输出值。在使用本文提出的多余力矩抑制方法时,需要考虑到 ILC 对运行系统初始状态一致性要求,因此在 EMA 的位置过零处且运动速度为正时,对 EDLS 加入迭代学习控制器。图 7(c)中多余力矩的最大绝对误差是指一个运行周期 T 内,系统多余力矩测量值与零值给定载荷差的绝对值的最大值。从图 7(a)可以看出,常规消除多余力矩方法消除效果有限,虽然起到了多余力矩的作用,但只是将多余力矩抑制在 ±6 N·m 内,而采用本文提出的 PID + ILC 控制策略时,随着迭代次数的增加,系统多余力矩最大绝对误差逐次递减,从图 7(b)可以将多余力矩抑制在 ±0.5 N·m 范围内。在[15T,16T]时间区间内采用位置前馈多余力矩的消除率为 63.2%;而采用本文 PID + ILC 控制律时,经过 12 次迭代,在时间区间[15T,16T]内系统多余力矩的消除率达到98.3%,可以看出本文提出的多余力矩抑制方法效果明显,虽然从图 7(c)的结果看,本文提出的 PID + ILC 的多余力矩抑制方法需要较长的调节时间,但是由于 ILC 具有记忆的功能,也就是当做完一组实验后,其相应的控制变量会存储下来,当在进行同工况的实验时,只要满足迭代学习所要求的的初始条件,根据存储的控制量可以产生要求的控制结果。

3.4 动态力矩加载实验

为了验证 PID + ILC 控制策略对具有控制时滞系统的力矩加载控制精度,与经典的反馈加前馈的复合控制策略在相同的条件下分别进行了负载力矩模拟实验。根据参考文献[7]所给出的负载模拟器性能的评价指标,并结合实际项目的动态指标要求,即:被加载对象 EMA 按照正弦位置指令运动:幅值 10°,频率 4 Hz,幅值衰减≤10%,相位滞后≤10°。据此,图 8 中的 EMA 按照系统要求的位置指令:$\theta_1(t)=10°\sin(8\pi t)$ 工作;EDLS 跟随 EMA 运动的同时进行力矩加载,其期望加载力矩为:$T_{\mathrm{ref}}(t)=10\theta_1(t)$,保证 EDLS 的负载力矩与 EMA 运行频率一致。同多余力矩抑制实验一样,设定迭代学习控制学习周期为 EMA 的运行周期 T,考虑 ILC 要求的初态一致性,当使用本文 PID + ILC控制方法时,在EMA的位置过零处且

北航学报 赠阅

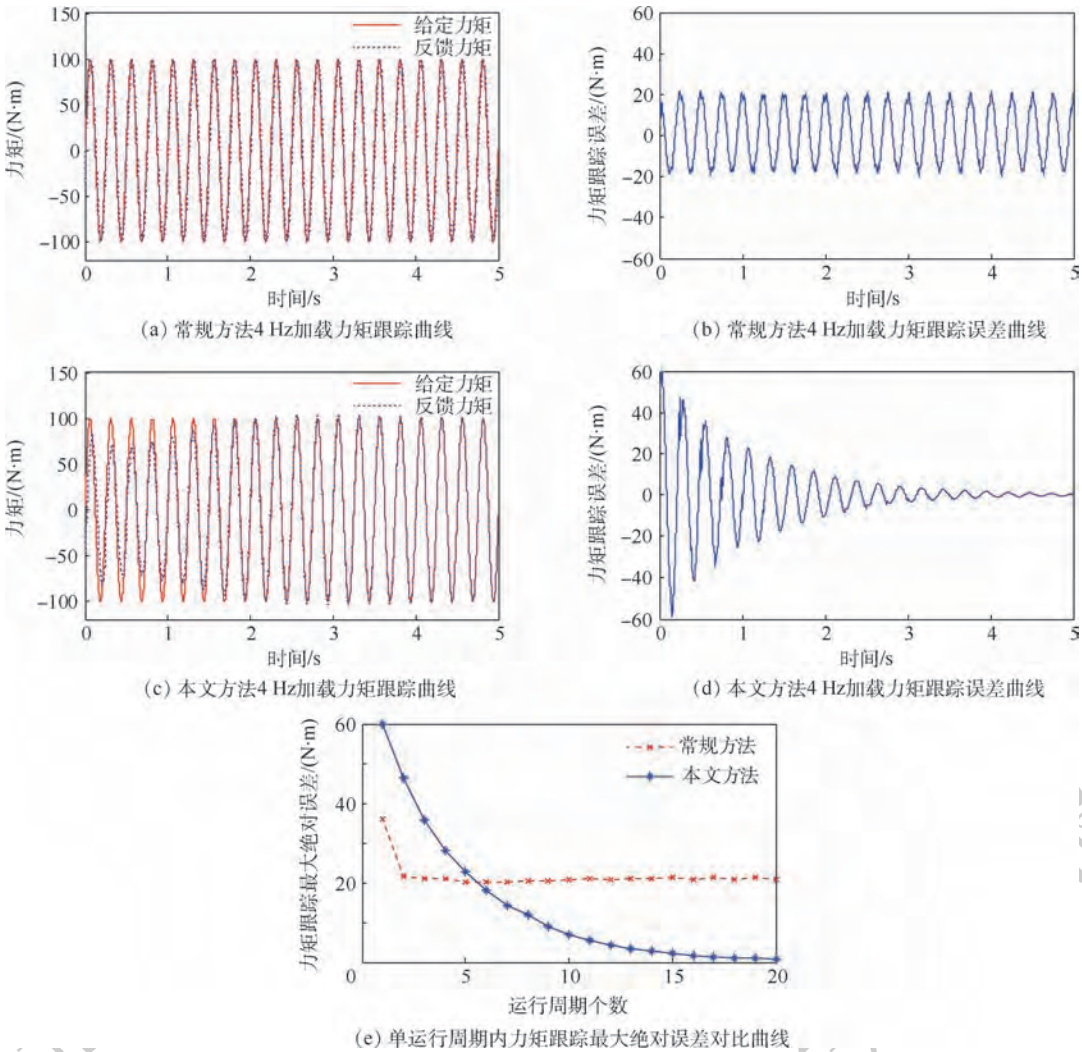


图 8　加载力矩跟踪曲线对比

Fig. 8　Comparison of loading torque tracing curves

运动速度为正时,对 EDLS 加入迭代学习控制器,采用每个运行周期 T 内的最大加载力矩误差的绝对值来评价力矩跟踪性能[16]。从图 8 可以看出,当系统存在控制时滞时常规方法的跟踪误差在 20% 左右,而本文方法加载精度较常规方法提高很多,经过 20 次迭代可以将跟踪误差限定在 2% 以内。可以看出,本文方法针对有控制时滞的系统具有更好的控制效果,随着迭代次数的增加,能使跟踪误差收敛到 EDLS 所要求的控制指标内,能显著提高 EDLS 的控制品质,能够满足实际加载系统的指标要求。

4　结　论

1) 设计了用于无人机前轮转向操纵系统的 EMA 电动负载模拟系统,可以模拟无人机在起降和地面滑行阶段,EMA 所受到的复杂载荷,并提出了一种 PID + ILC 的复合控制策略。

2) 与常规的前馈加反馈的复合加载力矩控制相比,本文方法能有效抑制电动加载系统中的多余力矩,提高了力矩加载精度和鲁棒性能,所设计的电动加载系统能够满足无人机前轮转向操纵系统的 EMA 的实验室负载模拟要求。

参考文献 (References)

[1] BENNETT J W, MECROW B C, ATKINSON D J, et al. Fault-tolerant electric drive for an aircraft nose wheel steering actuator [J]. IET Electrical Systems in Transportation, 2010, 1(3): 117-125.

[2] 聂青,聂宏,张明. 大型民机双作动筒式前轮转弯操纵系统设计与仿真分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 503-510.
NIE Q, NIE H, ZHANG M. Design and dynamic analysis of dual actuator nose wheel steering system on large civil aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(4): 503-510(in Chinese).

[3] YALLA S K, KAREEM A. Dynamic load simulator: Actuation

北航学报 赠阅

strategies and applications[J]. Journal of Engineering Mechanics,2007,133(8):855-863.

[4] 张朋,付永领,郭彦青,等. 伺服机构负载模拟系统设计与动态特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(9):1225-1230.
ZHANG P,FU Y L,GUO Y Q,et al. Design and analysis on dynamic characteristic of servo mechanism's load simulation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(9):1225-1230(in Chinese).

[5] 关永亮,侯玉秀,贾宏光,等. 无人机地面运动的动力学建模及仿真[J]. 兵工学报,2014,35(7):1021-1026.
GUAN Y L,HOU Y X,JIA H G,et al. Dynamic modeling and simulation of UAV ground maneuvers[J]. Acta Armamentarii,2014,35(7):1021-1026(in Chinese).

[6] 李成功,靳红涛,焦宗夏. 电动负载模拟器多余力矩产生机理及抑制[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(2):204-208.
LI C G,JIN H T,JIAO Z X. Mechanism and suppression of extraneous torque of motor driver load simulator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006,32(2):204-208(in Chinese).

[7] 焦宗夏,华清,王晓东,等. 负载模拟器的评价指标体系[J]. 机械工程学报,2002,38(11):26-30.
JIAO Z X,HUA Q,WANG X D,et al. Estimation for performance of load simulator[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2002,38(11):26-30(in Chinese).

[8] 尚耀星,吴帅,焦宗夏,等. 基于极限性能要求的电液负载模拟器多刚度与非线性复合数学模型[J]. 航空学报,2009,30(7):1331-1340.
SHANG Y X,WU S,JIAO Z X,et al. Complex mathematical model of electro-hydraulic load simulator including multi-stiffness and nonlinear factors in ultimate performance research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(7):1331-1340(in Chinese).

[9] 高飞,林辉,杜晓岗. 电动加载系统转动惯量测量及多余力矩消除方法研究[J]. 计算机测量与控制,2005,13(7):635-637.
GAO F,LIN H,DU X G. Research of a dynamic measuring method of moment of inertia and an elimination method of plus torque in electric loading system[J]. Computer Measurement & Control,2005,13(7):635-637(in Chinese).

[10] 王乐三,王明彦,郭犇. 基于比例谐振控制的电动负载模拟器高频率加载控制策略及其稳定性分析[J]. 中国电机工程学报,2018,38(14):4262-4270.
WANG L S,WANG M Y,GUO B. A high frequency loading control strategy based on proportional resonant control and stability analysis for electric load simulators[J]. Proceedings of the CSEE,2018,38(14):4262-4270(in Chinese).

[11] 任志婷,焦宗夏. 小转矩电动式负载模拟器的设计[J]. 北京航空航天大学学报,2003,29(1):91-94.
REN Z T,JIAO Z X. Design of motor-drive load simulator with small torque outputs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2003,29(1):91-94(in Chinese).

[12] WANG X J,WANG S P,YAO B. Adaptive robust torque control of electric load simulator with strong position coupling disturbance[J]. International Journal of Control Automation & Systems,2013,11(2):325-332.

[13] BO Y,RAN B,HAN H. Robust hybrid control based on PD and novel CMAC with improved architecture and learning scheme for electric load simulator[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2014,61(10):5271-5279.

[14] 焦宗夏,华清. 电液负载模拟器的 RBF 神经网络控制[J]. 机械工程学报,2003,39(1):10-14.
JIAO Z X,HUA Q. RBF neural network control on electro-hydraulic load simulator[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2003,39(1):10-14(in Chinese).

[15] 牛国臣,王巍,宗光华. 基于迭代学习的电动负载模拟器复合控制[J]. 控制理论与应用,2014,31(12):1740-1747.
NIU G C,WANG W,ZONG G H. Composite control for electric load simulator based on iterative learning[J]. Control Theory & Applications,2014,31(12):1740-1747(in Chinese).

[16] 吕帅帅,林辉. 电动加载系统分数阶迭代学习复合控制[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(9):1944-1951.
LYU S S,LIN H. Composite control for electric dynamic loading system based on fractional order iterative learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(9):1944-1951(in Chinese).

[17] BRISTOW D A,THARAYIL M,ALLEYNE A G. A survey of iterative learning control[J]. IEEE Control Systems,2006,26(3):96-114.

[18] MENG D Y,JIA Y H,DU J Z,et al. Learning control for time-delay systems with iteration-varying uncertainty:A Smith predictor-based approach[J]. IET Control Theory & Applications,2010,4(12):2707-2718.

[19] WANG Z H,SONG Z Y,ZENG Q S. A new iterative learning control with time delays for LTI systems in frequency domain[J]. IEEE Access,2019,7:13355-13363.

[20] 孙明轩,黄宝健. 迭代学习控制[M]. 北京:国防工业出版社,1998:92-105.
SUN M X,HUANG B J. Iterative learning control[M]. Beijing:National Defense Industry Press,1998:92-105(in Chinese).

[21] 周颖,何磊. 具有控制时滞和测量数据丢失的直线电机迭代学习控制[J]. 控制与决策,2017,32(8):1434-1438.
ZHOU Y,HE L. Iterative learning control for linear motor system with control delay and measurement dropout[J]. Control and Decision,2017,32(8):1434-1438(in Chinese).

[22] WANG L,WANG M,GUO B,et al. Analysis and design of a speed controller for electric load simulators[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2016,63(12):7413-7422.

作者简介:

代明光 男,博士研究生。主要研究方向:电机伺服控制、迭代学习控制等。

齐蓉 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:电机智能控制及测试技术、运动控制技术、控制理论与应用。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Composite iterative learning control for electric dynamic loading system with control time delay

DAI Mingguang, QI Rong*

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An electric dynamic loading system is designed for the load simulation of electro-mechanical actuator used in UAV front wheel steering control system, which can simulate the complex alternating load. In order to overcome the problem of control time delay and extraneous torque in electric dynamic loading system, a composite control strategy based on traditional PID control and iterative learning control is proposed. On the basis of introducing the composition of the electric dynamic loading system and establishing the mathematical model of the frequency domain of the loading system, this paper analyzes the generation mechanism of the excess torque in the system, puts forward the measurement method of the control delay time of the system, and designs the composite controller which combines the iterative learning control with the traditional PID. The convergence conditions of the iterative learning controller are given by theoretical analysis, and the effectiveness of the control strategy is verified by extraneous torque suppression and dynamic torque loading experiments respectively. Compared with the traditional feedback and feedforward compensation control strategy, this method can eliminate the influence of control time delay and extraneous torque on the loading system, and ensure the torque loading accuracy of the electric dynamic loading system.

Keywords: electro-mechanical actuator; electric dynamic loading system; extraneous torque; control time delay; iterative learning control

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-22; **Accepted**: 2019-08-30; **Published online**: 2019-09-06 09:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.0906.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51777170)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0260

重叠网格中隐式装配策略的改进

全下文载

宣传伟，韩景龙*
（南京航空航天大学 航空学院 机械结构力学及控制国家重点实验室，南京 210016）

摘 要：作为重叠网格技术的重要组成部分，隐式装配没有显式的“挖洞”过程，仅需在搜索贡献单元的同时通过对比不同单元的品质来分类单元。通过对传统隐式装配过程进行改进，提出了一种更高效的隐式装配策略，减少了贡献单元的搜索次数；同时，提出了一种基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索法，提高了网格装配效率。首先，针对每一个子网格，在计算其到自身物面的最短物面距离的同时也计算到其他所有物面的最短物面距离；然后，通过比较同一单元到不同物面的最短物面距离来控制洞边界的位置；最后，仅对插值单元进行局部的贡献单元搜索，避免了针对所有单元进行全局贡献单元搜索的过程。通过3个典型复杂流动算例验证了所提方法的准确性与高效性。

关 键 词：重叠网格；贡献单元搜索；笛卡儿网格；隐式网格装配；物面距离
中图分类号：V211.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0350-09

在计算流体力学中，重叠网格技术是用于模拟复杂流动的重要途径之一。根据网格类型的不同，重叠网格技术可分为结构重叠网格技术和非结构重叠网格技术，分别由 Steger[1] 和 Nakahashi[2] 等提出。在提出之初，二者分别对应的是显式挖洞和隐式挖洞[3]。前者首先通过洞映射法[1]、矢量判别法[4]、直接法[5]等方法挖去物面内部网格，再采用割补法[3]等阵面推进方法[6]调整洞边界的位置，以获取更好的求解精度。与之相比，隐式挖洞方法[7-10]没有显式的挖洞过程，而是在搜索贡献单元的同时对网格进行分类（洞内单元、洞边界单元和洞外单元），并将单元品质定义为分类的准则参数。单元品质可以是网格的物面距离、单元体积或者二者的乘积等，而物面距离则是其中应用最广泛的准则参数。

关于物面距离的计算方法有很多。徐汝锋[11]、陈丽萍[12]等分别在已知曲面方程的情况下提高了点到曲面距离的计算效率。然而，对于计算流体力学中离散的物面，该类方法很难适用。实际上，最短物面距离的确定可归结为这样一个过程：针对流场内的单元，搜索出距离该单元最近的物面单元。最直接的做法便是依次计算比较每个物面单元中心到该单元中心的距离，即枚举法。这种算法虽然准确，但效率低下。为此，多种高效的数据结构被用来加快物面距离的计算过程，如 Boger[13] 采用的交替方向数字树（Alternative Digital Tree，ADT）、郭中州等[14]采用的 k-d 树等。Tucker[15]、徐晶磊[16]等基于求解偏微分方程的计算方法效率也较高，但偏微分方程的迭代求解过程需要单独编制程序，带来额外的工作量。王刚等[17]通过将最近物面单元的搜索限制在相邻的几个单元内显著提高了物面距离的计算效率。由于鲁棒性高和便于并行计算等特点，高效的二叉树数据结构算法（ADT、k-d 树等）应用最为广泛。

近年来，隐式挖洞已被成功应用于多体相对运动[18]、高超声速边界层转捩[19]、旋翼翼型[20]、

收稿日期：2019-05-28；**录用日期**：2019-07-19；**网络出版时间**：2019-09-30 12:02
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190930.0918.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11472133）；江苏高校优势学科建设工程
*通信作者. E-mail：hjlae@nuaa.edu.cn

引用格式：宣传伟，韩景龙. 重叠网格中隐式装配策略的改进[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：350-358.
XUAN C W，HAN J L. Enhancement of implicit assembly strategy in overlapping grids [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：350-358 (in Chinese).

北航学报 赠阅

桨-涡干扰[21]等研究。Lohner 等[22]、Luo[23]在 Nakahashi 方法的基础上,将网格的尺度与物面距的乘积量作为网格类别的判断标准,提高了插值稳定性。Landmann[24]、Xu[25]等分别通过几种不同方法提高了隐式装配的鲁棒性,其中,Xu 等[25]更是成功地将该方法应用于飞行器的抖振研究。田书玲[26]提出了一种基于阵面的相邻单元搜索法,提高了隐式装配效率。然而,目前不同的隐式装配策略一般都需要搜索所有网格的贡献单元及各子网格到自身物面的最短距离,再通过贡献单元到自身物面的距离信息插值得到当前单元到其他物面的最短距离。实际上,该过程中存在着大量不必要的贡献单元的搜索过程,可通过一系列方法进行优化。

另外,由于洞边界处插值单元的流场参数由贡献单元插值而来,因此在物面距离的计算之后,往往需要进行贡献单元的搜索过程。作为隐式挖洞的主要组成部分,贡献单元的搜索占据了大部分时间。为提高贡献单元的搜索效率,ADT[27]、k-d 树[28]、模板跳跃法[29]、相邻单元搜索法[30]、哈希映射[31]等方法接连被提出。而本文则提出了一种基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索法,有助于加快贡献单元的搜索过程。

本文先介绍了传统隐式挖洞方法,指出其中可优化之处,随后阐述了一种更高效的隐式装配策略。最后将本文策略应用于亚声速 30P30N 三段式机翼、超声速 Titan Ⅳ运载火箭和超声速机翼挂载分离三个典型流动的计算。

1　隐式挖洞

隐式挖洞是一种基于单元品质的隐式重叠网格装配策略。该策略不需要显式地挖去物面内部网格,仅需在搜索贡献单元的同时通过比较单元的品质来实现挖洞。此处的单元品质一般包括物面距离、单元体积及二者的乘积等。相较于显式挖洞,隐式挖洞具有自动化程度高、装配效果好等特点,应用广泛。若将单元到自身物面的最短物面距离作为单元品质,一般的隐式装配策略可简述如下:①计算各子网格到自身物面的最短物面距离;②针对所有网格,搜索贡献单元;③比较所有网格单元到自身物面和其贡献单元所对应物面的最短物面距离,若前者大于后者,则为非活动单元,不参与流场计算,反之则为活动单元,参与流场计算。

图 1 为隐式挖洞过程示意图,由 A 和 B 两套子网格组成。对于 A 中单元 I,其到自身物面的最短物面距离记为 d_{IA},到 B 中物面的最短物面距离为 d_{IB}。由于 $d_{IA} > d_{IB}$,所以单元 I 为非活动单元,将不会参与流场的计算。同样道理,对于 B 中单元 J,由于其到自身物面的最短物面距离 d_{JB} 大于到 A 中物面的最短物面距离 d_{JA},所以将 J 也记为非活动单元。对所有单元进行如上处理之后,便可得到如图 2 所示的洞边界。

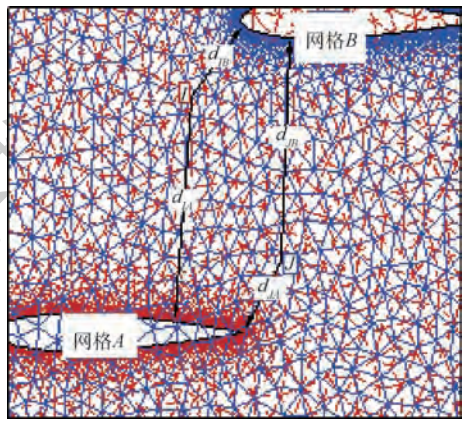


图 1　隐式挖洞

Fig. 1　Implicit holecutting

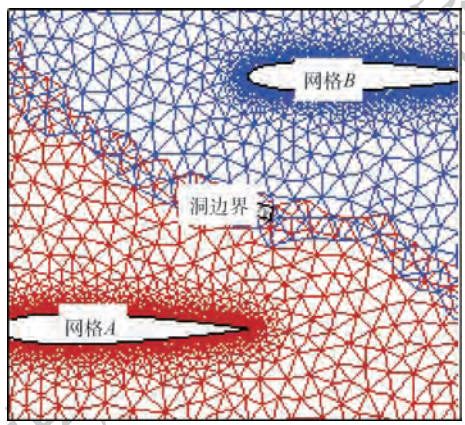


图 2　洞边界

Fig. 2　Hole boundary

2　隐式装配策略的改进

2.1　改进思路

在传统装配策略中,物面距离的计算通常是指某一网格中所有单元到自身物面的最短物面距离。在计算某一子网格的物面距离之后,通过其贡献单元的物面距离信息插值得到单元到其他物面的最短物面距离。在该过程中,需要计算所有子网格的物面距离信息及所有单元的贡献单元信息。然而,如果从整体网格装配的角度来考量,针对所有网格进行贡献单元的搜索不是必须的。实际上,对于同一个子网格,可以先同时求解其到所有物面的最短物面距离,而非仅仅到其自身物面的最短物面距离,便可直接通过比较同一单元到

北航学报 赠阅

不同物面的最短物面距离信息来生成洞边界,最后仅仅针对插值单元进行贡献单元的搜索操作。

与传统策略相比,本文策略在本质上是用单元到不同物面的最短物面距离的计算代替了绝大部分的贡献单元搜索过程。以高效的二叉树数据结构(ADT、k-d 树)进行贡献单元搜索和物面距离计算为例:若网格 A 中有 M 个单元,网格 B 有 N 个单元,其中网格 B 的物面单元数为 n,那么使用 ADT 方法在网格 B 中搜索所有网格 A 中单元的贡献单元的时间复杂度为 $O(M\log_2 N)$。而计算所有网格 A 中单元到网格 B 中物面的最短物面距离的时间复杂度为 $O(M\log_2 n)$。对于复杂三维网格来说,N 一般远大于 n。因此,上述改进后的策略有助于提高网格装配效率。

2.2 网格装配

二叉树数据结构(如 ADT、k-d 树等)以高效的查询效率而被广泛应用于物面距离的计算。本文采用 k-d 树方法进行计算,网格到自身物面的物面距离的具体实现过程可参照文献[14],此处不再赘述。下面主要阐述本文改进策略的不同之处,具体过程如下:

步骤 1 初始化所有网格单元的物面距离为 -1。

步骤 2 循环所有网格,针对每一个子网格的所有壁面单元建立一个 k-d 树。

步骤 3 循环所有网格,针对每个子网格单元,依次在不同壁面所对应的 k-d 树中搜索最近的壁面单元。

步骤 4 构建一个从该单元到该壁面单元中心的向量,计算该向量与该壁面单元法向量的乘积。

步骤 5 若上述向量的乘积非负,则计算单元到最近壁面单元中心的距离。

步骤 6 依次比较该单元到自身物面的物面距离和到其他不同物面的物面距离,若前者大于后者则标记为非活动单元,不参与流场计算。

步骤 7 循环结束,将与活动单元相邻的非活动单元标记为插值单元。

步骤 5 中,向量的乘积非负是为了判断单元是否在物面内部。由于物面单元的法向指向物面内部(人为指定),则物面内部的单元所对应的该向量乘积应为负数,而真正需要计算物面距离的单元所对应的该向量乘积应为非负数,示意图如图 3 所示。

对于图 3 中物面内部单元 $\boldsymbol{i}$,其到最近物面单元的向量为 $\boldsymbol{d}_i$,该物面单元的法向量如图 3 中 $\boldsymbol{n}_i$ 所示,显然向量 $\boldsymbol{d}_i$ 与 $\boldsymbol{n}_i$ 的乘积为负。与之相反,对于物面外部单元 $\boldsymbol{j}$,其到最近物面单元的向量为 $\boldsymbol{d}_j$,该物面单元的法向量如图 3 中 $\boldsymbol{d}_j$ 所示,显然向量 $\boldsymbol{d}_j$ 与 $\boldsymbol{n}_j$ 的乘积非负。

如图 4 所示,重叠网格系统由 5 个圆形子网格和 1 个背景网格组成。图 5 为使用上述物面距离计算方法后网格系统到不同物面的距离云图。可以看出,等高线以网格 1 和网格 4 的物面为中心向外辐射,分布合理,计算正确。通过对不同物面距离进行比较,生成最终洞边界,如图 6 所示。可以看出,洞边界整齐合理,位于不同物面的中间位置,从而说明了本文方法的有效性。

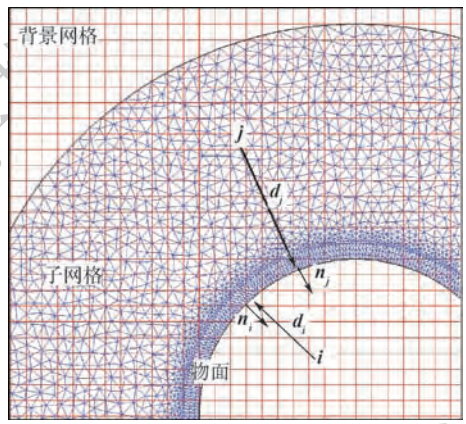


图 3 判断单元是否位于物面内部

Fig. 3 Determine whether a cell is inside wall surface

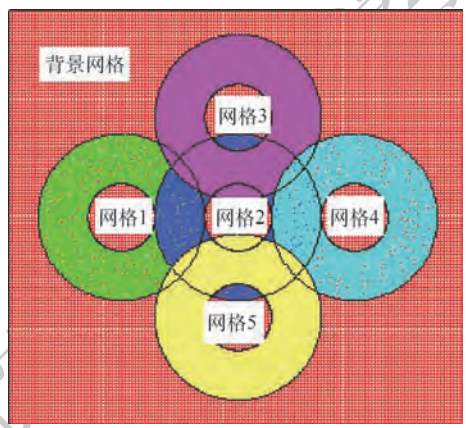


图 4 重叠网格系统

Fig. 4 Overlapping grid system

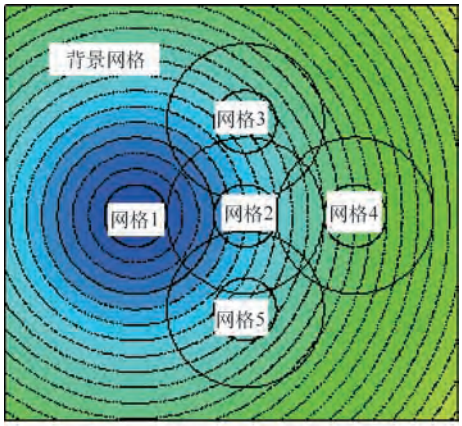
2.3 基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索

插值单元主要负责不同子网格之间流场信息的传递,因此其贡献单元的搜索是必须的。本文提出了一种基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索法。若在网格 B 中搜索网格 A 中插值单元的贡献单元,则将网格 B 记为目标网格,网格 A 记为源网格。算法的具体过程可表述如下:

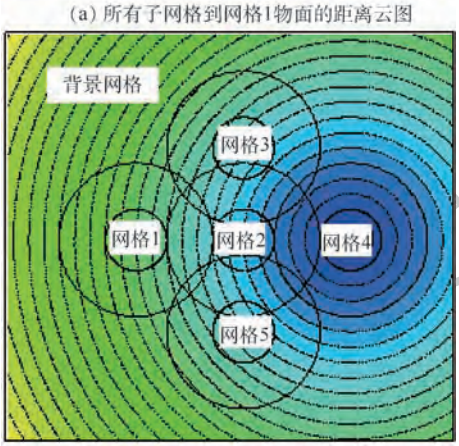
步骤 1 对于源网格中的所有插值单元,找出到目标网格物面的最小距离(根据此距离限制搜索区域)。

步骤 2 根据目标网格的坐标范围形成包围盒,以目标网格单元的平均尺度作为分辨率生成

北航学报 赠阅



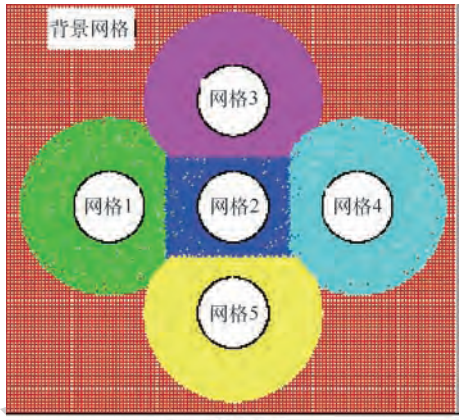
(a) 所有子网格到网格1物面的距离云图



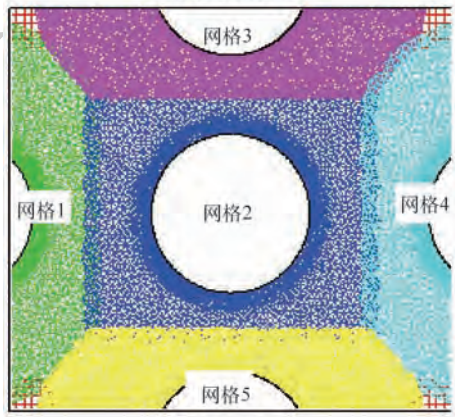
(b) 所有子网格到网格4物面的距离云图

图 5　重叠网格系统的物面距离云图

Fig. 5　Wall surface distance contour of overlapping grid system



(a) 全局效果



(b) 局部放大图

图 6　挖洞后网格

Fig. 6　Grids after hole cutting

笛卡儿网格。

步骤 3　对于目标网格内的每个单元,若其物面距离不小于步骤 1 中最小物面距离,则计算出与之相交的笛卡儿网格单元编号,且对于每一个相交的笛卡儿网格单元,关联该目标网格单元。

步骤 4　根据源网格插值单元的形心坐标按式(1)计算出所在的笛卡儿单元编号,依次检索该笛卡儿单元所关联的目标网格单元,若形心点位于某个目标网格单元中,则其为贡献单元。

对于任一点 $P(X,Y,Z)$,其对应笛卡儿网格单元编号可由式(1)计算得到:

$$\begin{cases} N_x = \mathrm{INT}\left(\dfrac{X - X_0}{\Delta X}\right) + 1 \\ N_y = \mathrm{INT}\left(\dfrac{Y - Y_0}{\Delta Y}\right) + 1 \\ N_z = \mathrm{INT}\left(\dfrac{Z - Z_0}{\Delta Z}\right) + 1 \end{cases} \tag{1}$$

式中:N_x、N_y、N_z 分别为点 P 在 X、Y、Z 3 个方向上的编号;INT( )表示取整运算;X_0、Y_0、Z_0 为笛卡儿网格起点坐标;ΔX、ΔY、ΔZ 分别为笛卡儿网格在 X、Y、Z 3 个方向上的分辨率。

上述搜索算法实质上是借助于笛卡儿网格的正交性和规律性,快速地定位源网格中插值单元的位置,将贡献单元的搜索范围限制在很少的几个目标网格单元之中,从而有助于提高搜索效率。由于上述步骤 1 和步骤 3 中最小物面距离的存在,从而剔除了近物面处尺寸较小的网格,使得参与映射计算的网格尺寸较为均匀,同时每个笛卡儿单元所关联的目标单元数接近。

若源网格包含 M 个插值单元,目标网格包含 N 个单元,则使用 ADT 等常用二叉树进行贡献单元搜索的时间复杂度为 $O(M\log_2 N)$,而本文算法的时间复杂度为 $O(Ma)$,a 为平均每个笛卡儿单元所关联的目标网格单元数。如上所述,由于笛卡儿网格的分辨率为目标网格单元的平均尺度,则 a 为一个较小的常数(根据经验,a 一般不大于 10),远小于目标网格单元数 N(对于三维问题,N 一般为 10^5以上量级)。因此,$Ma < M\log_2 N$,即本文所提出的基于笛卡儿网格映射的搜索算法可以提高贡献单元的搜索效率。

图 7 为上述搜索算法的示意图。图中:act 表示活动单元,frg 表示插值单元,hole 表示非活动单元。通过 frg 单元的最短物面距离排除了近物面处细密的网格,从而将笛卡儿网格的范围限定

北航学报 赠阅

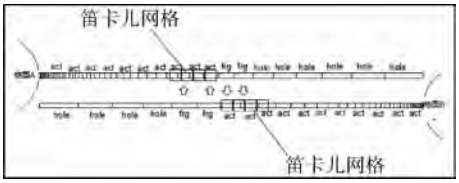


图 7 基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索

Fig. 7 Local donor cell search based on Cartesian grid mapping

在 frg 单元的附近,使得笛卡儿网格的尺度与目标网格尺度接近。首先将 frg 单元映射到笛卡儿网格上,再从该笛卡儿网格所关联的目标单元中寻找贡献单元。

3 算 例

3.1 计算方法

本文采用有限体积法对 Navier-Stokes 控制方程进行离散求解,空间离散采用 Roe-FDS(Flux Difference Splitting)格式、Piecewise Linear 插值方法,提供二阶空间离散精度;湍流模型采用 Menter SST 模型;时间离散采用 LUSGS(Lower-Upper-Symmetric Gauss-Seidel)隐式计算方法。

3.2 30P30N 三段式机翼

对经典的二维 30P30N 三段式机翼[32]进行了数值模拟。来流马赫数 $Ma=0.2$,雷诺数 $Re=9.1\times10^6$,攻角 $\alpha=4°$。流场网格由 4 部分组成,前缘襟翼网格包含 9 996 个三角形单元,主翼型网格包含 48 361 个三角形单元,后缘缝翼网格包含 25 203 个三角形单元,背景网格为 348 401 个四边形单元。挖洞效果如图 8 所示,重叠网格的洞边界清晰整洁,位于不同翼面的中间位置。图 9为该三段式机翼压力云图,可看出流场分布合理,重叠边界处等压力线过渡光滑。图 10 为翼面压力系数的数值与试验结果对比,C_p 为翼型表面压力系数,x 为沿翼型弦向位置,c 为弦长,计算结果与实验值吻合良好,说明本文改进后的装配策略准确可靠。

3.3 Titan Ⅳ运载火箭

为进一步验证本文策略在三维复杂流场中的适用性,对大力神 Titan Ⅳ运载火箭[33]超声速外流场进行了数值仿真。计算条件为:来流马赫数 $Ma=1.6$,攻角 $\alpha=0°$,雷诺数 $Re=1.15\times10^7$。图 11 为 Titan Ⅳ运载火箭重叠网格系统,由 3 部分组成:1 个芯级网格及 2 个助推器网格,共 4 905 743 个六面体单元。挖洞后的网格重叠效果如图 12 所示,对称面流场速度分布如图13所示。可以看出,网格重叠区域流场分布合理、光滑。图 14 给出了芯级中心线压力数值结果与实验值的比较。图中:p 为芯级中心线压强,p_{ref}为来流远场压强,l 为沿芯级中心线位置,r 为芯级半径。计算结果与实验值吻合良好。由于芯级与助推级之间存在连接机构,导致实验的峰值点略高,且在连接机构附近数值结果与实验值之间的偏差稍大(图 14

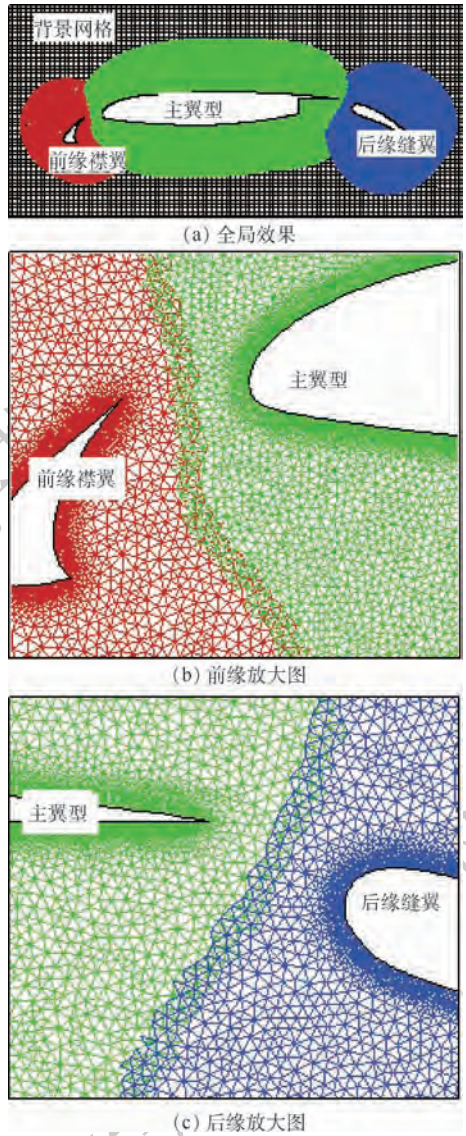


图 8 30P30N 三段式机翼重叠网格效果图

Fig. 8 Overlapping grid of 30P30N wing

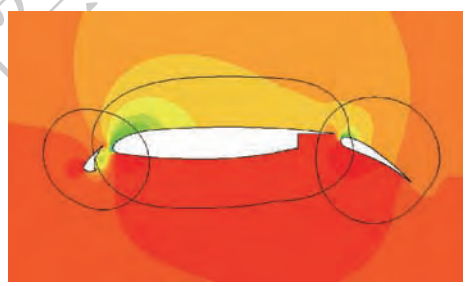


图 9 30P30N 翼面压力云图

Fig. 9 Pressure contour of 30P30N wing

北航学报 赠阅

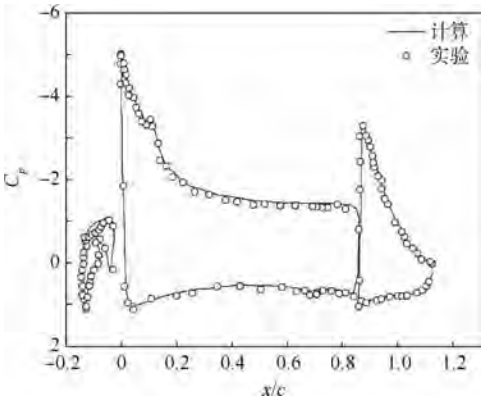


图 10　30P30N 翼面压力系数对比

Fig. 10　Comparison of pressure coefficients of 30P30N wing

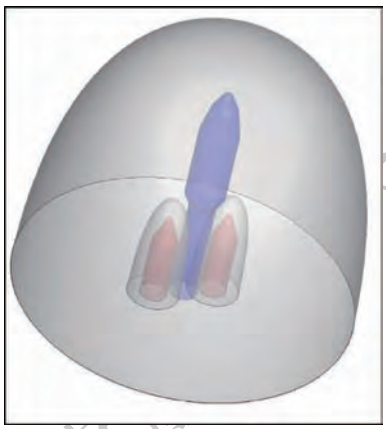


图 11　Titan Ⅳ运载火箭重叠网格系统

Fig. 11　Overlapping grid system for Titan Ⅳ launch vehicle

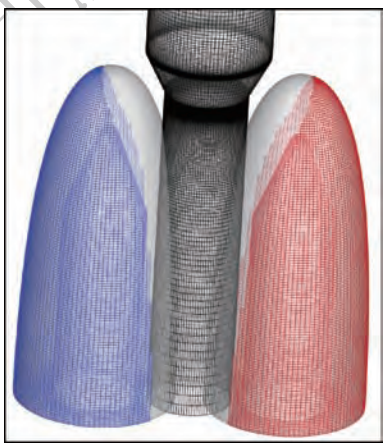


图 12　TitanⅣ运载火箭挖洞效果

Fig. 12　Hole cutting effect of Titan Ⅳ launch vehicle

中 l/r 值在 25 ~ 35 之间的区域)。

3.4　机翼挂载分离

机翼挂载分离[34]是典型的多体分离问题。同时,机翼与挂载之间狭小的初始距离使得其在重叠网格中也属于一种狭小缝隙问题。本文对该过程进行了数值模拟,模拟高度 11 600 m,对应大气压强 20 657 Pa,来流马赫数 $Ma = 1.2$,攻角 $\alpha = 0°$。重叠网格系统如图 15 所示,由 2 部分组成:固定的机翼网格和可以运动的挂载物网格,共 5 803 425个单元。图 16 为网格装配后某个截面上挂载物的挖洞情况。图中:蓝色单元为挖去的 hole 单元,不参与流场计算;红色单元为参与计算的 act 单元;介于二者间的黄绿色单元为 frg 单元。可以看出,洞边界处于机翼和挂载物中间

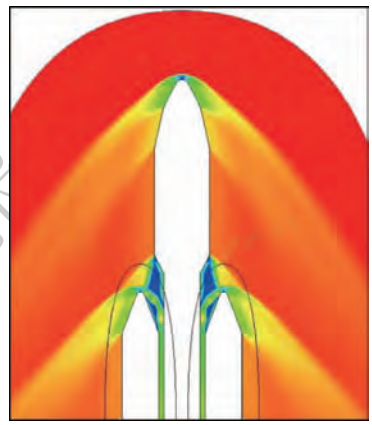


图 13　Titan Ⅳ运载火箭对称面流场速度云图

Fig. 13　Velocity contour of symmetry plane flow of Titan Ⅳ launch vehicle

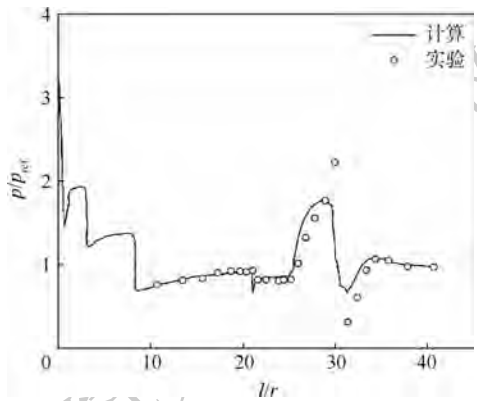


图 14　芯级中心线压力分布

Fig. 14　Pressure distribution along rocket center line

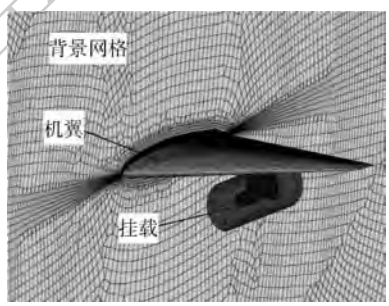


图 15　机翼挂载重叠网格系统

Fig. 15　Overlapping grid system of wing store

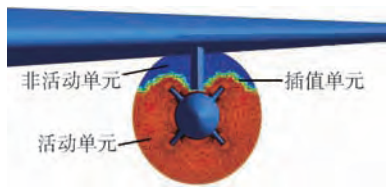


图 16　机翼挂载分离挖洞效果

Fig. 16　Hole cutting effect of wing store separation

北航学报 赠阅

位置,清晰合理。

计算中,总模拟时长 0.6 s,时间步长取 0.002 s,共 300 步,每一个时间步更新网格装配信息。图 17 为采用本文装配策略计算得出的挂载物在 0.6 s 内不同时刻点的姿态。图 18 展示了挂载物下落过程中的位移、速度和角速度的计算结果与实验结果(文献[34])。可以看出,二者吻合良好,说明了本文装配策略在多体分离问题及狭小缝隙问题中的适用性。



图 17 挂载物下落过程

Fig. 17 Falling of store

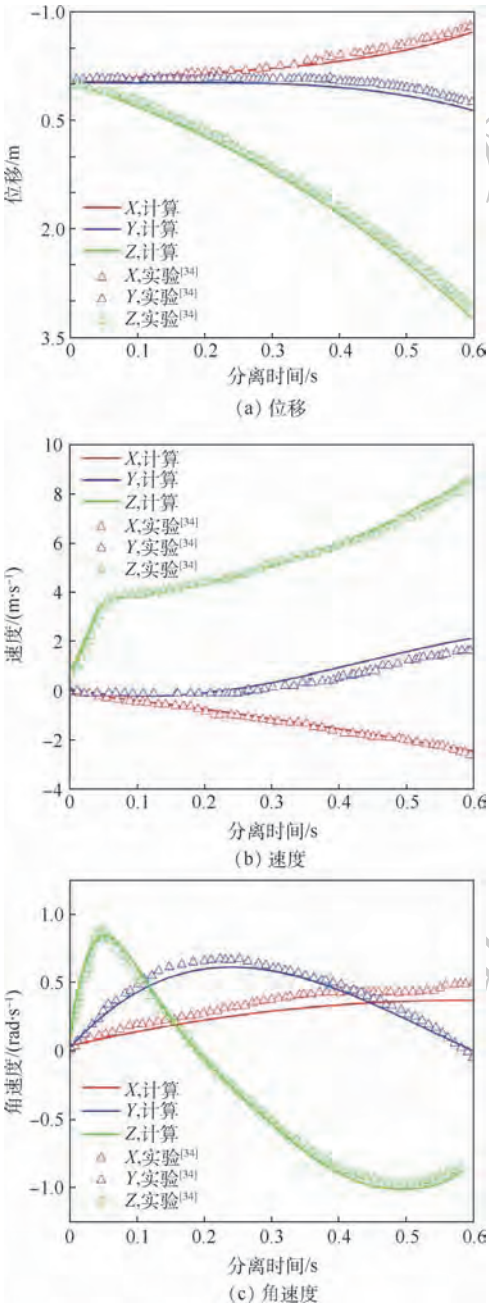


图 18 机翼挂载分离过程计算结果与实验结果对比

Fig. 18 Comparison of calculation and experiment results of wing store separation process

针对上述 3 种模型,分别采用本文策略、传统策略及文献[26,35]中改进后的策略进行网格装配的耗时情况,如表 1 所示。其中,机翼挂载分离模型的耗时为 300 个时间步所用总时间。可以看出,相较于传统策略,本文改进后的策略具有更高的效率,对应 3 个模型分别减少了 46.47%、60.72% 和 67.25% 的网格装配时间。与文献[26,35]中策略相比,也具有一定优势。

表 1 不同策略的网格装配时间比较

Table 1 Grid assembly time comparison of different strategies

策略	网格装配时间/s		
	30P30N 三段式机翼	Titan Ⅳ 运载火箭	机翼挂载分离
本文策略	2.88	28.54	9072.34
文献[35]策略	4.03	40.56	13670.35
文献[26]策略	4.55	51.32	16405.69
传统策略	5.38	72.66	27702.00

4 结 论

本文对传统隐式挖洞过程进行了优化,提出了一种更高效的隐式装配策略;同时,发展了一种基于笛卡儿网格映射的局部贡献单元搜索法,得出以下结论:

1)通过对传统隐式挖洞过程进行优化,避免了通过搜索贡献单元来进行物面距离插值的过程,加快了挖洞进程。

2)不需要针对所有单元进行贡献单元搜索,大大减少了贡献单元的搜索量。

3)笛卡儿网格具有高度的正交性和规律性,可快速定位插值单元,同时将搜索目标限制在少数几个单元内部,提高了网格装配效率。

4)通过 30P30N 三段式机翼、Titan Ⅳ运载火箭和机翼挂载分离 3 个经典算例验证了本文策略的准确性与可靠性。相较于传统策略,本文策略分别将网格装配时间缩短了 46.47%、60.72% 和 67.25%,相较于其他改进后的挖洞策略,也具有一定优势。

参考文献(References)

[1] BENEK J A, STEGER J L, DOUGHERTY F C. A flexible grid embedding technique with applications to the Euler equations;

北航学报 赠阅

AIAA-83-1944[R]. Reston:AIAA,1983.

[2] NAKAHASHI K,GUMIYA T. An intergrid boundary definition method for overset unstructured grid approach:AIAA-99-3304[R]. Reston:AIAA,1999.

[3] CHO K W,KWON J H,SEUNGSOO L. Development of a fully systemized chimera methodology for steady/unsteady problems[J]. Journal of Aircraft,1999,36(6):973-980.

[4] CHIU I T,MEAKIN R. On automating domain connectivity for overset grids:AIAA-1995-0854[R]. Reston:AIAA,1995.

[5] CRABILL J A,WITHERDEN F D,JAMESON A. A parallel direct cut algorithm for high-order overset methods with application to a spinning golf ball[J]. Journal of Computational Physics,2018,374(1):692-723.

[6] WEY T C. Development of a mesh interface generator for overlapped structured grids:AIAA-1994-1924[R]. Reston:AIAA,1994.

[7] TOGASHI F,NAKAHASHI K,ITO Y. Flow simulation of NAL experimental supersonic airplane/booster separation using overset unstructured grids[J]. Computers & Fluids,2001,30(6):673-688.

[8] TOGASHI F,ITO Y,MURAYAMA M. Flow simulation of flapping wings of an insect using overset unstructured grid:AIAA-2001-2619[R]. Reston:AIAA,2001.

[9] TOGASHI F,ITO Y. Extensions of overset unstructured grids to multiple bodies in contact:AIAA-2002-2809[R]. Reston:AIAA,2002.

[10] TOGASHI F,ITO Y. Overset unstructured grids method for viscous flow computations:AIAA-2003-3405[R]. Reston:AIAA,2003.

[11] 徐汝锋,陈志同,陈五一. 计算点到曲面最短距离的网格法[J]. 计算机集成制造系统,2011,17(1):95-100.
XU R F,CHEN Z T,CHEN W Y. Grid algorithm for calculating the shortest distance from spatial point to free-form surface[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2011,17(1):95-100(in Chinese).

[12] 陈丽萍,陈燕,胡德金. 一种快速完备的自由曲线和曲面间最短距离求取算法[J]. 上海交通大学学报,2003,37(Suppl 2):41-44.
CHEN L P,CHEN Y,HU D J. A high-efficiency algorithm to calculate the shortest distance between free-form curve and free-form surface[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2003,37(Suppl 2):41-44(in Chinese).

[13] BOGER D A. Efficient method for calculating wall proximity[J]. AIAA Journal,2001,39(12): 2404-2406.

[14] 郭中州,何志强,夏陈超. 高效计算网格壁面距离的 KD 树方法[J]. 国防科技大学学报,2017,39(4):21-25.
GUO Z Z,HE Z Q,XIA C C. KD tree method for efficient wall distance computation of mesh[J]. Journal of National University of Defense Technology,2017,39(4):21-25(in Chinese).

[15] TUCKER P G,RUMSEY C L,SPALART P R. Computations of wall distances based on differential equations[J]. AIAA Journal,2005,43(3):539-549.

[16] XU J L,YAN C,FAN J J. Computations of wall distances by solving a transport equation[J]. Applied Mathematics and Mechanics,2011,32(2):135-143.

[17] 王刚,曾铮,叶正寅. 混合非结构网格下壁面最短距离的快速计算方法[J]. 西北工业大学学报,2014,32(4):511-516.
WANG G,ZENG Z,YE Z Y. An efficient search algorithm for calculating minimum wall distance of unstructured mesh[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2014,32(4):511-516(in Chinese).

[18] XIAO T,QIN N,LUO D. Deformable overset grid for multibody unsteady flow simulation[J]. AIAA Journal,2016,54(8):2392-2406.

[19] XU X,WANG X D,ZHANG M. A parallelized hybrid N-S/DSMC-IP approach based on adaptive structured/unstructured overlapping grids for hypersonic transitional flows[J]. Journal of Computational Physics,2018,371(15):409-433.

[20] MISHRA A,BAEDER J D. Coupled aeroelastic prediction of the effects of leading-edge slat on rotor performance[J]. Journal of Aircraft,2012,53(1):1-17.

[21] LEE Y,BAEDER J. High-order overset method for blade vortex interaction:AIAA-2002-0559[R]. Reston:AIAA,2002.

[22] LOHNER R,SHAROV D,LUO H. Overlapping unstructured grids:AIAA-2001-0439[R]. Reston:AIAA,2001.

[23] LUO H. An overlapping unstructured grid method for viscous flows:AIAA-2001-2603[R]. Reston:AIAA,2001.

[24] LANDMANN B,MONTAGNAC M. A highly automated parallel Chimera method for overset grids based on the implicit hole cutting technique[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids,2011,66(6):778-804.

[25] XU J,CAI J,LIU Q. Flow simulations by enhanced implicit-hole-cutting method on overset grids[J]. Journal of Aircraft,2014,51(5):1401-1409.

[26] 田书玲. 基于非结构网格方法的重叠网格算法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
TIAN S L. Investigation of overset unstructured grids algorithm[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008(in Chinese).

[27] BONET J,PERAIRE J. An alternating digital tree (ADT) algorithm for 3D geometric searching and intersection problems[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering,1991,31(1):1-17.

[28] BROWN R A. Building a balanced k-d tree in $O(n\log n)$ time[J]. Journal of Computer Graphics Techniques,2015,4(1):50-68.

[29] MARSTIN C W,MCCONNAUGHEY H V. Computational problems on composite grids:AIAA-1984-1611[R]. Reston:AIAA,1984.

[30] 张来平,邓小刚,张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展综述[J]. 力学进展,2010,40(4): 424-447.
ZHANG L P,DENG X G,ZHANG H X. Reviews of moving grid generation techniques and numerical methods for unsteady flows[J]. Advances in Mechanics,2010,40(4):424-447(in Chinese).

[31] 李鹏,高振勋,蒋崇文. 重叠网格装配中的一种改进 ADT 搜索方法[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(6):1182-1190.
LI P,GAO Z X,JIANG C W. Improved ADT searching method in overlapping grid assembly[J]. Journal of Beijing University

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 1182-1190(in Chinese).

[32] CHIN V D, PETER D W, SPAID F W. Flow field measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers: AIAA-1993-3137[R]. Reston: AIAA, 1993.

[33] BIEDRON S, JOHNSON C T, WANG L V. Simulations using a concurrent implicit Navier-Stokes solver: AIAA-1995-223[R]. Reston: AIAA, 1995.

[34] ELIAS E, SPYRIDON D. CFD transonic store separation trajectory predictions with comparison to wind tunnel investigations [J]. International Journal of Engineering, 2010, 3(6): 538-553.

[35] 江维青,杨爱明. 重叠网格隐式挖洞方法的改进与应用[J]. 复旦学报(自然科学版),2018,57(5):50-65.
JIANG W Q, YANG A M. Enhancement and application of implicit hole cutting method for overset grids[J]. Journal of Fudan University(Natural Science), 2018, 57(5): 50-65(in Chinese).

作者简介:

宣传伟 男,博士研究生。主要研究方向:气动弹性力学。

韩景龙 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:气动弹性力学。

Enhancement of implicit assembly strategy in overlapping grids

XUAN Chuanwei, HAN Jinglong*

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As an important part of the overlapping grid technology, the implicit grid assembly has no explicit "hole-cutting" process, and it is only necessary to classify cells by comparing their qualities while searching for donor cells. By improving the traditional implicit assembly process, a more efficient implicit assembly strategy is developed to alleviate the effort of searching for donorcells. At the same time, a local donorcell search method based on Cartesian grid mapping is developed to improve grid assembly efficiency. First, for each sub-grid, the shortest distances to all other wall surfaces are calculated while calculating the shortest distance to its own wall surface. Then, the position of hole boundary is controlled by comparing the shortest distances of the same cell to different wall surfaces. Finally, only partial donorcell search is performed on interpolation cells, which avoids the process of global donor cell search for all cells. The accuracy and efficiency of the developed strategy are verified by three typical complex flow examples.

Keywords: overlapping grid; donor cell search; Cartesian grid; implicit grid assembly; wall distance

Received: 2019-05-28; **Accepted**: 2019-07-19; **Published online**: 2019-09-30 12:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190930.0918.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11472133); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Eduction Institutions

* **Corresponding author**. E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0340

结冰风洞实验中的相似理论

田永强，蔡晋生*，张正科，杨磊磊
（西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室，西安 710072）

摘 要：相似性是风洞实验的一项基本要求，结冰风洞实验也不例外。为了系统性地研究结冰风洞实验中的相似性问题，首先，通过对飞行结冰问题进行分析和总结，找出了其中涉及的各种变量，并分析了其物理意义和量纲。其次，采用相似理论分析方法对结冰问题进行分析，得到了若干无量纲参数，并分析了这些无量纲参数的意义。再次，通过忽略一些不重要的影响因素，减少无量纲参数，并对飞行结冰中涉及的影响因素进行了合理地简化，最终得出了结冰实验的相似准则。最后，结合结冰风洞的运行参数，按照相似准则的要求得到了缩比模型结冰实验运行参数选取方法，并采用 CFD 方法进行了验证。结果表明：得到的缩比模型结冰实验运行参数选取方法是可行的。

关 键 词：结冰；风洞实验；相似理论；缩比模型；计算流体力学(CFD)
中图分类号：V221.71
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0359-12

飞行器结冰现象可以分为地面结冰和飞行结冰两种。地面结冰是指由降雪或者冻雨天气导致的飞行器表面以雪泥、明冰或者两者混合形式的积冰。飞行结冰是指飞行器在飞行过程中遭遇结冰环境时云层中的过冷水滴撞击在飞行器迎风部件上产生积冰的现象。地面结冰的危害主要在于影响飞行器的起飞性能，可在起飞前通过地面除冰措施进行清除。相比于地面结冰，飞行结冰对飞行器的危害要大得多。飞行结冰可以改变飞行器的气动特性、操纵性和稳定性，降低发动机的效率甚至造成发动机损毁，很容易造成飞行事故。相关研究[1-4]表明，霜冰对飞行器的气动外形改变较小，对机翼等部件的气动特性影响也较小[5-7]，而明冰和混合冰往往会在迎风面产生不光滑的外形，导致局部流动分离，严重改变原始气动外形，破坏气动性能[8-10]。因此，冰形的准确预测是研究积冰对飞行器气动性能影响的前提，关系到飞行器的容冰极限和防除冰系统的设计[11]。

冰形预测常用的方法有 CFD 建模和结冰风洞实验等。CFD 建模求解积冰过程一般是采用计算机对合理简化后的数学模型进行求解，包含流场求解、水滴运动求解和热力学过程求解[2-4]。大量文献表明[12-18]，CFD 可以在一定程度上较好地模拟积冰过程，为研究结冰提供一定的依据。结冰风洞实验则是把模型安装在实验段内，通过模拟结冰环境来观察积冰增长过程和测量冰形[19-21]。相比较而言，CFD 建模具有成本低、数据丰富、研究范围广的优点，但是由于建模过程中模型的误差等原因，对于明冰、过冷大水滴环境等包含明显水滴水膜动力学现象的结冰过程其模拟能力还有进一步提高的空间。另一方面，尽管结冰实验成本较高，参数选取范围很大程度上依赖于结冰风洞的性能，但是它所得的数据是基于物理模拟的，可以较好地反映出结冰问题的本质，同

收稿日期：2019-06-28；**录用日期**：2019-08-19；**网络出版时间**：2019-08-27 12:51
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190826.1628.005.html
基金项目：国家自然科学基金（11472221）
*通信作者. E-mail：jcai@nwpu.edu.cn

引用格式：田永强，蔡晋生，张正科，等. 结冰风洞实验中的相似理论[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：359-370.
TIAN Y Q，CAI J S，ZHANG Z K，et al. Similarity theory in icing wind tunnel test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：359-370 (in Chinese).

北航学报 赠阅

时也能真实地重现结冰过程。当前,受限于结冰风洞的性能和尺寸,全尺寸模型结冰实验是很难实现的,多采用缩比模型进行结冰实验,即采用与真实飞行器几何相似的而实际尺寸较小的模型安装在结冰风洞实验段中进行结冰模拟。

然而,风洞实验作为一种模型实验,必须满足相似性要求才能保证通过风洞实验对真实问题进行准确的物理模拟,否则风洞实验所得的数据是缺乏说服力的[21-24]。国内外对结冰风洞实验的相似准则进行了全面的研究。美国国家航空航天局(NASA)[25]从几何相似、流场相似、水滴运动轨迹相似、水滴收集相似、结冰表面热力学过程相似、结冰表面-水动力学相似这几个方面通过大量的数据分析和方程分析提出了结冰实验的相似准则,并通过结冰实验进行了验证,表明其相似准则具有一定的准确性。在国内,中国空气动力研究与发展中心[16,26-27]、西北工业大学[28-29]也进行了结冰相似准则的探究,且进行了相应的验证,表明其相似准则的正确性。然而,目前尚无采用完整的相似分析方法导出结冰风洞实验相似准则的报道。

从相似理论出发,导出相似准则的方法有方程分析法和量纲分析法,前者适用于描述物理过程的控制方程已知的情况下对相似准则的推导,当研究对象的物理过程尚不完全清楚的情况下,量纲分析法则更有利于推出相似准则[30]。显然,结冰问题包含了比常规的空气动力学问题更为复杂的物理现象,如水滴撞击、水流相变和积冰的动态增长等,目前对于这些问题的认识还有很多不足,需要进一步加深。因此,结冰问题的相似准则更适合于用量纲分析方法进行导出。

本文在上述大量文献和文献[30]的启发下,采用量纲分析法对结冰问题进行分析,导出其相似准则,并在此基础上提出结冰实验中运行参数的选取方法,最后采用 CFD 方法进行了验证。

1 结冰相似准则的导出

结冰问题可以表述为:云层中含有不同尺度的过冷水滴,飞行器在穿越云层的过程中这些过冷水滴不断撞击到结冰表面,导致积冰量不断增长,同时积冰反过来不断改变外部的绕流、影响水滴的运动轨迹和撞击位置这样一个动态的过程。

如图 1 所示,结冰过程涉及到的具体现象有:气流的流动、水滴的运动、水滴与结冰表面的撞击、大量水滴撞击后在空气动力和重力以及黏附力作用下形成的水膜的运动、水滴和水膜的相变等。可见结冰实验涉及的物理量远多于常规风洞

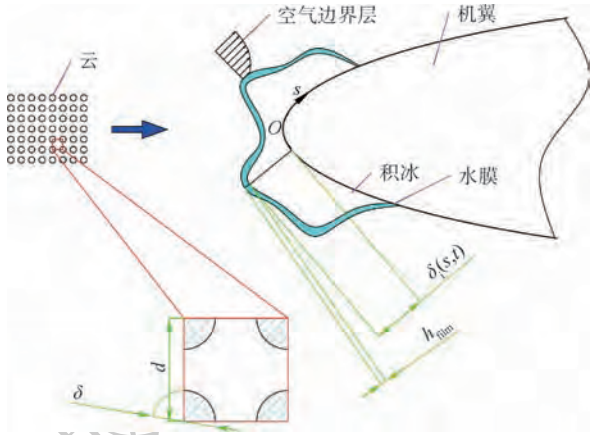


图 1 飞行结冰问题示意图

Fig. 1 Schematic diagram of in-flight icing problem

实验中的物理量,可归纳如下:

1)描述空间的变量:积冰尺度(用积冰的厚度 $\delta_{\mathrm{i}}(s,t)$ 表示),过冷水滴的尺度(用过冷水滴的直径 δ 表示),过冷水滴的平均间距 d,飞行器的空间尺度(用飞行器特征尺度 c 表示),结冰表面的几何特征(用结冰表面的曲线坐标 s 表示,坐标原点 O 为翼形前缘),水膜尺度(用水膜厚度 h_{film} 表示),以及水滴的空间位置(用水滴的空间位置矢量 $\boldsymbol{X}(x_i)$,$i=1,2,3$ 表示。

2)描述时间的变量:积冰时间 t_{i}。

3)描述结冰过程中水、空气和积冰以及由它们构成的流动系统性质的变量:黏性(用水和空气的黏性系数 ν_{w} 和 ν_{a} 表示),密度(水、空气和冰的密度 ρ_{w}、ρ_{a} 和 ρ_{i}),热传导系数(水、空气和冰的热传导系数 k_{w}、k_{a} 和 k_{i}),比热容(水、空气和冰的比热容 $c_{p,\mathrm{w}}$、$c_{p,\mathrm{a}}$ 和 $c_{p,\mathrm{i}}$),潜热(水的凝固潜热 h_{f}),对流换热系数 h。

4)描述绕流流场参数的变量:速度(来流速度 U_∞,流场的当地空气气流速度 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}(u_{\mathrm{a},i})$,$i=1,2,3$,过冷水滴的运动速度 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}(u_{\mathrm{d},i})$,$i=1,2,3$,水膜的流动速度 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}(u_{\mathrm{f},i})$,$i=1,2,3$,压力(空气气流的静压 p),温度(空气流场的温度 T_{a}、水滴的温度 T_{d})。

5)描述结冰表面性质的变量:温度(结冰表面的温度 T_{s}),界面张力(水-气界面张力系数 $\sigma_{\mathrm{w/a}}$、水-固界面张力系数 $\sigma_{\mathrm{w/s}}$)。

6)其他变量:重力(重力加速度 g),冰点温度 T_{fre}。

因此描述结冰现象的一般关系式可写成

$$f(\delta_{\mathrm{i}},\delta,d,c,s,h_{\mathrm{film}},\boldsymbol{X},t_{\mathrm{i}},\nu_{\mathrm{a}},\nu_{\mathrm{w}},\rho_{\mathrm{a}},\rho_{\mathrm{w}},\rho_{\mathrm{i}},k_{\mathrm{a}},k_{\mathrm{w}},k_{\mathrm{i}},c_{p,\mathrm{a}},c_{p,\mathrm{w}},c_{p,\mathrm{i}},h_{\mathrm{f}},h,U_\infty,\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}},\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}},\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}},p,T_{\mathrm{a}},T_{\mathrm{d}},T_{\mathrm{s}},\sigma_{\mathrm{w/a}},\sigma_{\mathrm{w/s}},g,T_{\mathrm{fre}})=0 \tag{1}$$

考虑到结冰问题本质上是一个力学附带热交换问题,那么在国际单位制(SI)下,该问题涉及

北航学报 赠阅

到 4 个基本物理量,即长度、质量、时间和温度,它们的量纲可作为基本量纲,分别用符号 L、M、T、Θ 表示,其他物理量的量纲均可由基本量纲的幂次单项式来表示,这样,在结冰问题中,相关物理量的意义及其量纲可以列在表 1 中。

由式(1)或表 1 可知,结冰问题涉及 33 个变量,即总变量个数 $N=33$,而基本量纲数 $k=4$,那么根据 Buckingham Π 定理,进行量纲分析,式(1)将变成包含 $N-k=29$ 个无量纲量的方程,即

$$f_1(\Pi_1,\Pi_2,\cdots,\Pi_{29})=0 \tag{2}$$

式中:29 个无量纲参数为 $\Pi_1=\frac{\delta_i}{c}$; $\Pi_2=\frac{\delta}{c}$; $\Pi_3=\frac{\mathrm{LWC}}{\rho_a}$; $\Pi_4=\frac{s}{c}$; $\Pi_5=\frac{h_{\mathrm{film}}}{c}$; $\Pi_6=\frac{x_i}{c}, i=1,2,3$; $\Pi_7=\frac{t_i U_\infty}{c}$; $\Pi_8=\frac{\nu_w}{\nu_a}$; $\Pi_9=\frac{\rho_w}{\rho_a}$; $\Pi_{10}=\frac{\rho_i}{\rho_a}$; $\Pi_{11}=\frac{k_a}{c_{p,a}\mu_a}$; $\Pi_{12}=\frac{k_w}{k_a}$; $\Pi_{13}=\frac{k_i}{k_a}$; $\Pi_{14}=\sqrt{\frac{\gamma_a R_a T_a}{U_\infty^2}}$; $\Pi_{15}=\frac{c_{p,w}}{c_{p,a}}$; $\Pi_{16}=\frac{c_{p,i}}{c_{p,a}}$; $\Pi_{17}=\frac{h_f}{c_{p,a}(T_a-T_{fre})}$; $\Pi_{18}=\frac{hc}{k_a}$; $\Pi_{19}=\frac{U_\infty c}{\nu_a}$; $\Pi_{20}=\frac{u_{a,i}}{U_\infty} i=1,2,3$; $\Pi_{21}=\frac{u_{d,i}}{U_\infty}, i=1,2,3$; $\Pi_{22}=\frac{u_{f,i}}{U_\infty}, i=1,2,3$; $\Pi_{23}=\frac{p}{\rho_a U_\infty^2}$; $\Pi_{24}=\frac{T_d}{T_a}$; $\Pi_{25}=\frac{T_s}{T_a}$; $\Pi_{26}=\frac{\sigma_{w/a}}{\rho_a U_\infty^2 \delta}$; $\Pi_{27}=\frac{\sigma_{w/a}}{\sigma_{w/s}}$; $\Pi_{28}=\frac{g\delta}{U_\infty^2}$; $\Pi_{29}=\frac{T_{fre}}{T_d}$。

其中,μ_a 为空气的动力学黏性系数,γ_a 为空气的比热比,R_a 为空气的气体常数。

上述 29 个无量纲参数可按其不同的物理效应范畴分类列于表 2。其中:Π_1 为无量纲结冰厚度,Π_2 和 Π_4 分别为表示水滴和模型几何相似的参数,Π_3 为液态水含量 LWC 与空气密度的比值,

表 1　结冰问题中相关物理量及其量纲

Table 1　Relevant physical variables and their dimensions in icing problem

物理量性质	参数	意义	量纲
空间	$\delta_i(s,t)$	积冰厚度	L
	δ	过冷水滴直径	L
	d	过冷水滴平均间距	L
	c	飞行器特征尺度	L
	s	模型表面曲线坐标	L
	h_{film}	水膜厚度	L
	$\boldsymbol{X}(x_i), i=1,2,3$	水滴的空间位置矢量	L
时间	t_i	积冰时间	T
物性参数及系统参数	ν_a	空气的运动黏性系数	$\mathrm{L^2T^{-1}}$
	ν_w	水的运动黏性系数	$\mathrm{L^2T^{-1}}$
	ρ_a	空气的密度	$\mathrm{ML^{-3}}$
	ρ_w	水的密度	$\mathrm{ML^{-3}}$
	ρ_i	冰的密度	$\mathrm{ML^{-3}}$
	k_a	空气的热传导系数	$\mathrm{MLT^{-3}\Theta^{-1}}$
	k_w	水的热传导系数	$\mathrm{MLT^{-3}\Theta^{-1}}$
	k_i	冰的热传导系数	$\mathrm{MLT^{-3}\Theta^{-1}}$
	$c_{p,a}$	空气的比热容	$\mathrm{L^2T^{-2}\Theta^{-1}}$
	$c_{p,w}$	水的比热容	$\mathrm{L^2T^{-2}\Theta^{-1}}$
	$c_{p,i}$	冰的比热容	$\mathrm{L^2T^{-2}\Theta^{-1}}$
	h_f	水的凝固潜热	$\mathrm{L^2T^{-2}}$
	h	对流换热系数	$\mathrm{MT^{-3}\Theta^{-1}}$
流场参数	U_∞	来流速度(飞行速度)	$\mathrm{LT^{-1}}$
	$\boldsymbol{u}_a(u_{a,i}), i=1,2,3$	空气气流速度	$\mathrm{LT^{-1}}$
	$\boldsymbol{u}_d(u_{d,i}), i=1,2,3$	过冷水滴速度	$\mathrm{LT^{-1}}$
	$\boldsymbol{u}_f(u_{f,i}), i=1,2,3$	水膜速度	$\mathrm{LT^{-1}}$
	p	空气气流静压	$\mathrm{ML^{-1}T^{-2}}$
	T_a	空气流场的温度	Θ
	T_d	水滴的温度	Θ
结冰表面参数	T_s	结冰表面温度	Θ
	$\sigma_{w/a}$	水-气界面张力系数	$\mathrm{MT^{-2}}$
	$\sigma_{w/s}$	水-固表面张力系数	$\mathrm{MT^{-2}}$
其他变量	g	重力加速度	$\mathrm{LT^{-2}}$
	T_{fre}	冰点温度	Θ

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 2 结冰问题中的无量纲参数

Table 2 Dimensionless parameters in icing problem

参数	意义
$\Pi_1=\frac{\delta_i}{c}$	无量纲结冰厚度
$\Pi_2=\frac{\delta}{c}$	过冷水滴尺寸与模型尺寸之比
$\Pi_3=\frac{\mathrm{LWC}}{\rho_a}$	液态水含量与空气密度的比值
$\Pi_4=\frac{s}{c}$	模型几何相似
$\Pi_5=\frac{h_{\mathrm{film}}}{c}$	无量纲水膜厚度
$\Pi_6=\frac{x_i}{c},i=1,2,3$	水滴空间位置相似
$\Pi_7=\frac{t_i U_\infty}{c}$	无量纲积冰时间
$\Pi_8=\frac{\nu_w}{\nu_a};\Pi_9=\frac{\rho_w}{\rho_a};\Pi_{10}=\frac{\rho_i}{\rho_a};$	
$\Pi_{12}=\frac{k_w}{k_a};\Pi_{13}=\frac{k_i}{k_a};\Pi_{15}=\frac{c_{p,w}}{c_{p,a}};$	物性参数的比值
$\Pi_{16}=\frac{c_{p,i}}{c_{p,a}};\Pi_{27}=\frac{\sigma_{w/s}}{\sigma_{w/a}};\Pi_{29}=\frac{T_{\mathrm{fre}}}{T_d}$	
$\Pi_{11}=\frac{k_a}{c_{p,a}\mu_a}\Rightarrow Pr$	普朗特数
$\Pi_{14}=\sqrt{\frac{\gamma_a R_a T_a}{U_\infty^2}}\Rightarrow Ma$	马赫数
$\Pi_{17}=\frac{h_f}{c_{p,a}(T_a-T_{\mathrm{fre}})}\Rightarrow Ja$	雅克伯数
$\Pi_{18}=\frac{hc}{k_a}\Rightarrow Nu$	努赛尔数
$\Pi_{19}=\frac{U_\infty c}{\nu_a}\Rightarrow Re_\infty$	来流雷诺数
$\Pi_{20}=\frac{u_{a,i}}{U_\infty};\Pi_{21}=\frac{u_{d,i}}{U_\infty};\Pi_{22}=\frac{u_{f,i}}{U_\infty},i=1,2,3$	速度场相似
$\Pi_{23}=\frac{p}{\rho_a U_\infty^2}\Rightarrow Eu$	欧拉数
$\Pi_{24}=\frac{T_d}{T_a};\Pi_{25}=\frac{T_s}{T_a}$	温度场相似
$\Pi_{26}=\frac{\sigma_{w/a}}{\rho_a U_\infty^2\delta}\Rightarrow We$	韦伯数
$\Pi_{28}=\frac{g\delta}{U_\infty^2}\Rightarrow Fr$	弗劳德数

Π_5 为无量纲水膜厚度，Π_6 为表示过冷水滴空间位置相似的参数，Π_7 为无量纲积冰时间，Π_8、Π_9、Π_{10}、Π_{11}、Π_{12}、Π_{13}、Π_{15}、Π_{16}、Π_{27}、Π_{29} 为物性参数的比值，Π_{11} 为普朗特数，Π_{14} 为马赫数，Π_{17} 为雅克伯数，Π_{18} 为努塞尔数，Π_{19} 为来流雷诺数，Π_{20}、Π_{21}、Π_{22}、Π_{24}、Π_{25} 为表示流场几何相似的参数，Π_{23} 为欧拉数，Π_{26} 为韦伯数，Π_{28} 为弗劳德数。

在结冰实验中，Π_1 由其他参数决定，是因变量；Π_2 由水滴尺寸的选取决定；Π_3 由 LWC 的选取决定；当来流温度和压力保持不变时，空气和水的物理性质保持不变，且模型的几何相似是必须满足的，因此这种情形下 Π_4、Π_8、Π_9、Π_{10}、Π_{11}、Π_{12}、Π_{13}、Π_{15}、Π_{16}、Π_{27}、Π_{29} 自然满足相似性，如果温度和压力也进行对应的缩比，但一般情况下缩比后的温度和压力值并不会发生很大的变化，对空气、水的物理性质（黏性、密度、热传导系数、界面张力系数）的影响是非常有限的，近似仍然可以认为 Π_4、Π_8、Π_9、Π_{10}、Π_{11}、Π_{12}、Π_{13}、Π_{15}、Π_{16}、Π_{27}、Π_{29} 仍然满足相似性，因此它们可从式(2)中删去；Π_5 由绕流流场决定，可认为与 Π_3、Π_{19} 相关[19]，因此 Π_5 也可从式(2)中删去；Π_6 和 Π_{21} 与水滴的运动过程有关；Π_7 由实际积冰时间决定；Π_{14} 由来流速度和温度决定；Π_{17} 与来流温度的选取有关；Π_{18} 取决于模型的特征尺度；Π_{19} 取决于模型的特征尺度和来流速度的选取；Π_{20} 与 Π_{14} 等价，因此 Π_{20} 可从式(2)中删去；Π_{22} 可认为由 Π_{14}、Π_{19} 决定，因此 Π_{22} 也可从式(2)中删去；Π_{23} 与 Π_{14}、Π_{19} 有关，因此 Π_{23} 可从式式(2)中删去；Π_{24}、Π_{25} 由来流温度和模型表面温度以及 Π_{18} 决定，因此 Π_{24}、Π_{25} 也可从式(2)中删去；Π_{26} 由来流速度和水滴尺寸决定；由于重力加速度可认为为常数，Π_{28} 由水滴尺寸和来流速度的选取决定。那么，式(2)可简化为

$$f_1(\Pi_1,\Pi_2,\Pi_3,\Pi_6,\Pi_7,\Pi_{14},\Pi_{17},\Pi_{18},\Pi_{19},\Pi_{21},\Pi_{26},\Pi_{28})=0 \tag{3}$$

式(3)可改写成

$$\Pi_1=f_2(\Pi_2,\Pi_3,\Pi_6,\Pi_7,\Pi_{14},\Pi_{17},\Pi_{18},\Pi_{19},\Pi_{21},\Pi_{26},\Pi_{28}) \tag{4}$$

即：无量纲的结冰厚度由无量纲水滴尺寸、液态水含量与空气密度的比值、无量纲水滴空间位置、无量纲积冰时间、马赫数、雅克伯数、努塞尔数、雷诺数、无量纲水滴速度、韦伯数、弗劳德数决定。式(4)便是表示结冰过程的一般无量纲关系式。

2 结冰相似准则的简化

考虑到无量纲的水滴运动方程[2-4,19]为

$$\frac{\mathrm{d}^2\overline{\boldsymbol{X}}}{\mathrm{d}\bar{t}^2}=\frac{C_D Re_{\mathrm{rel}}}{24K}\left(\bar{\boldsymbol{u}}_a-\frac{\mathrm{d}\overline{\boldsymbol{X}}}{\mathrm{d}\bar{t}}\right) \tag{5}$$

式中：

$$Re_{\mathrm{rel}}=\frac{\delta\rho_a\left|\boldsymbol{u}-\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{X}}{\mathrm{d}t}\right|}{\mu_a} \tag{6}$$

$$K=\frac{\rho_w\delta^2U_\infty}{18c\mu_a} \tag{7}$$

其中：C_D 为球形水滴在空气中运动的真实阻力系数；Re_{rel} 和 K 分别为基于当地液滴与空气相对速度的相对水滴雷诺数和水滴的无量纲惯性参数；$\bar{\boldsymbol{u}}_a$ 为气流的无量纲速度；$\overline{\boldsymbol{X}}$ 为水滴的无量纲位置矢量；$\bar{t}$ 为无量纲时间。由式(5)可知，水滴的运动轨迹可以完全由 K 和 C_DRe_{rel} 确定。如果这2个无量纲参数在缩比模型实验和未缩比情形中保持

北航学报 赠阅

一致,则可以认为它们的水滴运动轨迹相似。然而在实际应用中,这 2 个参数常常不能同时匹配。为了克服这一困难,提出了一个综合反映 K 和 $C_D Re_{rel}$ 影响的单一参数 K_0,只要它匹配,水滴运动就相似。文献[25]给出的 K_0 表达式为

$$K_0 = 18K\left(Re_\delta^{-2/3} - \sqrt{6}Re_\delta^{-1}\arctan\frac{Re_\delta^{1/3}}{\sqrt{6}}\right) \tag{8}$$

它只与水滴惯性参数 K 和水滴雷诺数 Re_δ 有关。水滴雷诺数是基于来流速度的雷诺数,即

$$Re_\delta = \frac{\rho_a U_\infty \delta}{\mu_a} \tag{9}$$

显然,水滴雷诺数 Re_δ 可以写成

$$Re_\delta = \frac{\rho_a U_\infty \delta}{\mu_a} = \frac{\delta}{c}\cdot\frac{\rho_a U_\infty c}{\mu_a} = \Pi_2\Pi_{19} \tag{10}$$

因此式(8)可写成

$$K_0 = 18K\cdot F(Re_\delta) = 18K\cdot F(\Pi_2\Pi_{19}) \tag{11}$$

而水滴的无量纲惯性参数可重新组合成

$$K = \frac{\rho_w\delta^2 U_\infty}{18c\mu_a} = \frac{1}{18}\cdot\frac{\rho_w}{\rho_a}\cdot\frac{\delta^2}{c^2}\cdot\frac{\rho_a c U_\infty}{\mu_a} = \frac{1}{18}\Pi_9\Pi_2^2\Pi_{19} \tag{12}$$

因此可得

$$K_0 = 18K\cdot F(\Pi_2\Pi_{19}) = \Pi_9\Pi_2^2\Pi_{19}\cdot F(\Pi_2\Pi_{19}) \tag{13}$$

这样,式(4)中 Π_6 和 Π_{21} 可以用 Π_2 和 Π_{19} 替换,从而式(4)可改写成

$$\Pi_1 = f_2(\Pi_2,\Pi_3,\Pi_7,\Pi_{14},\Pi_{17},\Pi_{18},\Pi_{19},\Pi_{26},\Pi_{28}) \tag{14}$$

即

$$\frac{\delta_i}{c} = f_2\left(\frac{\delta}{c},\frac{\mathrm{LWC}}{\rho_a},\frac{t_i U_\infty}{c},Ma,Ja,Nu,Re_\infty,We,Fr\right) \tag{15}$$

这就表明影响结冰冰形的主要相似参数有水滴与飞行器尺寸的比值、液态水含量与空气密度的比值、无量纲积冰时间、马赫数、雅克伯数、努赛尔数、雷诺数、韦伯数以及弗劳德数。

3　本文相似准则与传统准则的关系

式(14)尽管从严格的理论上得出了影响结冰冰形的主要无量纲参数,但是在实际应用中,很多无量纲参数是无法同时满足相似性条件的,严格按照式(14)来选取结冰实验的运行参数是很难实现的,比如,模型缩比与水滴缩比如果严格按照同一比例,很可能导致水滴尺寸过小而无法发生与结冰表面的撞击,或马赫数和雷诺数往往无法同时满足相似性要求。

传统的相似准则[16,25-29]基本上采用分别保证几何相似、流场相似、水滴运动相似、水滴收集相似、水滴-结冰表面动力学相似、结冰表面热力学相似来达到结冰相似的目的。这几方面也被大量实验证实确实能够很好地反映影响结冰过程的几乎所有因素,但是传统相似准则并没有采用无量纲参数来严格描述上述几方面要求。下面根据上述几个方面对所得出的无量纲参数进行分类,找出其作用的结冰相似要求的具体方面,将传统相似准则的要求重新写成本文量纲分析得出的无量纲参数的组合,这样就将每个物理量的作用具体化,也更便于导出结冰实验风洞的运行参数。

3.1　几何相似

几何相似条件对应 Π_4,只要满足 Π_4 则可保证几何相似。

3.2　流场相似

流场相似需要满足马赫数和来流雷诺数保持不变,即 Π_{14} 和 Π_{19} 保持不变。马赫数一般非常容易满足相似性条件,但是雷诺数很难满足,只有特殊的具备降温、增压能力的风洞才能做到马赫数和来流雷诺数同时满足相似性。

对于结冰风洞实验,温度是一项关键运行参数,它的剧烈变化很可能导致结冰的结果发生质变,另外,结冰问题一般属于低速空气动力学的范畴,结冰部位都位于前缘,这些地方边界层厚度很小,因此只要满足马赫数相等即可。

3.3　水滴运动相似

从式(13)可知,要满足水滴运动相似,则需要满足式(16)。当且仅当式(17)和式(18)同时成立,才能保证式(16)成立。

$$\Pi_{2,S}^2\Pi_{19,S}\cdot F(\Pi_{2,S}\Pi_{19,S}) = \Pi_2^2\Pi_{19}\cdot F(\Pi_2\Pi_{19}) \tag{16}$$

$$\Pi_{2,S} = \Pi_2 \tag{17}$$

$$\Pi_{19,S} = \Pi_{19} \tag{18}$$

式中:下标"S"表示缩比情形下对应的参数,无下标则表示未缩比情形的参数,下文中也相同。考虑到如果满足水滴尺寸缩比相似,即式(17)成立,则由于风洞实验段参数的限制(U_∞ 和 ν_a 的调节会引起其他无量纲量如马赫数、韦伯数等发生变化)必然导致雷诺数减小,使式(18)无法满足,从而即式(16)不能满足,K_0 不能相等。也就是说,用 K_0 来描述水滴的运动相似尽管精度更高,但是在缩比实验中几乎不可能满足。

现在考察 K_0 与 K 的关系,即式(11),也就是要考察函数 $F(Re_\delta)$ 的特性。图 2 给出了在常规的结冰参数范围内不同水滴直径下 $F(Re_\delta)$ 随来

北航学报 赠阅

流速度的变化曲线。由图 2 可见，$F(Re_\delta)$ 的值基本上介于 0.01 ~ 0.04，并且在实际飞行速度或缩比实验速度范围，$F(Re_\delta)$ 变化平缓，因为缩比模型实验速度和真实飞行速度相差不会很大，所以引起 $F(Re_\delta)$ 的差别较小。图 3 给出了不同来流速度下 $F(Re_\delta)$ 随水滴直径的变化，其变化类似于它随来流速度的变化，即水滴直径的差异不会引起 $F(Re_\delta)$ 很大的变化。由此可知，$F(Re_\delta)$ 不会随来流速度或水滴直径发生很大变化。因此可以用 K 代替 K_0 近似表征水滴运动的相似性，即只要保证 K 在缩比情形下和未缩比时相等，就近似认为水滴运动相似。

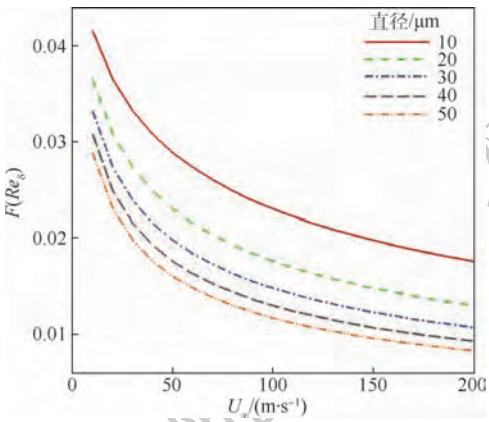


图 2 $F(Re_\delta)$ 随来流速度 U_∞ 的变化

Fig. 2 $F(Re_\delta)$ versus freestream velocity U_∞

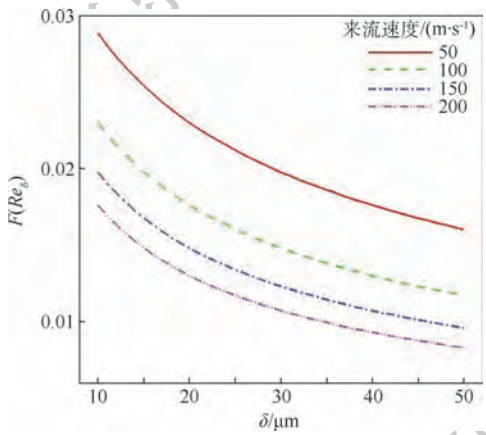


图 3 $F(Re_\delta)$ 随水滴直径 δ 的变化

Fig. 3 $F(Re_\delta)$ versus droplet diameter δ

3.4 水滴收集相似

表面水滴收集相似要求结冰表面水滴收集量相似[25]，即

$$\left(\frac{\mathrm{LWC}\cdot U_\infty \beta t_i}{\rho_i c}\eta\right)_S = \frac{\mathrm{LWC}\cdot U_\infty \beta t_i}{\rho_i c}\eta \tag{19}$$

式中：β 和 η 分别为局部水滴收集系数和冻结比例。考虑到

$$\frac{\mathrm{LWC}\cdot U_\infty \beta t_i}{\rho_i c}\eta = \frac{\rho_a}{\rho_i}\cdot\frac{\mathrm{LWC}}{\rho_a}\cdot\frac{U_\infty t_i}{c}\beta\eta = \frac{1}{\Pi_{10}}\Pi_3\Pi_7\beta\eta \tag{20}$$

那么，只要保证 Π_3、Π_7、Π_{10}、β、η 的乘积在缩比条件下与未缩比时相等，就可满足式(19)，其中 Π_{10} 为常量。

3.5 水滴-结冰表面动力学相似

水滴撞击到结冰表面之后，会发生铺展、融合、飞溅等动力学过程，描述该过程最重要的参数就是韦伯数，即 Π_{26}。只要满足

$$\Pi_{26,S} = \Pi_{26} \tag{21}$$

则可保证水滴-结冰表面动力学相似。

3.6 结冰表面热力学相似

水滴撞结冰表面的热力学过程是一种典型的边界层对流换热现象，根据经典的热力学理论[31]，边界层对流换热现象可表述为

$$Nu = f(\bar{s}, Re, Pr) \tag{22}$$

式中：$\bar{s}$ 为无量纲的物面位置。对应于本文中的无量纲参数可写成

$$\Pi_{18} = f(\Pi_4, \Pi_{19}, \Pi_{11}) \tag{23}$$

因此只要保证 Π_4、Π_9、Π_{11} 保持不变，即可满足热力学相似。

综上可见，传统的相似准则中的要求都可以表示为本文得出的无量纲参数的函数，它们之间的关系如表 3 所示。

表 3 传统相似准则要求与本文相似准则的关系

Table 3 Relationship between traditional similarity laws and proposed similarity law

传统相似准则的要求	相关的无量纲参数	应用中满足相似性要求的条件
几何相似	$\Pi_4 = \frac{s}{c}$	采用缩比模型，自然满足
流场相似	$\Pi_{14} = Ma$	选取合理的速度和温度，容易满足
	$\Pi_{19} = Re_\infty$	往往不容易满足，尽量配合其他条件，使其他条件优先满足
水滴运动相似	$\Pi_2 = \frac{\delta}{c}$	令 K 保持不变
	$\Pi_{19} = Re_\infty$	
水滴收集相似	$\Pi_3 = \frac{\mathrm{LWC}}{\rho_a}$	选取合理液态水含量，容易满足
	$\Pi_7 = \frac{t_i U_\infty}{c}$	取合理的积冰时间，容易满足
	β	水滴运动相似的前提下即可满足
	η	对流换热相似，依赖于 Π_{18}
水滴-结冰表面动力学相似	$\Pi_{26} = \frac{1}{We}$	明冰条件下非常重要
结冰表面热力学相似	$\Pi_{18} = Nu$	很难满足，取决于 Π_4、Π_9、Π_{11}
	$\Pi_4 = \frac{s}{c}$	采用缩比模型，自然满足
	$\Pi_{19} = Re_\infty$	往往不容易满足，尽量配合其他条件，使其他条件优先满足
	$\Pi_{11} = Pr$	自然满足

4 结冰风洞运行参数选取方法

当模型尺寸缩比时，假定

北航学报 赠阅

$$c_S = k_0 c \tag{24}$$

式中：$k_0 < 1$ 为缩比的比例，而当风洞的其他运行参数（风速、温度、压力、水滴直径、液态水含量和积冰时间等）均不发生变化时，式（15）中 Π_3、Π_{14}、Π_{17}、Π_{26}、Π_{28}均可满足相似性要求，而选取合理的结冰时间也很容易满足

$$\Pi_{7,S} = \Pi_7 \tag{25}$$

但式（12）中其余的无量纲量满足以下关系式：

$$\Pi_{2,S} = \frac{1}{k_0}\Pi_2 \tag{26}$$

$$\Pi_{18,S} = k_0 \Pi_{18} \tag{27}$$

$$\Pi_{19,S} = k_0 \Pi_{19} \tag{28}$$

这样，显然只要模型的缩比比例 $k_0 \neq 1$，Π_2、Π_{18}、Π_{19}是无法满足相似性要求的。而 Π_2、Π_{19}与水滴运动过程紧密相关，Π_{18}与结冰表面的热力学过程紧密相关，这样就不得不考虑不同结冰条件下结冰问题的具体特征来选取风洞的运行参数。

4.1　霜冰情形下实验运行参数的选取

在霜冰情形下，水滴一撞击到结冰表面就立即冻结成冰，结冰过程显然可以不用考虑水滴的动力学效应和表面水膜的情形，只需要考满足流场相似、水滴运动相似和水滴收集相似即可满足相似性。从表 3 可知，水滴运动相似要满足

$$K_S = K \tag{29}$$

即

$$\Pi_{2,S}^2 \Pi_{19,S} = \Pi_2^2 \Pi_{19} \tag{30}$$

考察式（30），显然取

$$\delta_S = \sqrt{k_0}\delta \tag{31}$$

$$U_{\infty,S} = U_\infty \tag{32}$$

便可满足式（29）。

水滴收集相似要求保证满足式（20）。那么，显然只要满足水滴运动相似，就可以保证

$$\beta_S = \beta \tag{33}$$

并且在霜冰情形下，水滴撞击后完全冻结，即

$$\eta = 1 \tag{34}$$

同时可取积冰时间和液态水含量为

$$t_{i,S} = k_0 t_i \tag{35}$$

$$\mathrm{LWC}_S = \mathrm{LWC} \tag{36}$$

便可满足 Π_3 和 Π_7 在缩比条件下与未缩比时相等，且保证式（19）成立。

取

$$T_S = T \tag{37}$$

也可保证

$$\Pi_{17,S} = \Pi_{17} \tag{38}$$

$$\Pi_{14,S} = \Pi_{14} \tag{39}$$

这样流场相似也得到了满足。

因此，霜冰情形下对应的风洞运行参数选取为

$$\begin{cases} c_S = k_0 c \\ U_{\infty,S} = U_\infty \\ \mathrm{LWC}_S = \mathrm{LWC} \\ T_S = T \\ p_S = p \\ \delta_S = \sqrt{k_0}\delta \\ t_{i,S} = k_0 t_i \end{cases} \tag{40}$$

4.2　明冰情形下实验运行参数的选取

在明冰情形下，水滴的动力学效应和结冰表面的热力学过程对结冰有很关键的影响，它们的相似性要得到满足，同时也应保证水滴运动轨迹的相似、水滴收集相似、流场相似。可取水滴直径的满足

$$\delta_S = k_0^\lambda \delta \tag{41}$$

式中：λ 为待定参数。此时要保证结冰表面水滴动力学相似则要满足

$$\Pi_{26,S} = \Pi_{26} \tag{42}$$

可得

$$U_{\infty,S} = k_0^{-\frac{\lambda}{2}} U_\infty \tag{43}$$

这时

$$\Pi_{2,S} = k_0^{\lambda-1}\Pi_2 \tag{44}$$

$$\Pi_{19,S} = k_0^{1-\frac{\lambda}{2}}\Pi_{19} \tag{45}$$

进一步可得

$$K_S = \frac{1}{18}\Pi_{9,S}\Pi_{2,S}^2\Pi_{19,S} = k_0^{\frac{3}{2}\lambda-1}K \tag{46}$$

要满足水滴运动轨迹相似，显然只有取

$$\lambda = \frac{2}{3} \tag{47}$$

因此可得

$$\delta_S = k_0^{\frac{2}{3}}\delta \tag{48}$$

$$U_{\infty,S} = k_0^{-\frac{1}{3}} U_\infty \tag{49}$$

这样水滴的动力学效应和水滴运动轨迹相似性要求得到了满足。

另外，要保证水滴收集相似要满足式（19），那么显然与霜冰情形下类似，只要再满足缩比条件下和未缩比时冻结比例和液态水含量相等，并取积冰时间

$$t_{i,S} = k_0^{\frac{4}{3}} t_i \tag{50}$$

就可以满足 $\Pi_{3,S} = \Pi_3$，$\Pi_{7,S} = \Pi_7$且水滴收集相似。同时取

$$T_S = T \tag{51}$$

也可保证

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\Pi_{17,S} = \Pi_{17} \tag{52}$$

但是,要保证冻结比例相等就必须要保证结冰表面对流传热相似。表征对流传热强度的无量纲数为努塞尔数 Nu,即 Π_{18},显然缩比后 Nu 减小了。考虑式(23),缩比后,普朗特数不变,而由式(45)可知雷诺数也减小了,而在结冰部位多在迎风部位,这些地方边界层较薄,当地雷诺数一般也低于临界雷诺数,可认为局部的流动状态仍然为层流状态,缩比后雷诺数进一步减小,并未改变结冰表面边界层的流态,因此可认为缩比后尽管对流换热的强度相对减小了,但是并未引发对流换热过程发生质变。另一方面,结冰表面的水膜厚度是非常小的[25],一般不超过 10 μm 量级,其相变的时间尺度也是很小的[32],在空气动力的剪切作用下的流动速度也很小。因此,尽管缩比后冻结比例有变化,但是相比于水滴动力学效应和运动轨迹对积冰冰形的影响,可以认为冻结比例的改变产生的影响较小,近似可以忽略。此外,按上述方法进行参数选取,有

$$\Pi_{14,S} = k_0^{-\frac{1}{3}}\Pi_{14} \tag{53}$$

$$\Pi_{28,S} = k_0^{\frac{4}{3}}\Pi_{28} \tag{54}$$

式中:马赫数 Π_{14} 表征流动的压缩性,在结冰现象对应的来流速度范围内,压缩性要求也可以适当放宽,而 Π_2 与 Π_{28} 与霜冰情形下类似,可以忽略其不满足相似性要求带来的影响。

综上所述,明冰情形下对应的风洞运行参数选取为

$$\begin{cases} c_S = k_0 c \\ U_{\infty,S} = k_0^{-\frac{1}{3}} U_\infty \\ \mathrm{LWC}_S = \mathrm{LWC} \\ T_S = T \\ p_S = p \\ \delta_S = k_0^{\frac{2}{3}}\delta \\ t_{i,S} = k_0^{\frac{4}{3}} t_i \end{cases} \tag{55}$$

5 基于 CFD 的结冰实验相似准则验证

为了对本文提出结冰实验的相似准则进行验证,采用 FENSAP-ICE 软件对理论分析得出的风洞实验运行参数选取方法进行计算对比,具体计算方法参见文献[12]。首先选取 NACA0012 翼型分别进行霜冰和明冰情形下积冰冰形的预测并与实验结果对比,验证积冰预测数值方法的有效性,然后采用这种方法预测不同尺寸模型的积冰结果,验证本文提出的积冰实验运行参数选取方法的可行性。为了精确地模拟结冰过程,计算采用多步法,即将结冰的总时间分为若干时间步,在每一个时间步 Δt 内依次进行流场求解、水滴运动及撞击特性求解、积冰增长求解,然后更新网格,这样在完成所有时间步后得到最终的冰形,如图 4所示。

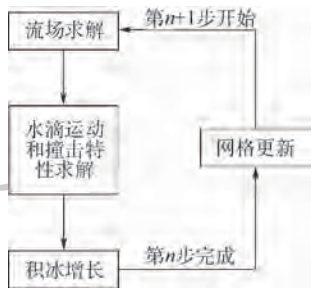


图 4 多步法计算流程

Fig. 4 Calculation flowchart of multi-step method

5.1 NACA0012 翼型积冰冰形预测

本文积冰计算的参数选取参照了文献[33]中的结冰风洞实验结果并与其实验参数相同,选取了来流温度较低、水滴尺寸较小、液态水含量较低的霜冰情形以及来流温度较高、水滴尺寸较大、液态水含量较高的明冰情形,具体数值如表 4 所示。霜冰的计算时间步数 $n = 3$,时间步长 $\Delta t = 140$ s,明冰计算时间步数 $n = 2$,时间步长 $\Delta t = 180$ s。

图 5 给出了霜冰的计算结果与实验结果的对比。由图可见,相比于实验结果,本文的计算结果在翼型下表面的积冰有一些微小的差异,但是总体上本文的计算结果与实验结果的积冰范围、积冰厚度、冰形形状都吻合良好。这就表明本文的计算方法可以较好地预测霜冰的冰形。

图 6 给出了明冰的计算结果与实验结果的对比。由图可见,相比于实验结果,本文的计算结果尽管在冰角的生长方向、冰角的高度上有一定的

表 4 积冰冰形预测的参数

Table 4 Parameters in icing prediction

变量	霜冰情形	明冰情形
平均气动弦长 c/m	0.533 4	0.533 4
来流速度 U_∞/(m·s^{-1})	102.8	67.1
来流静温 T_∞/K	256.49	265.07
来流静压 p_∞/Pa	90 760	90 760
迎角 α/(°)	3.5	3.5
液态水含量 LWC/(g·m^{-3})	0.55	1.30
平均水滴直径 MVD/μm	20	30
积冰时间 t_i/s	420	360
积冰时间步数 n	3	2
积冰时间步长 Δt/s	140	180

北航学报 赠阅

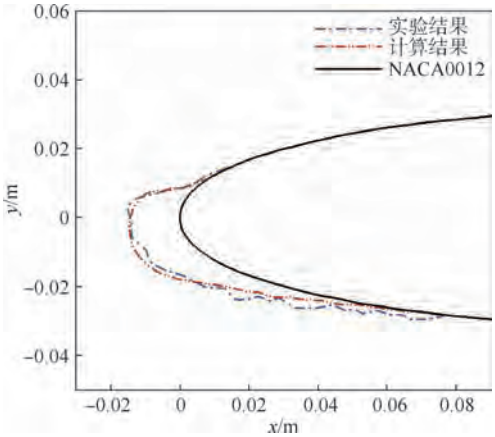


图 5　霜冰冰形计算结果与实验结果

Fig. 5　Computed and experimental icing results and experiment results under rime ice situation

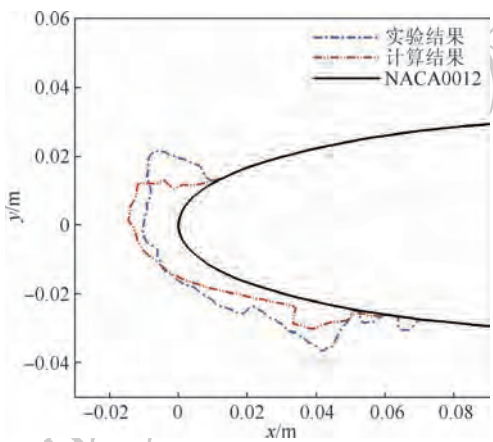


图 6　明冰冰形计算结果与实验结果

Fig. 6　Computed and experimental icing results and experiment results under glaze ice situation

差异,但是在积冰的范围、积冰的冰角位置和驻点附近的积冰厚度都吻合较好,冰形形状也较为接近。这就表明本文的计算方法可以较好地预测明冰的特征,可用于冰形的预测。

综上可见,本文的积冰计算方法可以较好地预测积冰冰形,可用于风洞实验运行参数选取方法的验证。

5.2　风洞实验运行参数选取方法验证

根据式(40)和式(55),本文选取霜冰情形和明冰情形下的全尺寸模型和缩比模型结冰参数分别如表 5 和表 6 所示。

图 7 给出了按表 5 参数计算得出的全尺寸模型和 1/3 缩比模型的冰形对比结果。由图可见,一方面,采用表 3 中的参数计算所得的全尺寸模型和缩比模型的冰形形状基本上完全吻合。另一方面,缩比模型的冰形厚度在每个翼面位置处都略微大于全尺寸模型,这是由于在考虑水滴运动轨迹相似时,只保证了水滴无量纲惯性参数K相

表 5　霜冰情形相似性验证计算参数选取

Table 5　Calculation parameter selection in verification of similarity under rime ice situation

变量	全尺寸模型	缩比模型
缩比比例 k_0	1	1/3
平均气动弦长 c/m	0.533 4	0.177 8
来流速度 U_∞/(m·s^{-1})	102.8	102.8
来流静温 T_∞/K	256.49	256.49
来流静压 p_∞/Pa	90 760	90 760
迎角 α/(°)	3.5	3.5
液态水含量 LWC/(g·m^{-3})	0.55	0.55
平均水滴直径 MVD/μm	20	11.547
积冰时间 t_i/s	420	140
积冰时间步数 n	3	3
积冰时间步长 Δt/s	140	46.667

表 6　明冰情形相似性验证计算参数选取

Table 6　Calculation parameter selection in verification of similarity under glaze ice situation

变量	全尺寸模型	缩比模型
缩比比例 k_0	1	1/3
平均气动弦长 c/m	0.533 4	0.177 8
来流速度 U_∞/(m·s^{-1})	67.1	96.775
来流静温 T_∞/K	265.07	265.07
来流静压 p_∞/Pa	90 760	90 760
迎角 α/(°)	3.5	3.5
液态水含量 LWC/(g·m^{-3})	1.30	1.30
平均水滴直径 MVD/μm	30	14.423
积冰时间 t_i/s	360	83.2
积冰时间步数 n	2	2
积冰时间步长 Δt/s	180	41.6

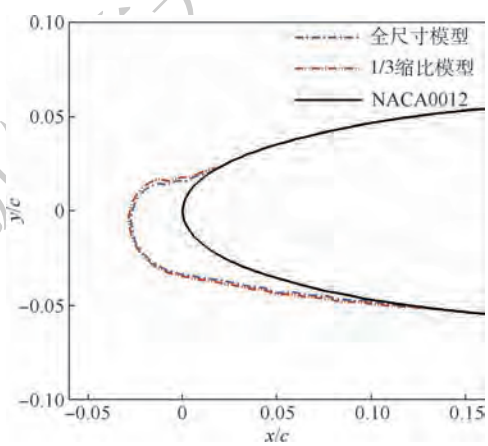


图 7　霜冰冰形相似验证的计算结果

Fig. 7　Similarity verification calculation results of icing under rime ice situation

等,而水滴相对雷诺数在缩比后变小了,那么从水滴运动方程可知水滴在撞击过程中的加速度就减小了,水滴的惯性相对有所增大,从而导致结冰表面的水滴收集量是略有增大的,但是这种变化影响很小。总体上,根据表 5 的参数计算所得的全

北航学报 赠阅

尺寸模型上的冰形和缩比模型的冰形基本上满足冰形相似。这也就说明根据式(40)选取的缩比模型的参数可以得到相似的冰形。

图 8 给出了按表 6 参数计算得出的全尺寸模型和 1/3 缩比模型的冰形对比结果。由图可见,一方面,采用表 6 中的参数计算所得的全尺寸模型和缩比模型的冰形形状基本上吻合,冰角的位置和高度基本相同,积冰范围也吻合较好。另一方面,缩比模型驻点附近的积冰厚度要略低于全尺寸模型,而在驻点两侧下游的积冰厚度略高于全尺寸模型,并且上表面的积冰范围比全尺寸模型时偏大,下游形成了冰脊。这是因为模型尺寸缩比后,对流换热的强度降低了,水滴和水膜的冻结比例减小了,在驻点两侧的上下表面的水滴或者水膜在气动力的作用下向下游的流动的比例增大了,导致驻点两侧下游的积冰范围和厚度略大于全尺寸模型,而在驻点附近,由于缩比后来流速度增大了,驻点附近的气动加热效应更强了,导致局部的冻结比例相比于全尺寸模型偏小。总体上,根据表 6 的参数计算所得的全尺寸模型上的冰形和缩比模型的冰形基本上满足冰形相似。这也就说明根据式(55)选取的缩比模型的参数可以得到相似的冰形。

综上所述,式(40)和式(55)表述的选取结冰实验的参数可以得到较好地满足积冰实验相似性的要求。

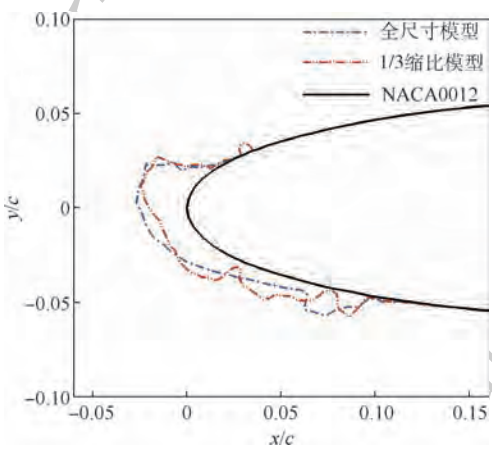


图 8 明冰冰形相似验证的计算结果

Fig. 8 Similarity verification calculation results of icing under glaze ice situation

6 结 论

1) 通过严格的量纲分析,得出了描述结冰问题的无量纲关系式以及其中的无量纲参数,并逐个分析了它们的意义,得到了影响结冰的主要无量纲参数:水滴与飞行器尺寸的比值、液态水含量与空气密度的比值、无量纲积冰时间、马赫数、雅克伯数、努赛尔数、雷诺数、韦伯数以及弗劳德数。

2) 传统的结冰相似准则的要求都可以表示成本文推出的各个无量纲参数的组合。

3) 在模型缩比时,通过分别满足传统相似准则的几方面要求,并根据其中各个无量纲参数的关系导出了结冰风洞运行参数的选取方法。

4) 通过 FENSAP-ICE 软件进行结冰风洞运行参数的选取方法进行验证,表明得出的方法是可行的。

参考文献 (References)

[1] THOMAS S K, CASSONI R P, MACARTHUR C D. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.

[2] 裘燮刚,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京:国防工业出版社,2004.
QIU X G, HAN F H. Anti-icing systems of aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004(in Chinese).

[3] 朱春玲,朱程香. 飞机结冰及其防护[M]. 北京:科学出版社,2016.
ZHU C L, ZHU C X. Aircraft icing and its protection[M]. Beijing: Science Press, 2016(in Chinese).

[4] 林贵平,卜雪琴,申晓斌,等. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2016.
LIN G P, BU X Q, SHEN X B, et al. Aircraft icing and anti-icing/deicing technologies[M]. Beijing: Beihang University Press, 2016(in Chinese).

[5] 任鹏飞,徐宇,宋娟娟,等. 霜冰条件对翼型气动性能影响数值研究[J]. 工程热物理学报,2014,35(4):663-668.
REN P F, XU Y, SONG J J, et al. Numerical study about the influence of rime ice conditions on airfoil[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(4): 663-668(in Chinese).

[6] CAO Y, HUANG J, XU Z, et al. Insight into rime ice accretion on an aircraft wing and corresponding effects on aerodynamic performance[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1229): 1101-1122.

[7] BRAGG M B, BROEREN A P, BLUMENTHAL L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.

[8] POURYOUSSEFI S G, MIRZAEI M, NAZEMI M M, et al. Experimental study of ice accretion effects on aerodynamic performance of an NACA 23012 airfoil[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 585-595.

[9] 李国知,曹义华. 旋翼结冰对直升机飞行动力学特性的影响[J]. 航空学报,2011,32(2):187-194.
LI G Z, CAO Y H. Effects of rotor icing on helicopterflight dynamic characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 187-194(in Chinese).

[10] 张恒,李杰,龚志斌. 多段翼型缝翼前缘结冰大迎角分离流动数值模拟[J]. 航空学报,2017,38(2):520733.
ZHANG H, LI J, GONG Z B. Numerical simulation of separated

北航学报 赠阅

flow around a multi-element airfoil at high angle of attack with iced slat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(2):520733(in Chinese).

[11] 周莉,徐浩军,龚胜科,等. 飞机结冰特性及防除冰技术研究[J]. 中国安全科学学报,2010,20(6):105-110.
ZHOU L,XU H J,GONG S K,et al. Research of aircraft icing characteristics and anti-icng and deicing technology[J]. China Safty Science Journal,2010,20(6):105-110(in Chinese).

[12] BEAUGENDRE H,MORENCY F,HABASHI W G. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module:ICE3D[J]. Journal of Aircraft,2003,40(2):239-247.

[13] IULIANO E,MINGIONE G,PETROSINO F,et al. Eulerian modeling of large droplet physics toward realistic aircraft icing simulation[J]. Journal of Aircraft,2011,48(5):1621-1632.

[14] JUNG S K,SHIN S,MYONG R S,et al. An efficient CFD-based method for aircraft icing simulation using a reduced order model[J]. Journal of Mechanical Science and Technology,2011,25(3):703-711.

[15] PETROSINO F,MINGIONE G,CAROZZA A,et al. Ice accretion model on multi-element airfoil[J]. Journal of Aircraft,2011,48(6):1913-1920.

[16] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰实验相似准则研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2007.
YI X. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law[D]. Mianyang:Chinese Aerodynamic Research and Development Center,2007(in Chinese).

[17] 雷梦龙,常士楠,杨波. 基于 Myers 模型的三维结冰数值仿真[J]. 航空学报,2018,39(9):21952.
LEI M L,CHANG S N,YANG B. Three-dimensional numerical simulation of icing using Myers model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(9):21952(in Chinese).

[18] 常士楠,苏新明,邱义芬. 三维机翼结冰模拟[J]. 航空学报,2011,32(2):212-222.
CHANG S N,SU X M,QIU Y F. Ice accretion simulation on three dimensional wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(2):212-222(in Chinese).

[19] HUANG X,MYERS B,D'AVIRRO J,et al. Icing wind-tunnel icing test on a contaminated full-scale Wing-Model at takeoff conditions:AIAA-2008-6417[R]. Reston:AIAA,2008.

[20] 战培国. 结冰风洞研究综述[J]. 实验流体力学,2007,21(3):92-96.
ZHAN P G. A review of icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2007,21(3):92-96(in Chinese).

[21] 李周复. 风洞特种实验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2010.
LI Z F. Techniques in special wind tunnel tests[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2010.

[22] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.
LI Z F. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2015(in Chinese).

[23] 赵凯华. 定性与半定量物理学[M]. 北京:高等教育出版社,2008.
ZHAO K H. Qualitative and semi-quantitative physics[M]. Beijing:Higher Education Press,2008(in Chinese).

[24] 李之光. 相似与模化[M]. 北京:国防工业出版社,1982.
LI Z G. Similarity and modeling[M]. Beijing:National Defense Industry Press,1982(in Chinese).

[25] ANDERSON D N. Manual of scaling method:NASA/CR—2004-212875[R]. Washington,D. C.:NASA,2004.

[26] 易贤,周志宏,杜雁霞,等. 考虑相变时间效应的结冰实验相似参数[J]. 实验流体力学,2016,30(2):14-19.
YI X,ZHOU Z H,DU Y X,et al. An icing scaling parameter with the effects of phase change time[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2016,30(2):14-19(in Chinese).

[27] 周志宏,易贤,桂业伟,等. 考虑水滴动力学效应的结冰实验相似准则[J]. 实验流体力学,2016,30(2):20-25.
ZHOU Z H,YI X,GUI Y W,et al. Icing scaling law with the dynamics effects of water droplets[J]Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2016,30(2):20-25(in Chinese).

[28] 李静. 发动机进口静止/旋转部件结冰及结冰实验的相似研究[D]. 西安:西北工业大学,2015.
LI J. Numerical simulation of ice accretion and study for icing scaling law on aero-engine entry components[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2015(in Chinese).

[29] 张丽芬,张美华,吴丁毅,等. 旋转帽罩结冰相似准则的研究[J]. 推进技术,2015,36(8):1164-1169.
ZHANG L F,ZHANG M H,WU D Y,et al. Research on icing scaling law for rotating cone[J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(8):1164-1169(in Chinese).

[30] BILANIN,A J. Proposed modifications to ice accretion/icing scaling theory[J]. Journal of Aircraft,1991,28(6):353-359.

[31] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,2006.
YANG S M,TAO W Q. Heat transfer[M]. Beijing:Higher Education Press,2006(in Chinese).

[32] 孔维梁. 飞机异常结冰的过冷凝固机理及理论研究[D]. 上海:上海交通大学,2015.
KONG W L. Mechanism and fundamental theory of supercooled water solidification on the abnormal aircraft icing[D]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University,2015(in Chinese).

[33] WRIGHT W B,RUTKOWSKI A. Validation results for LEWICE 2.0:NASA/CR-1999-208690[R]. Washington,D. C.:NASA,1999.

作者简介:

田永强　男,博士研究生。主要研究方向:实验空气动力学、飞行器结冰防护技术。

蔡晋生　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算空气动力学、实验空气动力学。

张正科　男,博士,教授。主要研究方向:实验空气动力学、计算空气动力学。

杨磊磊　男,博士研究生。主要研究方向:实验空气动力学、主动流动控制技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Similarity theory in icing wind tunnel test

TIAN Yongqiang, CAI Jinsheng*, ZHANG Zhengke, YANG Leilei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Similarity is the basic requirements of all kinds of wind tunnel tests including icing wind tunnel tests. To systematically study the similarity problem of icing wind tunnel test, the in-flight icing problem is analyzed and summed up, and then the variables involved are summarized, including both their physical meanings and dimensions. Then some dimensionless variables are obtained by applying the similarity theory analysis method to the in-flight icing problem and the physical meanings of the dimensionless variables are analyzed. Some simplifications to the dimensionless variables of the in-flight icing problem are conducted by ignoring the unimportant factors, and then the dominant similarity parameters of icing wind tunnel tests are obtained. Finally, the method of selecting the operating parameters of the icing wind tunnel test on scale models is achieved by applying the similarity laws, it is verified by CFD and its feasibility is confirmed.

Keywords: icing; wind tunnel test; similarity theory; scale model; computational fluid dynamics (CFD)

北京航空航天大学学报

Received: 2019-06-28; **Accepted**: 2019-08-19; **Published online**: 2019-08-27 12:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190826.1628.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11472221)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0128

基于离散正弦调频变换的中段多微动目标分离

全下文载

陈帅[1], 冯存前[2,*], 张蓉[3]

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051;
3. 空军装备部驻北京地区军事代表局, 北京 100166)

摘 要: 弹道导弹在飞行中段形成目标群,窄带雷达无法从距离上将弹道目标分离。为使窄带雷达具备分离弹道目标的能力,对弹道目标的微动特性进行研究。对振动目标的信号回波进行建模,分析其在离散正弦调频变换(DSFMT)中的聚敛特性。利用多分量信号在变换域中的聚敛特性,实现不同信号分量的分离,并估计出目标的振动频率。仿真实验表明,在信噪比 -10 dB 下,多个振动目标散射点的窄带雷达回波在 DSFMT 域上具有明显的聚敛特性,分辨出了不同的振动散射点,振动频率估计均方根误差小于 -2.5 dB。

关 键 词: 微动; 弹道中段; 窄带雷达; 离散正弦调频变换 (DSFMT); 目标分离
中图分类号: TN957
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0371-08

弹道导弹自诞生以来受到各大军事力量的关注,发展至今已经成为能加速战争进程的战略性武器。面对弹道导弹的威胁,开发部署防御系统是必要的。弹道导弹的核心技术与运载火箭相似,在发射升空后导弹将弹头送到既定轨道上,利用地球引力完成中段飞行,这段时间占整个发射过程 70%。为了提高生存能力,弹道导弹在飞行中段经常会采取投放干扰箔条、释放模拟弹头等假目标,以及将末级火箭炸成碎片形成干扰碎片云等措施迷惑探测雷达。由于弹道中段没有大气阻力的影响,弹头、诱饵和碎片残骸等均在弹道附近伴随弹头高速运动,这就形成了一个扩散范围可达千米的群目标。

美国科学家 Chen 于 2001 年首次提出雷达中的微动概念[1-2],并对基于微动的目标特性分析与识别展开深入研究。此后基于微动的目标特性分析引起各国研究人员的重视。在弹道目标识别领域,弹头、诱饵和碎片的微动形式有振动、旋转、进动等,在分辨出各个微动散射点回波信号的基础上,分析各个弹道目标回波中由微动引起的相位变化,即可判断目标的运动特性并提取相关特征[3]。然而,弹道群目标通常处于窄带雷达的一个距离分辨单元内,因此,窄带雷达无法在距离上分离弹道群目标。

针对上面的问题,邵长宇等[4]对目标窄带回波信号做时频变换,将目标时频曲线看作运动航迹,利用航迹追踪算法提取出不同散射点回波信号的微多普勒曲线,实现了不同散射点的分离。张淑宁等[5]利用粒子滤波算法恢复出回波信号中 2 个分量信号的相位差,同时实现了正弦调频信号参数估计。陈广锋等[6]利用峰值提取法和拟合直线法对目标窄带回波信号进行处理,成功估计出微动目标的振动频率和加速度参数。

上述方法存在参数估计精度不高,不适用信号分量较多情况下的分离问题。为实现微动目标回波信号分离,本文以弹道中段多个振动目标为

收稿日期: 2019-03-27; **录用日期**: 2019-09-12; **网络出版时间**: 2019-09-24 17:23
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190924.1018.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61701528)
* **通信作者**. E-mail: fengcunqian@sina.com

引用格式: *陈帅, 冯存前, 张蓉. 基于离散正弦调频变换的中段多微动目标分离[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 371-378. CHEN S, FENG C Q, ZHANG R. Separation of midcourse multiple micro-motion targets based on DSFMT[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 371-378 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

研究对象,首先建立多目标的振动模型,分析振动对回波相位的调制形式。其次基于正弦调频信号处理方法,提出利用离散正弦调频变换(DSFMT)分离弹道目标回波信号的方法,并估计出了目标的振动频率。

1 多目标振动模型

在弹道目标的飞行中段,大量形状不规则的碎片、诱饵在弹道导弹轨道上高速飞行,其飞行速度与加速度大致相同,因此一段时间内在空间中的相对位置保持不变[7]。同时这些目标自身会不断地翻滚和振动,对雷达回波产生独特的附加调制。

本文建立如图 1 所示多个振动目标的模型,为了理论分析的方便,将振动目标理想化为一个振动散射点。

图 1 中,以雷达原点 O 为坐标原点建立雷达坐标系 $OUVW$。其中多个振动散射点 P_i 组成目标群,以每个振动散射点各自的振动中心 O_i' 为原点建立参考坐标系。

假设目标符合远场条件,以振动散射点 P_1 为例,以 P_1 的振动中心 O_1' 点为原点建立参考坐标系 $O_1'XYZ$。D_{t1} 为散射点 P_1 的振动幅度,ω_1 为振动频率。α_{P_1} 为 P_1 在参考坐标系中的初始方向角,β_{P_1} 为初始高度角。假设雷达原点 O 到参考坐标系 $O_1'XYZ$ 的距离为 R_1,α 为参考坐标系 $O_1'XYZ$ 在雷达坐标系中的方位角,β 为高度角,那么雷达原点 O 到参考坐标系 $O_1'XYZ$ 原点的距离矢量为

$$\boldsymbol{R}_1 = (R_1\cos\beta\cos\alpha, R_1\sin\beta\cos\alpha, R_1\sin\beta) \tag{1}$$

则振动中心微动距离变化矢量为

$$\boldsymbol{D}_{t1} = D_{t1}(\cos\beta_{P_1}\cos\alpha_{P_1}, \sin\beta_{P_1}\cos\alpha_{P_1}, \sin\beta_{P_1}) \tag{2}$$

式中:$D_{t1} = D_1\sin(\omega_1 t)$ 为 P_1 点到振动中心的距离,$\omega_1 = 2\pi f_1$。则 P_1 点到雷达的距离 R_{t1} 可以表示为[8-9]

$$\begin{aligned} R_{t1} &= |\boldsymbol{R}_{t1}| = \|\boldsymbol{R}_1 + \boldsymbol{D}_{t1}\| = [(R_1\cos\beta\cos\alpha + \\ &\quad D_{t1}\cos\beta_{P_1}\cos\alpha_{P_1})^2 + (R_1\sin\beta\cos\alpha + \\ &\quad D_{t1}\sin\beta_{P_1}\cos\alpha_{P_1})^2 + (R_1\sin\beta + \\ &\quad D_{t1}\sin\beta_{P_1})^2]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \tag{3}$$

化简后可得

$$\begin{aligned} R_{t1} &= [R_1^2 + D_{t1}^2 + 2R_1D_{t1}(\sin\beta\sin\beta_{P_1} + \\ &\quad \cos(\alpha - \alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1})]^{\frac{1}{2}} = \\ &\quad R_1\left[1 + \frac{D_{t1}^2}{R_1^2} + \frac{2D_{t1}}{R_1}(\sin\beta\sin\beta_{P_1} + \right. \\ &\quad \left.\cos(\alpha - \alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1})\right]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \tag{4}$$

由于 $R_1 \gg D_{t1}$,利用泰勒展开公式 $\sqrt{1+x^2} \approx 1 + \frac{1}{2}x$ 化简式(4)可得

$$\begin{aligned} R_{t1} &\approx R_1 + D_{t1}(\sin\beta\sin\beta_{P_1} + \\ &\quad \cos(\alpha - \alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1}) \end{aligned} \tag{5}$$

设雷达发射的单频脉冲信号工作频率为 f_c。单个脉冲宽度为 τ,脉冲重复间隔为 T。则发射信号可表示为[10]

$$s_1(t) = \sum_w \mathrm{rect}\left(\frac{t - wT}{\tau}\right)\cos(2\pi f_c t) \tag{6}$$

式中:$\mathrm{rect}\left(\frac{t-wT}{\tau}\right) = \begin{cases} 1 & |t-wT| \leqslant \tau \\ 0 & |t-wT| > \tau \end{cases}$,则 t 时刻,振动散射点 P_1 反射的信号经正交双通道解调后可以表示为

$$s_1 = A_1\exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}R_{t1}\right) \tag{7}$$

式中:A_1 为散射系数;c 为光速。

由式(5)可以看出,振动散射点 P_1 相对于振动中心点的微动距离变化满足正弦变化形式,故振动散射点回波信号为正弦调频信号。考虑到多个振动目标的回波信号在时域上叠加,则雷达实际接收的信号为

$$s_s = \sum_{i=1}^{I} A_i\exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}R_{ti}\right) + \mathrm{noise} \tag{8}$$

式中:R_{ti} 为散射点 P_i 到雷达的距离;I 为目标个数;noise 为接收机噪声。

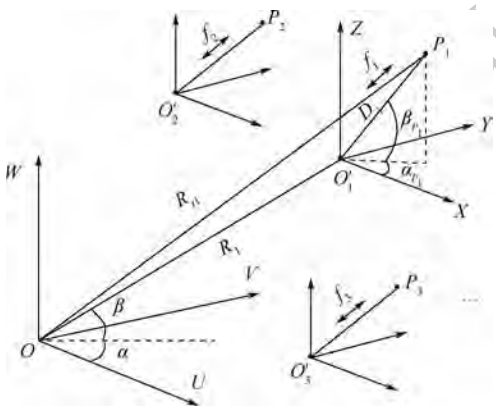


图 1 多振动目标模型

Fig. 1 Multi-vibration target model

2 基于离散正弦调频变换的目标分离方法

孙志国等在 2012 年提出离散正弦调频变换,指出正弦调频(Sinusoid Frequency Modulation, SFM)信号在变换域上有良好的聚敛性[11]。因

北航学报 赠阅

此,利用 SFM 信号在变换域上的聚敛性,可以分离出不同 SFM 信号分量,并估计信号参数。

本文通过修改上述方法的基本模型,将离散正弦调频变换应用到微动目标的分离与特征提取中,从而实现通过窄带雷达回波分离弹道目标的目的。

2.1　离散正弦调频变换原理

SFM 信号的相位以正弦形式变化,其瞬时频率可以表示为[12-13]

$$f_s(t) = f_c + f_m\cos(2\pi f_d t) \tag{9}$$

式中:f_m 为频率变化幅度;f_d 为正弦变化频率。对式(9)进行积分,得到 SFM 信号的相位,则 SFM 信号的一般形式可以写成

$$s(t) = A\exp[\mathrm{j}2\pi f_c t + \mathrm{j}L\sin(2\pi f_d t)] \tag{10}$$

其中:A 为幅度;$L = f_m/f_d$。

令式(10)中的 $f_c = 0$,得到 SFM 信号的基带表达式,其离散形式可以表示为

$$s(n) = A\exp\left(\mathrm{j}l_d\sin\left(2\pi k_d\frac{n}{N}\right)\right) \tag{11}$$

式中:$0 \leqslant n \leqslant N-1$;$l_d$、$k_d$ 分别为 L、f_d 的离散化参数。

下面构造以 l、k 为变量的离散正弦调频变换,对于 SFM 信号 $s(n)$,其离散正弦调频变换为

$$D(k,l) = \sum_{n=0}^{N-1} s(n)\exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right) \tag{12}$$

将式(11)代入式(12),得到

$$D(k,l) = \sum_{n=0}^{N-1} A\exp\left(\mathrm{j}l_d\sin\left(2\pi k_d\frac{n}{N}\right)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right) \tag{13}$$

由式(13)可知,当 $l = l_d$,$k = k_d$ 时,$D(k,l)$ 取最大值,且 $D(k_d,l_d) = \sum_{n=0}^{N-1} A = NA$。因此,一般 SFM 信号的参数估计目标函数可以表示为

$$\begin{cases}(\hat{k},\hat{l}) = \arg\max\limits_{k,l}|D(k,l)| \\ \hat{A} = \dfrac{|D(\hat{k},\hat{l})|}{N}\end{cases} \tag{14}$$

2.2　振动目标回波的变换域特性分析

由 2.1 节的分析推导可知,SFM 信号经过离散正弦调频变换后,在变化量 l、k 与信号参数相匹配处产生最大值。因此,对振动目标的回波进行离散正弦调频变换后,根据最大值出现的坐标就可以估计出信号参数,从而获取弹道目标的振动频率。

首先观察单个振动散射点 P_1 的雷达接收信号,将式(7)进一步写为

$$s_1 = A_1\exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}(R_1 + D_{t1}(\sin\beta\sin\beta_{P_1} + \cos(\alpha-\alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1}))\right) \tag{15}$$

式中:相位的常数项 R_1 不随时间变化,因此将它作为一般复数提出,得到

$$s_1 = A_1\exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}R_1\right)\exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}\{D_{t1}[\sin\beta\cdot\sin\beta_{P_1} + \cos(\alpha-\alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1}]\}\right) \tag{16}$$

将式(16)整理后,得到其离散形式:

$$s_1(n) = E_1\exp\left(\mathrm{j}l_1\sin\left(2\pi k_1\frac{n}{N}\right)\right) \tag{17}$$

式中:

$$\begin{cases}E_1 = A_1\exp\left(\mathrm{j}\dfrac{4\pi f_c}{c}R_1\right) \\ l_1 = \dfrac{4\pi f_c}{c}(\sin\beta\sin\beta_{P_1} + \cos(\alpha-\alpha_{P_1})\cos\beta\cos\beta_{P_1})\end{cases}$$

其中:E_1 为复常数;l_1 为常数;k_1 为振动频率;$0 \leqslant n \leqslant N-1$,$n \in \mathbf{N}^+$。

对式(17)做离散正弦调频变换并取其实部,可以得到

$$D_s(k,l) = \mathrm{real}\left(\sum_{n=0}^{N-1} s_1(n)\exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right)\right) = \mathrm{real}\left(\sum_{n=0}^{N-1} E_1\exp\left(\mathrm{j}l_1\sin\left(2\pi k_1\frac{n}{N}\right)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right)\right) \tag{18}$$

式中:real(·)为取实函数。

当 $l = l_1$,$k = k_1$ 时,$D_s(k,l)$ 的实部取最大值,通过寻找变换域最大值的坐标可以估计信号参数 L、f,则一般回波信号估计参数的目标函数为

$$\begin{cases}(\hat{k},\hat{l}) = \arg\max\limits_{k,l}|D_s(k,l)| \\ \hat{f} = \hat{k} \\ \hat{L} = \hat{l}\end{cases} \tag{19}$$

根据第 1 节的分析可知,多个振动目标在窄带体制雷达的照射下,其回波为多个 SFM 信号在时域的叠加。这里假设每个振动目标可等效为一个振动散射点 P_i,则多振动目标的回波信号可以表示为

$$s_r(n) = \sum_{i=1}^{I} E_i\exp\left(\mathrm{j}l_i\sin\left(2\pi k_i\frac{n}{N}\right)\right) \tag{20}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中：$E_i = A_i \exp\left(\mathrm{j}\frac{4\pi f_c}{c}R_i\right)$ 为复常数；A_i 为散射点 P_i 的振动幅度；R_i 为散射点 P_i 与雷达原点 O 之间的初始距离；k_i 为散射点 P_i 的振动频率。

对式(20)做离散正弦调频变换，得到

$$D_s(k,l) = \mathrm{real}\left(\sum_{n=0}^{N-1}\sum_{i=1}^{I} s_i(n)\cdot \exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right)\right) = \mathrm{real}\left(\sum_{n=0}^{N-1}\sum_{i=1}^{I} E_i\exp\left(\mathrm{j}l_i\sin\left(2\pi k_i\frac{n}{N}\right)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{j}l\sin\left(2\pi k\frac{n}{N}\right)\right)\right) \tag{21}$$

当 $l = l_i, k = k_i$ 时，SFM 信号分量 $s_i(n)$ 在坐标 (l_i, k_i) 处取得最大值，则式(21)变为如下形式：

$$D_s(k_i,l_i) = \mathrm{real}\left(E_iN + \sum_{n=0}^{N-1}\sum_{\substack{\chi=1\\ \chi\neq i}}^{I} E_\chi\exp\left(\mathrm{j}l_\chi\sin\left(2\pi k_\chi\frac{n}{N}\right)\right)\cdot \exp\left(-\mathrm{j}l_i\sin\left(2\pi k_i\frac{n}{N}\right)\right)\right) = \mathrm{real}\left(E_iN + \sum_{\substack{\chi=1\\ \chi\neq i}}^{I} E_\chi\sum_{m=-\infty}^{+\infty} J_m(l_\chi)\sum_{m=-\infty}^{+\infty} J_m(l_i)\cdot \sum_{n=0}^{N-1}\exp\left(\mathrm{j}2\pi m(k_i-k_\chi)\frac{n}{N}\right)\right) = \mathrm{real}\left(E_iN + N\sum_{\substack{\chi=1\\ \chi\neq i}}^{I} E_\chi J_0(l_\chi)J_0(l_i)\right) \tag{22}$$

式中：$J_m(\cdot)$ 为第 1 类 m 阶 Bessel 函数，m 为整数。

当 $l = l_i \cap k = k_i$ 为假时，式(21)变为如下形式：

$$D_s(k,l) = \mathrm{real}\left(\sum_{i=1}^{I} E_i\sum_{m=-\infty}^{+\infty} J_m(l_i)\sum_{m=-\infty}^{+\infty} J_m(l)\cdot \sum_{n=0}^{N-1}\exp\left(\mathrm{j}2\pi m(k_i-k)\frac{n}{N}\right)\right) = \mathrm{real}\left(N\sum_{i=1}^{I} E_iJ_0(l_i)J_0(l)\right) \tag{23}$$

显然 $D_s(k_i,l_i) > D_s(k,l)$，因此对多个 SFM 信号分量的和信号做离散正弦调频变换，在变换域中每个分量信号的参数匹配坐标 (k_i,l_i) 处都会出现极大值。利用离散正弦调频变换的这个性质，可以实现多个 SFM 信号分量的分离。同时，多振动目标的振动频率估计目标方程可以表示为

$$\begin{cases}(\hat{k}_i,\hat{l}_i) = \arg\max\limits_{k,l}|D_s(k,l)|\\ \hat{f}_i = \hat{k}_i\end{cases} \tag{24}$$

3 振动目标回波信号处理

通过窄带雷达观测弹道中段多个振动目标，假设振动目标的高速平动已完全补偿[14-15]，则解调后的基带回波信号可以表示为

$$s_b(n) = \sum_{i=1}^{I} A_i\exp\left(\mathrm{j}R_i + \mathrm{j}l_i\sin\left(2\pi k_i\frac{n}{N}\right)\right) + w(n) \tag{25}$$

式中：$w(n)$ 为接收回波中的随机噪声。

首先，对基带回波信号 $s_b(n)$ 进行消噪处理，然后，对其做离散正弦调频变换，得到变换域 $D_s(k,l)$。在变换域上寻找最大值，并记录最大值坐标，根据目标函数式(24)对目标振动频率进行估计。

实际情况中，由于不同振动目标的电磁散射系数会有较大差别，直接检测离散正弦调频变换的峰值会导致电磁散射系数较小的振动信号分量无法分辨，并且 Bessel 函数的主瓣附近有多个旁瓣，直接搜索可能会造成误判。为了避免这种情况，在对信号进行离散正弦调频变换的同时引入消去的思想。根据已估计出的信号参数设置带阻滤波器，从原始信号中滤除已分离出的最强信号分量后再对信号进行离散正弦调频变换，直到分离出所有散射点回波信号。具体算法步骤如下：

步骤 1 令 $i = 1$，设置门限 M。对雷达接收的多分量信号降噪处理后进行离散正弦调频变换，得到信号变换域 $D_s(k,l)$。

步骤 2 搜索变换域 $|D_s(k,l)|$ 上的最大值，根据式(24)的目标函数估计并记录最强信号分量的参数 $\hat{k}$、$\hat{l}$。

步骤 3 根据 $\hat{f} = \hat{k}$，在频率 $\hat{f}$ 附近设置带阻滤波器，滤除原始信号中的最强信号分量。

步骤 4 令 $i = i + 1$，重复步骤 2 ~ 步骤 3，直到信号变换域最大值幅度低于门限 M，输出参数估计值。

本节算法利用离散正弦调频变换实现了窄带雷达体制下多个振动目标信号的分离，通过搜索变换域峰值实现了振动参数估计，算法复杂度低。然而受限于频率(k)维的分辨率，当 2 个振动目标的振动频率差值小于频率维分辨率时，无法利用此算法流程实现 2 个目标的分辨，导致目标分离失败。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4　仿真实验

4.1　算法有效性验证

利用第 1 节的结论，对包含振动信息的雷达回波进行仿真。设雷达发射频率 $f_c = 10$ GHz 的单频信号，脉冲重复频率为 PRF = 2 000 Hz。

假设在弹道中段存在 3 个相互独立的振动目标，将它们视作 3 个振动散射点，主要参数设置如下。散射点 P_1 的振动幅度 D_1 为 0.5 m，其在参考坐标系中高度角 $\beta_{P_1} = 35°$，方位角 $\alpha_{P_1} = 45°$。雷达视线在雷达坐标系中的高度角 $\beta_1 = 30°$，方位角 $\alpha_1 = 20°$。振动中心与雷达的距离 R_1 为 10 000 m，振动频率 f_1 为 5 Hz。散射点 P_2 的振动幅度 D_2 为 0.6 m，其在参考坐标系中高度角 $\beta_{P_2} = 30°$，方位角 $\alpha_{P_2} = 44°$。雷达视线在雷达坐标系中的高度角 $\beta_2 = 30°$，方位角 $\alpha_2 = 22°$。振动中心与雷达的距离 R_2 为 10005 m，振动频率 f_2 为6.9 Hz。散射点 P_3 的振动幅度 D_3 为 0.6 m，其在参考坐标系中高度角 $\beta_{P_3} = 25°$，方位角 $\alpha_{P_3} = 46°$。雷达视线在雷达坐标系中的高度角 $\beta_3 = 30°$，方位角 $\alpha_3 = 24°$。振动中心与雷达的距离 R_3 为9 995 m，振动频率 f_3 为 3.9 Hz。

按照第 3 节的算法流程对仿真得到的雷达信号回波进行处理，当雷达接收信噪比 SNR = 5 dB 时，图 2(a)为包含 3 个振动散射点信号的离散正弦调频变换结果，可以看出图中有明显的 3 个主瓣峰值。由于各个目标的初始距离和目标散射系数的差异，变换域中存在弱分量信号被淹没的可能，并且由于主瓣附近若干个旁瓣的存在，继续搜索最大值会导致分离失败。因此根据最强信号分量的频率设置窄带滤波器，对信号进行滤波，消去最强分量。重复进行以上的步骤直到分离出全部目标。

考虑噪声对分离结果的影响，对不同信噪比下信号回波做 300 次蒙特卡罗实验，以分离成功率为指标对算法可行性进行评价，结果如图 3 所示。与文献[16-17]提到自相关法进行比较，本文的算法可行性较高，当信噪比高于 −10 dB 时分离成功率为 100%，且没有自相关法存在的倍频干扰问题。

4.2　参数估计误差分析

仿真参数设置不变，信噪比 SNR = 5 dB 时，初始信号经过第一次离散正弦调频变换和最大值搜索后，估计出图 2(a)中的最强分量的参数，发现其为仿真设置的散射点 P_3。对上述结果进一步分析，得到图 4，即分别固定频率(k)维和 L 维的变换结果。

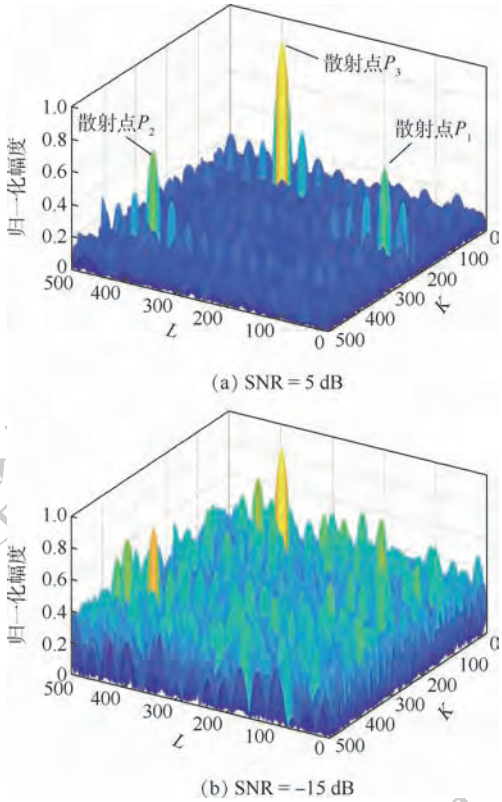


图 2　窄带回波信号正弦调频变换结果

Fig. 2　Sinusoidal frequency modulation transform result of narrowband echo signal

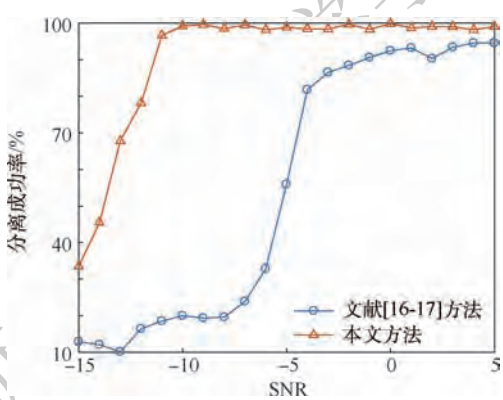


图 3　3 个仿真目标的分离成功率

Fig. 3　Separation success rate of three simulation targets

通过对图 4(a)和图 4(b)对比，可以看出离散正弦调频变换在 2 个变量维度上的差异，在频率(k)维的分辨率要低于 L 维。

根据式(24)估计出散射点 P_3 的振动频率，并设置带阻滤波器对初始信号进行滤波。根据算法循环估计出所有目标的振动频率，如表 1 所示。

对算法的参数估计性能进行分析，仿真参数设置不变，在信噪比从 −15 dB 到 5 dB 的变化范围内做 300 次蒙特卡罗仿真，3 个散射点的振动

北航学报 赠阅

频率估计均方根误差如图 5 所示，由图可见，当信噪比大于 -10 dB 时，振动频率的估计误差趋于稳定。

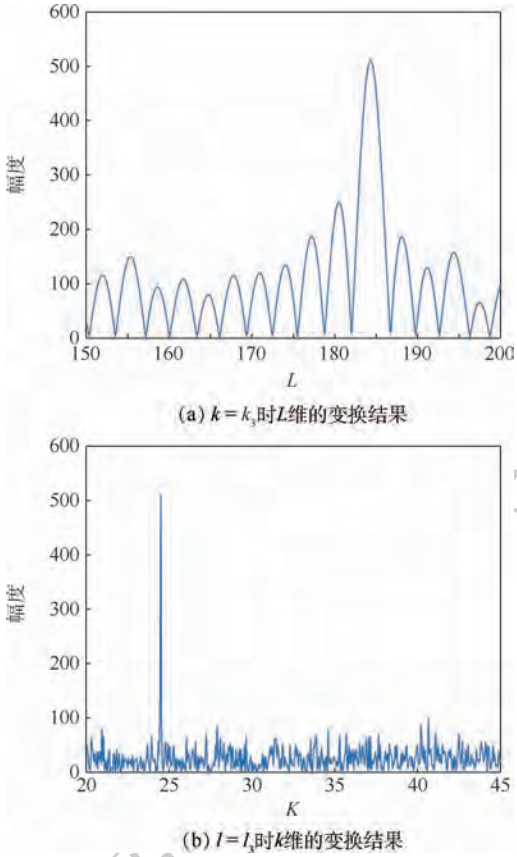


图 4 初始信号第 1 次离散正弦调频变换结果

Fig. 4 First discrete sinusoidal frequency modulation transform result of initial signal

表 1 原始参数与估计结果

Table 1 Original parameters and estimation results

散射点	L		k	
	理论值	估计值	理论值	估计值
P_1	155.777	155.770	5.000	5.000
P_2	190.081	187.105	5.900	5.900
P_3	184.325	184.320	3.900	3.900

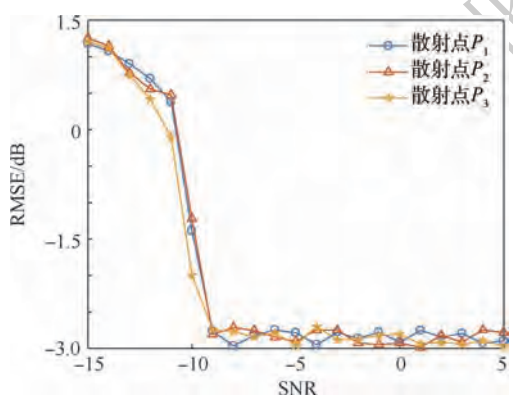


图 5 参数估计均方根误差

Fig. 5 Parameter estimation root-mean-square error

5 结 论

1）本文算法通过对窄带回波信号的分析，实现了 3 个振动信号分量的分离。在信噪比大于 -10 dB时，分离成功率为 100%。

2）算法在信噪比大于 -10 dB 时，l 维参数估计的均方根误差小于 -2.5 dB。

3）算法相较于传统的自相关周期估计法估计精度高，并且不会出现在倍频处的误判。有效提高了弹道目标的分离成功率。

参考文献（References）

[1] CHEN V C. Micro-Doppler effect in radar[M]. [S. l.]: Artech House, 2011: 3-5.

[2] CHEN V C. Advances in applications of radar micro-Doppler signatures[C]// Proceedings of IEEE Antenna Measurements & Application. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-4.

[3] 高红卫，谢良贵，文树梁，等. 基于微多普勒特征的真假目标雷达识别研究[J]. 电波科学学报，2008，23(4)：775-780.
GAO H W, XIE L G, WEN S L, et al. Research on radar recognition of true and false targets based on micro-Doppler characteristics[J]. Journal of Radio Science, 2008, 23(4): 775-780 (in Chinese).

[4] 邵长宇，杜兰，李飞，等. 基于多目标跟踪的空间锥体目标微多普勒频率提取方法[J]. 电子与信息学报，2012，34(12)：259-264.
SHAO C Y, DU L, LI F, et al. Micro Doppler frequency extraction method for space cone target based on multi-target tracking [J]. Journal of Electronics and Information, 2012, 34(12): 259-264 (in Chinese).

[5] 张淑宁，赵慧昌，熊刚，等. 基于粒子滤波的单通道正弦调频混合信号分离与参数估计[J]. 物理学报，2014，63(15)：158401-1-158401-9.
ZHANG S N, ZHAO H C, XIONG G, et al. Separation and parameter estimation of single channel sinusoidal FM mixed signal based on particle filter[J]. Journal of Physics, 2014, 63(15): 158401-1-158401-9 (in Chinese).

[6] 陈广锋，张林让，王纯. 复合运动目标微多普勒特征的分析和提取[J]. 西安电子科技大学学报，2011，38(3)：55-62.
CHEN G F, ZHANG L R, WANG C. Analysis and extraction of micro-Doppler characteristics of compound moving targets[J]. Journal of Xidian University, 2011, 38(3): 55-62 (in Chinese).

[7] 桑林，李续武. 弹道导弹中段目标群及识别技术研究[J]. 飞航导弹，2015(1)：66-69.
SANG L, LI X W. Research on midcourse target group and recognition technology of ballistic missile[J]. Aerial Missile, 2015 (1): 66-69 (in Chinese).

[8] 束长勇，张生俊，黄沛霖，等. 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(7)：1387-1392.
SHU C Y, ZHANG S J, HUANG P L, et al. Micro motion classi-

北航学报 赠阅

fication of space pyramidal targets based on micro Doppler[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017,43(7):1387-1392(in Chinese).

[9] LI P,WANG D,WANG H. Separation of micro-Doppler signals based on time frequency filter and Viterbi algorithm[J]. Signal,Image and Video Processing,2013,7(3):593-605.

[10] 李朝伟,周希元,陈卫东,等.单脉冲雷达主波束内多目标的检测方法[J].电子学报,2006,34(6):1026-1030.
LI C W,ZHOU X Y,CHEN W D,et al. Detection method of multi-target in main beam of monopulse radar[J]. Journal of Electronics,2006,34(6):1026-1030(in Chinese).

[11] 孙志国,陈晶,曹雪,等.基于离散正弦调频变换的多分量正弦调频信号参数估计方法[J].系统工程与电子技术,2012,34(10):1974-1979.
SUN Z G,CHEN J,CAO X,et al. Parameter estimation of multicomponent SFM signals based on discrete sinusoidal frequency modulation transfoem[J]. Systems Engineering and Electronics,2012,34(10):1974-1979(in Chinese).

[12] 樊养余,邓莉君.基于离散正弦/余弦变换 DC-DMT 的可见光通信系统性能研究[J].光学学报,2016,36(11):1106001-1-1106001-9.
FAN Y Y,DENG L J. Performance of visible light communication system based on discrete sine/cosine transform DC-DMT[J]. Acta Optica Sinica,2016,36(11):1106001-1-1106001-9(in Chinese).

[13] 熊辉,吕远,曾德国.利用卡森准则的正弦调频信号参数估计方法[J].电子测量与仪器学报,2010,24(4):353-358.
XIONG H,LV Y,ZENG D G. SFM signal parameter estimation algorithm based on Carson rule[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument,2010,24(4):353-358(in Chinese).

[14] 罗迎,柏又青,张群,等.弹道目标平动补偿与微多普勒特征提取方法[J].电子与信息学报,2012,34(3):602-608.
LUO Y,BAI Y Q,ZHANG Q,et al. Method of trajectory target translation compensation and micro-Doppler feature extraction[J]. Journal of Electronics and Information,2012,34(3):602-608(in Chinese).

[15] 马启烈,鲁卫红,冯存前,等.基于微动目标主体信息的平动补偿方法[J].现代防御技术,2013,41(2):143-146.
MA Q L,LU W H,FENG C Q,et al. Translation compensation method based on subject information of fretting target[J]. Modern Defense Technology,2013,41(2):143-146(in Chinese).

[16] 夏殿松,胡淼,洪夏俊,等.一种基于 AMDF 和 ACF 的基音周期提取算法研究[J].军事通信技术,2009,30(1):27-31.
XIA D S,HU M,HONG X J,et al. A pitch period extraction algorithm based on AMDF and ACF[J]. Military Communication Technology,2009,30(1):27-31(in Chinese).

[17] 赵祎,张盛,林孝康,等.一种改进的基音周期提取算法[J].数据采集与处理,2014,29(2):304-308.
ZHAO Y,ZHANG S,LIN X K,et al. An improved pitch period extraction algorithm[J]. Data Acquisition and Processing,2014,29(2):304-308(in Chinese).

作者简介:

陈帅　男,硕士研究生。主要研究方向:目标探测与识别。

冯存前　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:雷达信号处理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Separation of midcourse multiple micro-motion targets based on DSFMT

CHEN Shuai[1], FENG Cunqian[2,*], ZHANG Rong[3]

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
3. Military Representative Office of the Air Force Equipment Department in Beijing, Beijing 100166, China)

Abstract: The ballistic missile forms a target group in its mid-flight, and the narrowband radar cannot separate the ballistic target from the distance because of its narrow bandwidth. In order to enable narrowband radar to separate ballistic targets, the micro-motion characteristics of ballistic targets were studied. The narrowband radar signal echo of vibration target was modeled and its convergence characteristics in discrete sinusoidal frequency modulation transform (DSFMT) domain were analyzed. The convergence characteristics of multi-component signals in the transform domain were studied to separate different signal components and the vibration frequency of the target was estimated. The simulation results show that the narrowband radar echoes of multiple vibration ballistic targets have obvious convergence characteristics in the DSFMT domain under the signal to noise ratio of −10 dB, the proposed algorithm can distinguish different vibration scattering points, and the estimated vibration frequency root mean square error is less than −2.5 dB.

Keywords: micro-motion; midcourse trajectory; narrowband radar; discrete sinusoidal frequency modulation transform (DSFMT); target separation

北京航空航天大学学报

Received: 2019-03-27; **Accepted**: 2019-09-12; **Published online**: 2019-09-24 17:23
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190924.1018.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61701528)
* **Corresponding author**. E-mail: fengcunqian@sina.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0193

机械振动对平面触觉感知特性的影响

全下文载

宋瑞，孙晓颖，刘国红*
（吉林大学 通信工程学院，长春 130022）

摘 要：触摸屏上的触觉再现技术增加了人机交互的真实感和丰富性。在触觉再现中，掩蔽效应改变了触觉感知特性（绝对阈值和分辨阈值），影响了触觉渲染模型的准确性及触觉再现效果的真实性。基于机械振动、空气压膜与静电力三元融合的触觉再现装置，采用“三下一上”的实验方法，研究5种不同幅度的机械振动触觉反馈作为掩蔽刺激时，空气压膜触觉反馈感知特性的变化。与静电力触觉反馈作为目标刺激时感知特性的变化进行比较，得出如下结论：在绝对阈值方面，当机械振动驱动电压幅度由0 V增加到100 V时，空气压膜绝对阈值由34.30 V增加到46.41 V，增加了35.31%，增长幅度为静电力绝对阈值增长幅度的14.95%；在分辨阈值方面，当机械振动驱动电压幅度由0 V增加到100 V时，空气压膜分辨阈值在(15.21±0.67) V范围内浮动，变化趋势与静电力触觉反馈基本相同。

关 键 词：触觉再现；空气压膜；机械振动；静电力；掩蔽效应；绝对阈值；分辨阈值
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0379-09

触摸屏上的触觉再现技术是人工智能与人机交互的前沿技术，可以广泛应用于辅助医疗、网络娱乐、教育教学、军事仿真等重要领域。通过平面触觉再现技术，人们裸指触摸智能手机、平板电脑时能够感受到虚拟物体的形状、轮廓、纹理等物理属性，增强了交互过程的真实感和沉浸感。目前应用于触摸屏上的触觉再现方式主要有空气压膜式[1-4]、静电力式[5-6]、机械振动式[7-9]以及融合空气压膜与静电力式[10-11]、融合机械振动与静电力式[12]。

掩蔽效应存在于视觉[13]、听觉[14-15]和触觉[16-17]等不同的感觉模式中。在触觉再现中，掩蔽效应可以定义为当一种或者多种触觉反馈同时工作时，一种触觉反馈（掩蔽刺激）效果对另一种触觉反馈（目标刺激）效果的影响。掩蔽刺激影响触觉反馈感知特性（绝对阈值与分辨阈值）变化[18]。触觉反馈感知特性的变化会影响触觉再现渲染方法中驱动信号的选择方式和加载方式，进而影响触觉渲染模型建立的准确性和触觉再现效果的真实性。

在触觉再现中，关于掩蔽效应的研究可以分为两类。一类为掩蔽刺激和目标刺激为同一种触觉反馈方式时，掩蔽效应对触觉感知特性的影响。Craig[19]以机械振动为掩蔽刺激，以同频的机械振动为目标刺激，研究没有掩蔽刺激和存在3种不同幅度的掩蔽刺激情况下，机械振动分辨阈值的变化，提出了一种能够解释韦伯函数随着掩蔽强度的变化而增加并预测掩蔽阈值的模型。Vardar等[20]研究了静电力掩蔽刺激对触摸屏上显示的静电力触觉感知的影响，发现感知阈值随着掩蔽刺激水平的增加以线性函数形式增加；并探究了掩蔽刺激效应对边缘锐度感知的影响，探究得出锐度

收稿日期：2019-04-28；**录用日期**：2019-05-27；**网络出版时间**：2019-06-24 16:44
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1041.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61631010）
* **通信作者**. E-mail: graceliu@jlu.edu.cn

引用格式：宋瑞，孙晓颖，刘国红. 机械振动对平面触觉感知特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：379-387.
SONG R，SUN X Y，LIU G H. Influence of mechanical vibration on characteristics of plane tactile sensing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：379-387(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

感知取决于背景和前景刺激之间的局部对比度,可以逐渐降低背景边缘附近的电振动幅度,使边缘感觉更加清晰,或者可以使用高频电振动信号作为边缘,低频信号作为背景来增强边缘的清晰度。

另一类关于掩蔽效应的研究为掩蔽刺激和目标刺激为不同种触觉反馈方式。目前这一方面研究仍处于起步阶段。Ryu 等[21]研究了以机械振动作为掩蔽刺激,静电力作为目标刺激时,机械振动对静电力感知阈值的影响,其研究结果表明随着机械振动刺激强度的增加,静电力绝对阈值以斜坡函数形式增加,分辨阈值没有显著变化。静电力触觉再现方式通过指尖与加有电信号的电容屏之间产生静电吸引力改变手指与电容屏之间的摩擦,达到增大切向触觉反馈力的效果。空气压膜作为另外一种平面终端触觉反馈方式,其通过指尖与贴有压电陶瓷片的电容屏之间产生挤压气膜来改变电容屏表面的摩擦,达到减小切向触觉反馈力的效果。空气压膜和静电力触觉反馈均改变切向反馈力,但由于其工作原理及触觉反馈效果的差异,机械振动作为掩蔽刺激时对静电力感知阈值影响的结论可能并不适用于空气压膜。

本文基于融合机械振动、空气压膜与静电力的多媒体触觉再现装置,研究机械振动作为掩蔽刺激时对空气压膜绝对阈值和分辨阈值的影响。创新性研究工作概括如下:首先,采用“三下一上”的实验方法,研究了 5 种不同幅度的机械振动作为掩蔽刺激时,空气压膜感知阈值的变化。研究发现,随着机械振动驱动电压幅度的增加,空气压膜绝对阈值由 34.30 V 增加到 46.41 V,增加了 35.31%,分辨阈值无明显变化。其次探究了机械振动掩蔽刺激对静电力和空气压膜感知阈值影响的差异性。随着机械振动驱动电压幅度的增加,静电力绝对阈值由 35.5 V 增加到 116.5 V,比空气压膜绝对阈值变化的更为显著,分辨阈值无明显变化。绝对阈值以及分辨阈值的变化会对触觉渲染方法建模参数产生影响,感知特性的研究对在融合装置上探究真实性更高的触觉渲染方法有参考价值。

1 融合机械振动、空气压膜与静电力的触觉再现装置

1.1 再现原理

机械振动的原理如图 1 所示,图中:F_n 为单个机械振动源产生的法向力,振动源工作在低频,其产生的机械波在触摸屏表面传播,从而使手指受到相应的法向力 F'_n,调节驱动信号的大小,即可改变手指受到法向力的大小。

空气压膜的原理如图 2 所示,不激励压电陶瓷时,手指所受到的屏幕的支持力为 F_N,受到的摩擦力为 F_f;激励压电陶瓷时,压电陶瓷带动单点电容屏高频振动,在手指尖和单点电容屏之间形成了挤压气膜,导致手指受到的支持力 F'_N 变小,所受到的摩擦力变小,达到了减小切向力的效果。调节驱动信号幅度的大小,即可改变手指受到切向力的大小。

静电力的原理如图 3 所示,单点电容屏通过产生静电力改变手指受到的切向力,主要起到增大摩擦力的作用。不施加驱动信号 $V(t)$ 时手指所受到的屏幕的支持力为 F_N,受到的摩擦力为 F_f;施加驱动信号 $V(t)$ 时,指尖内的组织液和导电极板形成一个电容结构,当手指在屏幕上滑动时,手指受到一个静电吸引力 F_e,导致屏幕对手指的支持力增大 $F'_N = F_N + F_e$,手指所受的摩擦力也增大,达到了改变手指受到的切向力的效果;改变施加在导电极板上的驱动信号 $V(t)$,就会导致手指受到的吸引力发生变化,进而控制切向力的变化程度。

融合机械振动、空气压膜与静电力触觉再现装置将反馈力从一个维度扩展到两个维度,手指静止时可以通过振动源的振动来产生触觉感受,手指运动时,可以结合静电力与机械振动、空气压膜与机械振动来改变手指受到的切向力与法向

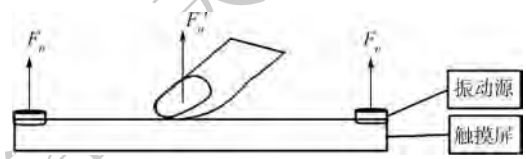


图 1 机械振动触觉反馈原理

Fig. 1 Principle of tactile feedback of mechanical vibration

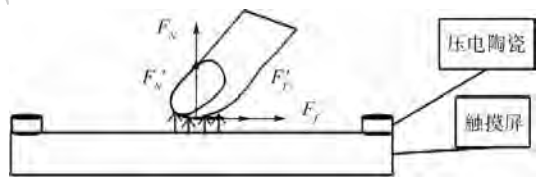


图 2 空气压膜触觉反馈原理

Fig. 2 Principle of tactile feedback of squeeze film effect

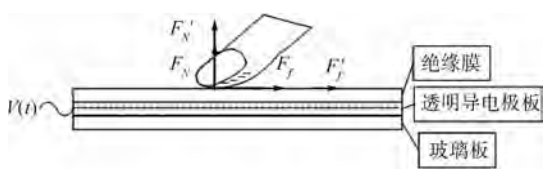


图 3 静电力触觉反馈原理

Fig. 3 Principle of tactile feedback of electrostatic force

北航学报 赠阅

力,突破了静电力只在运动过程中有反馈作用的限制,实现了切向力既可以增大又可以减小的双向调节。

1.2　再现装置整体结构

融合机械振动、空气压膜与静电力触觉再现装置主要结构包括定位单元、处理单元、驱动单元和交互单元 4 个部分,装置的结构示意图如图 4 所示。定位单元采用红外定位,可以实时获取手指位置坐标,然后将获取的手指位置坐标发送给处理单元。处理单元,包括各种多媒体终端,用于输出视觉信息,同时对手指位置处的图像进行渲染得到触觉驱动信号参数,并将该参数发送到驱动单元。驱动单元,根据接收的驱动信号参数产生相应的静电力、空气压膜与机械振动 3 种触觉反馈的驱动信号,实现单点电容屏的触觉反馈功能与手指定位功能的分时复用。交互单元,包括静电力触摸屏、压电陶瓷片与振动源,接收驱动单元的驱动信号并呈现相应的触觉反馈,改变手指受到的切向力和法向力,从而实现三维的触觉再现感受。

融合机械振动、空气压膜与静电力的触觉再现装置的实物图如图 5 所示。

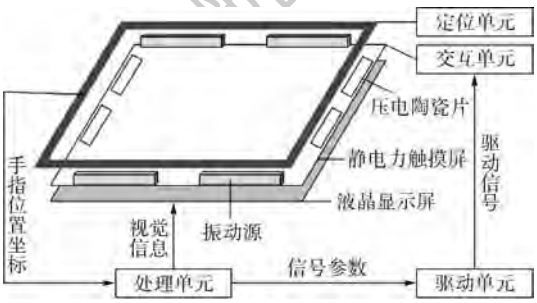


图 4　融合机械振动、空气压膜与静电力的触觉再现装置结构框图

Fig. 4　Structure block diagram of tactile reproduction device with mechanical vibration, squeeze film effect and electrostatic force

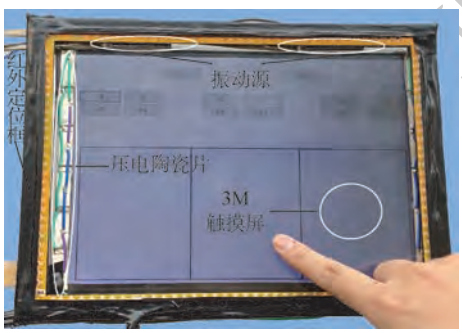


图 5　融合机械振动、空气压膜与静电力的触觉再现装置实物图

Fig. 5　Photo of tactile reproduction device with mechanical vibration, squeeze film effect and electrostatic force

装置最底层是 Microsoft Surface Pro 3,作为处理单元。粘贴在 Surface 上面的是 3M 触摸屏,3M 触摸屏产生切向的静电力触觉反馈,起到增大摩擦的效果。粘贴在 3M 触摸屏短边两侧的是压电陶瓷片,压电陶瓷产生切向的空气压膜触觉反馈,起到减小摩擦的效果。粘贴在 3M 触摸屏长边两侧的是振动源,振动源产生法向的机械振动触觉反馈。粘贴在 3M 触摸屏一周的是红外定位框,红外定位框作为定位单元。

2　机械振动对空气压膜感知阈值的影响

触觉感知阈值包括触觉感知的绝对阈值以及分辨阈值,绝对阈值是指刚能引起触觉感觉的最小刺激信号幅度,分辨阈值是指在刺激引起触觉感觉之后人体能感觉到刺激强度变化的最小幅度间隔。本节以机械振动为掩蔽刺激,空气压膜为目标刺激,研究 5 种不同幅度的机械振动掩蔽刺激下空气压膜感知阈值的变化。

2.1　机械振动对空气压膜绝对阈值的影响

对于所有实验,使用相同的实验界面,如图 6 所示。实验界面划分为 3 个区域,随机选择其中 1 个区域提供测试刺激(空气压膜和机械振动触觉反馈),另外 2 个区域提供参考刺激(机械振动触觉反馈)。

采用“三下一上”的方法,获取机械振动触觉反馈的绝对阈值为 20.46 V,机械振动触觉反馈的分辨阈值为 11.61 V。因此选取大于机械振动触觉反馈分辨阈值的驱动电压幅度 20 V 为间隔,在 20、40、60、80、100 V 5 种不同机械振动驱动电压幅度下探究机械振动触觉反馈对空气压膜和静电力感知阈值的影响。

实验过程中实验者同时受到测试刺激和参考刺激,如图 7 所示,空气压膜触觉反馈仅在测试刺激中提供,机械振动触觉反馈则在测试刺激和参考刺激中都提供。空气压膜刺激波形选用正弦

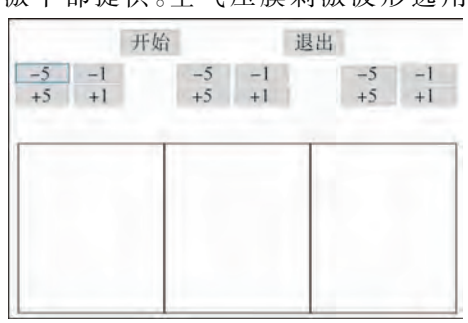


图 6　实验界面

Fig. 6　Experimental interface

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

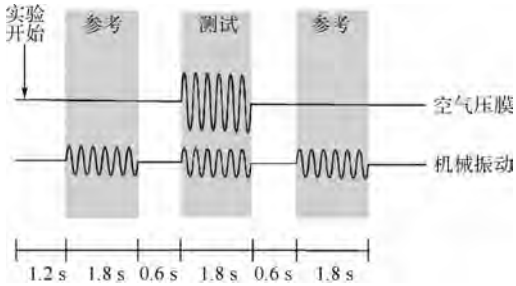


图 7 机械振动刺激下空气压膜绝对阈值测试刺激和参考刺激加载方式

Fig. 7 Loading method of test stimulus and reference stimulus for absolute thresholds of squeeze film effect under mechanical vibration

波,测试频率为 41 400 Hz,此频率为谐振频率;机械振动刺激测试频率选用 220 Hz,此频率为实验者的敏感频率,波形选用正弦波,其振幅在 0 ~ 100 V 的范围内以 20 V 为间隔变化。每一种刺激都持续 1.8 s,相邻刺激间隔 0.6 s。

实验过程采用“三下一上”的实验方法,具体方法如下:实验过程中测试刺激信号电压值从空气压膜触觉反馈最大驱动电压值 160 V 开始,在 3 个区域中任选 1 个区域施加测试刺激(机械振动和空气压膜触觉反馈),其他 2 个区域施加参考刺激(机械振动触觉反馈)。实验者通过反复触摸 3 个区域对比触觉感受,作答哪个区域为测试刺激区域。若实验者作答的测试信号存在区域为刺激信号施加区域即为答对,当实验者连续给出 3 个正确的响应时,驱动信号电压以 20 V 的幅度逐次递减;直到参与者提交一个不正确的响应后,电压幅值停止减小,转变为从该电压开始以 10 V 的幅度逐次增加;当实验者连续给出 3 个正确的响应时,电压幅值停止增加,从该电压值处开始以4 V的幅度逐次递减。电压由下降转为上升或者由上升转为下降都称为是一次“反转”,实验过程中进行了 10 次反转,以获得尽可能准确的绝对阈值。

利用一个实验者的一组数据对“三下一上”实验过程进行说明,如图 8 所示。空气压膜触觉反馈起始驱动电压为 160 V,以 20 V 为间隔变化,该实验者在 60 V 和 40 V 之间经历 3 次反转后变成以 10 V 为间隔变化,该实验者在 50 V 和 40 V 之间经历 3 次反转后变成以 4 V 为间隔变化,实验者在 50 V 与 46 V 之间经历 10 次反转后确定绝对阈值为 48 V。

实验过程中邀请 12 名实验者,平均年龄为 26 岁。所有的实验者都经过预实验训练,并且实验过程中均用右手操作。室内温度和湿度分别保持在 23 ~ 28℃和 35% ~55%。为了减少外界环境对实验结果的影响,采用异丙醇清洁显示屏和受试者的手指。

采用“三下一上”的方法,获取机械振动触觉反馈刺激下空气压膜的绝对阈值,如图 9 所示。结果表明,在无机械振动刺激的情况下,空气压膜的绝对阈值是 34.30 V,随着机械振动刺激驱动电压幅度的增加空气压膜的绝对阈值小幅度增加。当机械振动刺激的驱动电压幅度达到 100 V 时,空气压膜的绝对阈值增加到 46.41 V,相对于没有机械振动作为掩蔽刺激时的绝对阈值增加了 35.31%。

12 名实验者在不同幅度机械振动刺激下空气压膜绝对阈值感知结果如图 10 所示。从图中可以看出,第 3 名实验者的触觉感知能力最强,在不同幅度机械振动驱动电压刺激下都表现出较低的绝对阈值;第 4 名实验者的触觉感知能力较弱,在不同幅度机械振动驱动电压刺激下都表现出较高的绝对阈值;第 1 名和第 5 名实验者不同幅度机械振动驱动电压刺激下绝对感知阈值差异较大;第 2 名、第 6 名和第 8 ~12 名实验者均表现出随着机械振动驱动电压幅度增大绝对阈值逐渐增加的趋势。

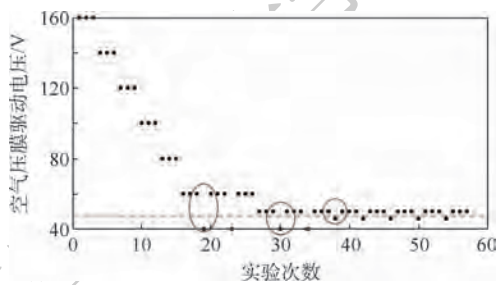


图 8 “三下一上”实验方法实例说明

Fig. 8 Example of “three-down-one-up” experimental method

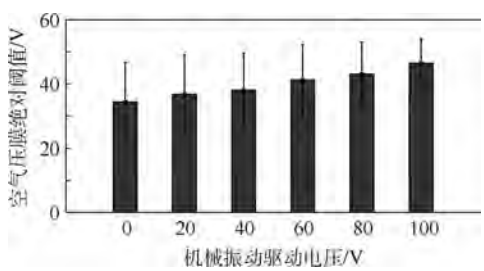


图 9 机械振动刺激下空气压膜绝对阈值

Fig. 9 Influence of mechanical vibration on absolute thresholds of squeeze film effect

2.2 机械振动对空气压膜分辨阈值的影响

实验环境及实验者同 2.1 节所述,在分辨阈

北航学报 赠阅

值测量中,预先设计好参考刺激,参考刺激的电压值依赖于机械振动刺激下空气压膜触觉反馈绝对阈值的最大值。由绝对阈值实验结果得:空气压膜触觉反馈参考刺激电压值选为 50 V。实验过程中实验者同时受到测试刺激和参考刺激。

如图 11 所示,每一种刺激都持续 1.8 s,相邻刺激间间隔 0.6 s,与绝对阈值测量实验不同的是不仅在测试刺激中提供空气压膜触觉反馈,也在参考刺激中提供电压值恒定为 50 V 的空气压膜触觉反馈,该电压高于机械振动掩蔽刺激下空气压膜绝对阈值的最大值。空气压膜刺激波形选用正弦波,测试频率为 41 400 Hz,此频率为谐振频率;机械振动刺激测试频率选用 220 Hz,此频率为实验者的敏感频率,波形选用正弦波,机械振动驱动电压幅度在 0 ~100 V 的范围内以 20 V 为间隔变化。

实验采用"三下一上"的实验方法,具体方法如下:实验过程中测试刺激信号电压值从空气压膜触觉反馈最大电压值160 V开始,在3个区域中任选 1 个区域施加测试刺激(机械振动和160 V 的空气压膜触觉反馈),其他 2 个区域施加参考刺激(机械振动和恒定为 50 V 的空气压膜触觉反馈)。实验者通过反复触摸 3 个区域对比哪个区域的空气压膜触觉反馈更强一些,作答哪个区域为测试刺激区域。若实验者作答的测试信号存在区域为实际测试刺激信号施加区域即为答对,当实验者连续给出 3 个正确的响应时,驱动信号电压以 20 V 的幅度逐次递减;直到参与者提交一个不正确的响应后,电压幅值停止减小,转变为从该电压开始以 10 V 的幅度逐次增加;当实验者连续给出 3 个正确的响应时,电压幅值停止增加,从该电压值处开始以 4 V 的幅度逐次递减。电压由下降转为上升或者由上升转为下降都称为是一次"反转",实验过程中进行了 10 次反转,对 10 次反转电压数据求平均,再减去空气压膜参考刺激 50 V 即获得尽可能准确的分辨阈值。

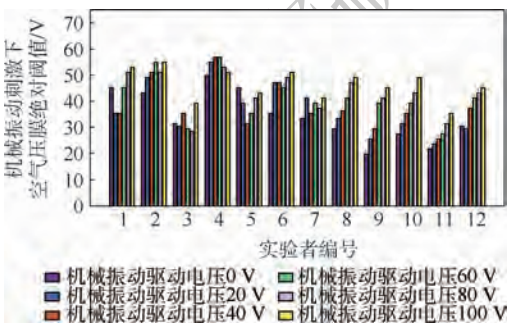


图 10　每名实验者在不同幅度机械振动刺激下空气压膜绝对阈值

Fig. 10　Absolute threshold of squeeze film effect of each subject under mechanical vibration stimulation with different amplitudes

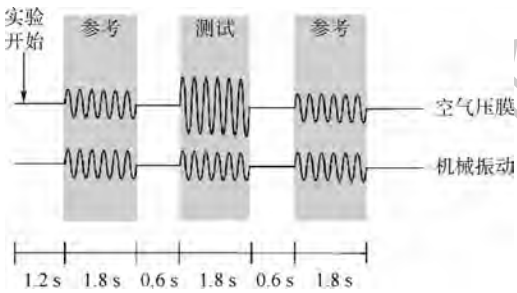


图 11　机械振动刺激下空气压膜分辨阈值测试刺激和参考刺激加载方式

Fig. 11　Loading method of test stimulus and reference stimulus for differential thresholds of squeeze film effect under mechanical vibration

采用"三下一上"的实验方法,获取机械振动掩蔽刺激下空气压膜的分辨阈值,如图 12 所示。结果表明,无机械振动刺激时空气压膜的分辨阈值是 15.10 V,随着机械振动刺激驱动电压幅度的增大,空气压膜分辨阈值在(15.21 ± 0.67) V 范围内浮动,总体趋势无明显变化。

12 名实验者在不同幅度机械振动刺激下空气压膜分辨阈值感知结果如图 13 所示。从图中可以看出,第 11 名实验者对空气压膜触觉反馈的感知能力较强,表现出较低的分辨阈值水平。第 6 ~ 8 名实验者对空气压膜触觉反馈的感知能力较弱,表现出较高的分辨阈值水平。第 3 名实验者在 40、60、80、100 V 机械振动驱动电压刺激下空气压膜分辨阈值变化不明显,第 7 名实验者在不同机械振动驱动电压刺激下只表现出 2 种相近水平的分辨阈值,其他实验者均在不同幅度机械振动驱动电压刺激下表现出一定差异性空气压膜分辨阈值。

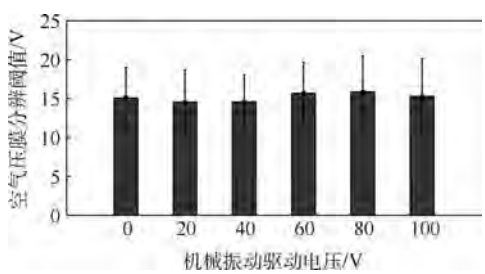


图 12　机械振动刺激下空气压膜分辨阈值

Fig. 12　Influence of mechanical vibration on differential thresholds of squeeze film effect

北航学报 赠阅

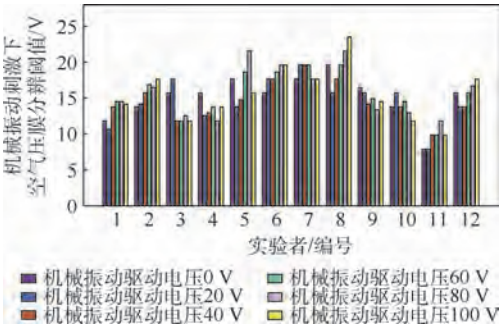


图 13 每名实验者在不同幅度机械振动刺激下空气压膜分辨阈值

Fig. 13 Differential threshold of squeeze film effect of each subject under mechanical vibration stimulation with different amplitudes

3 机械振动对不同目标刺激感知阈值的影响

空气压膜触觉反馈与静电力触觉反馈同为触摸屏上重要的切向触觉反馈方式。静电力触觉再现方式敏感频率为 120 Hz，其通过指尖与加有电信号的电容屏之间产生静电吸引力改变手指与电容屏之间的摩擦，达到增大切向触觉反馈力的效果。空气压膜触觉反馈方式，谐振频率为 41 400 Hz，其通过指尖与贴有压电陶瓷片的电容屏之间产生挤压气膜改变电容屏表面的摩擦，达到减小切向触觉反馈的效果。由于其工作原理及频率的差异，机械振动作为掩蔽刺激对空气压膜和静电力感知阈值的影响可能存在差异性，下面将探究这种差异性，并对差异性原理进行分析。

3.1 机械振动对静电力感知阈值的影响

实验设计与步骤与 2.1 节相似，采用“三下一上”的实验方法，测量机械振动掩蔽刺激对静电力绝对阈值与分辨阈值的影响。在绝对阈值测量中，将静电力触觉反馈的初始电压幅值设为最大幅度 400 V。除测试刺激用静电力代替空气压膜之外，其他条件与实验 2.1 节相同。采用“三下一上”的实验方法，获取不同幅度机械振动刺激时静电力的绝对阈值，如图 14 所示。结果表明无机械振动刺激时静电力绝对阈值为 35.50 V，随着机械振动刺激驱动电压幅度的增加静电力绝对阈值趋于斜坡式增加，当机械振动驱动电压幅度增加到 100 V 时，对应静电力的绝对阈值增加到 116.5 V，是无机械振动作为掩蔽刺激时静电力绝对阈值的 3.28 倍。

采用与 2.2 节相同的实验方法，研究了机械振动掩蔽刺激对静电力分辨阈值的影响。分辨阈值测量中，预先设计好参考刺激，参考刺激的电压值依赖于机械振动刺激下静电力触觉反馈绝对阈值的最大值。由绝对阈值实验结果得静电力触觉反馈参考刺激电压值为 120 V。采用“三下一上”的实验方法，获取不同幅度机械振动刺激下静电力的分辨阈值，如图 15 所示。结果表明，没有机械振动刺激时静电力的分辨阈值是 20.83 V，在不同幅度机械振动刺激下静电力分辨阈值在 (20.58 ± 1.25) V 范围内浮动。随着机械振动刺激电压幅度的增加静电力分辨阈值基本趋于稳定。验证了 Ryu 等[21]关于静电力触觉反馈的实验结果，绝对阈值与分辨阈值的变化趋势与文献[21]中一致。

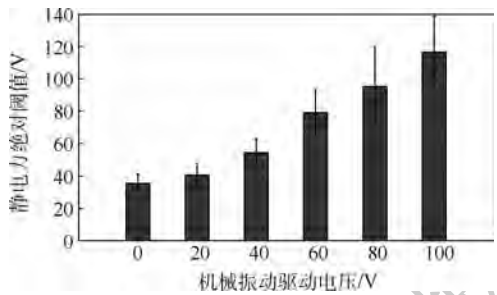


图 14 机械振动刺激下静电力绝对阈值

Fig. 14 Influence of mechanical vibration on absolute thresholds of electrostatic force

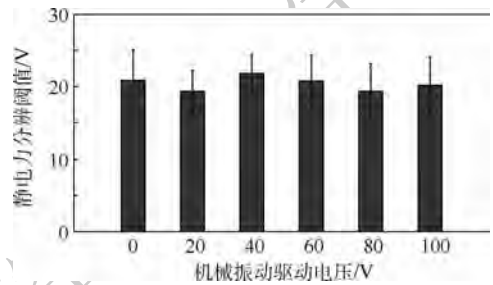


图 15 机械振动刺激下静电力分辨阈值

Fig. 15 Influence of mechanical vibration on differential thresholds of electrostatic force

3.2 机械振动对空气压膜及静电力感知阈值影响的对比

本文研究了机械振动对空气压膜及静电力触觉反馈绝对阈值的影响，如图 16 所示。在无机械振动刺激的情况下，空气压膜和静电力触觉反馈绝对阈值分别是 34.30 V 和 35.50 V，随着机械振动驱动电压幅度的增加空气压膜绝对阈值小幅度增加，当机械振动驱动电压幅度增加到 100 V 时，空气压膜的绝对阈值增加到 46.41 V，相对于没有机械振动作为掩蔽刺激时的绝对阈值增加了 35.31%。对于静电力触觉反馈，其绝对阈值随着机械振动驱动电压幅度的增加趋于斜坡式增加，当机

北航学报 赠阅

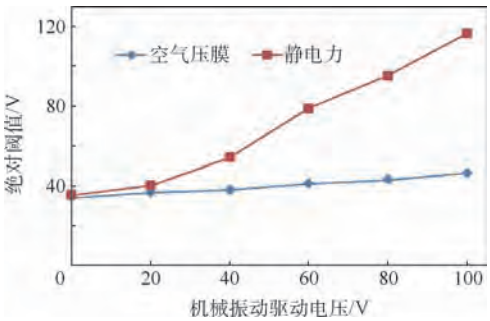


图 16　机械振动对空气压膜及静电力绝对阈值的影响

Fig. 16　Effect of mechanical vibration on absolute threshold of squeeze film effect and electrostatic force

械振动驱动电压幅度增加到 100 V 时,对应静电力触觉反馈的绝对阈值增加到 116.5 V,是无机械振动作为掩蔽刺激时静电力绝对阈值的 3.28 倍。

采用两因素重复测量方差分析法,判断不同目标刺激(空气压膜和静电力)随着掩蔽刺激(机械振动)电压变化对实验者绝对阈值的影响。方差分析的数据为不同触觉反馈模式下绝对阈值的变化值,即每种情况下相对于没有掩蔽刺激(机械振动驱动电压幅度为 0 V)的差值。经过 Mauchiy's 球形检验,对于交互项目标刺激类型×掩蔽刺激电压,因变量不满足球形假设($P<0.05$),使用 Greenhouse-Geisser 方法校正。目标刺激类型和掩蔽刺激电压的交互作用对绝对阈值的影响具有统计学意义,$F(1.668,18.347)=19.582$,$P<0.001$。因此,对 2 个受试者内因素目标刺激类型和掩蔽刺激电压进行单独效应的检验。在掩蔽刺激电压为 20、40、60、80、100 V 时,空气压膜作为目标刺激与静电力作为目标刺激的绝对阈值均具有统计学意义($P<0.05$)。在空气压膜触觉反馈作为目标刺激中,对于受试者内因素掩蔽刺激电压,因变量不符合球形假设($P<0.05$),使用 Greenhouse-Geisser 方法校正。掩蔽刺激电压对绝对阈值变化的单独效应具有统计学意义,$F(1.910,21.013)=11.422$,$P<0.05$。在静电力触觉反馈作为目标刺激中,对于受试者内因素掩蔽刺激电压,因变量不符合球形假设($P<0.05$),使用 Greenhouse-Geisser 方法校正。掩蔽刺激电压对绝对阈值变化的单独效应具有统计学意义,$F(1.532,16.852)=23.489$,$P<0.001$。

本文研究了机械振动对空气压膜及静电力触觉反馈分辨阈值的影响,如图 17 所示。对于空气压膜触觉反馈,无机械振动刺激时其分辨阈值是 15.10 V,随着机械振动驱动电压幅度的增大,空气压膜分辨阈值在(15.21 ± 0.67) V 范围内浮动,总体趋势无明显变化。对于静电力触觉反馈,

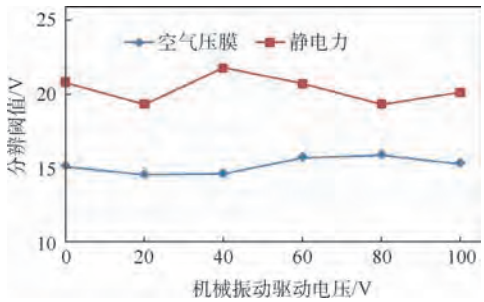


图 17　机械振动对空气压膜及静电力分辨阈值的影响

Fig. 17　Effect of mechanical vibration on differential threshold of squeeze film effect and electrostatic force

不同幅度机械振动驱动电压下静电力分辨阈值在(20.58 ± 1.25) V 范围内浮动,相比空气压膜的分辨阈值变化范围稍大一些。

采用两因素重复测量方差分析法,判断不同掩蔽刺激电压下目标刺激(空气压膜和静电力)对实验者分辨阈值的影响。目标刺激类型和掩蔽刺激电压的交互作用对分辨阈值的影响没有统计学意义,$F(2.773,30.508)=1.829$,$P>0.05$。因此需解读 2 个受试者内因素(目标刺激类型和掩蔽刺激电压)的主效应。目标刺激类型对分辨阈值的主效应不具有统计学意义,$F(1,11)=0.196$,$P>0.05$。掩蔽刺激电压对分辨阈值的主效应不具有统计学意义,$F(2.511,27.623)=0.732$,$P>0.05$。

空气压膜触觉反馈和静电力触觉反馈都是触摸屏上重要的切向触觉反馈方式,同为机械振动作为掩蔽刺激时其感知阈值的变化却不相同,分析其原因,认为工作频率引起了感知特性的差异。在研究过程中所使用的触觉反馈工作频率分别为:机械振动敏感频率 220 Hz,空气压膜谐振频率 41 400 Hz,静电力敏感频率 120 Hz。从数据分析结果可以看出,机械振动掩蔽刺激对低频目标刺激感知特性的影响比对高频目标刺激感知特性的影响更大些。

4　结　论

1)研究不同幅度机械振动作为掩蔽刺激对空气压膜绝对阈值的影响。结果表明,随着机械振动驱动电压幅度的增加空气压膜绝对阈值由 34.30 V 增加到 46.41 V,增加了 35.31%。

2)研究不同幅度机械振动作为掩蔽刺激对空气压膜分辨阈值的影响。结果表明,随着机械振动驱动电压幅度的增加空气压膜分辨阈值在(15.21 ± 0.67) V 范围内浮动,总体趋势无明显变化。

北航学报 赠阅

3）研究机械振动对静电力感知阈值的影响，随着机械振动驱动电压幅度的增加静电力绝对阈值由 35.50 V 增加到 116.5 V，扩大为原来的 3.28 倍，比空气压膜绝对阈值变化显著。静电力分辨阈值在(20.58 ± 1.25) V 范围内浮动，与空气压膜分辨阈值变化趋势基本相同。

4）对比机械振动对空气压膜及静电力触觉感知特性影响的差异性，发现掩蔽刺激对低频目标刺激感知特性的影响比高频目标刺激更明显。

5）掩蔽效应会对目标刺激的绝对阈值以及分辨阈值产生相应影响。在采用联合机械振动与空气压膜、联合机械振动与静电力的触觉渲染方法时，要考虑由掩蔽效应带来的绝对阈值与分辨阈值变化，重新考量驱动信号的起始电压和分布间隔，建立联合渲染方法下的触觉反馈心理物理模型及渲染算法映射关系。本文对在融合装置上探究真实性更高的触觉渲染方法具有重要的参考意义。

参考文献（References）

[1] KALANTARI F, GRISONI L, REKIK Y, et al. Finding the minimum perceivable size of a tactile element on an ultrasonic based haptic tablet[C]// ACM International Conference on Interactive Surfaces and Spaces. New York: ACM, 2016: 379-384.

[2] WINFIELD L, GLASSMIRE J, COLGATE J E, et al. T-pad: Tactile pattern display through variable friction reduction[C]// Symposium on Haptic Interfaces for Virtual Environment and Teleoperator Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 421-426.

[3] MARCHUK N D, COLGATE J E, PESHKIN M A. Friction measurements on a large area TPaD[C]// 2010 IEEE Haptics Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 317-320.

[4] CASSET F, DANEL J S, CHAPPAZ C, et al. Low voltage actuated plate for haptic applications with PZT thin-film[C]// The 17th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2733-2736.

[5] BAU O, POUPYREV I, ISRAR A, et al. TeslaTouch: Electrovibration for touch surfaces[C]// Proceedings of the 23nd Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York: ACM, 2010: 283-292.

[6] KIM S C, ISRAR A, POUPYREV I. Tactile rendering of 3D features on touch surfaces[C]// Proceedings of the 26th Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York: ACM, 2013: 531-538.

[7] YATANI K, TRUONG K N. SemFeel: A user interface with semantic tactile feedback for mobile touch-screen devices[C]// Proceedings of the 22nd Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York: ACM, 2009: 111-120.

[8] YANG G H, JIN M, JIN Y, et al. T-mobile: Vibrotactile display pad with spatial and directional information for hand-held device[C]// 2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 5245-5250.

[9] KIM S Y, KIM J C. Vibrotactile rendering for a traveling vibrotactile wave based on a haptic processor[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2012, 5(1): 14-20.

[10] VEZZOLI E, MESSAOUD W B, AMBERG M, et al. Physical and perceptual independence of ultrasonic vibration and electrovibration for friction modulation[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2015, 8(2): 235-239.

[11] SMITH T A, GORLEWICZ J L. HUE: A hybrid ultrasonic and electrostatic variable friction touchscreen[C]// World Haptics Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 635-640.

[12] ITO K, OKAMOTO S, ELFEKEY H, et al. A texture display using vibrotactile and electrostatic friction stimuli surpasses one based on either type of stimulus[C]// IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 2343-2348.

[13] LEGGE G E, FOLEY J M. Contrast masking in human vision[J]. Journal of the Optical Society of America, 1980, 70(12): 1458-1471.

[14] HELLMAN R P. Loudness function of a 1000-cps tone in the presence of a masking noise[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1964, 36(9): 1618-1627.

[15] CARHART R, TILLMAN T W, GREETIS E S. Perceptual masking in multiple sound backgrounds[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1969, 45(3): 694-703.

[16] HAMER R D, VERRILLO R T, ZWISLOCKI J J. Vibrotacile masking of Pacinian and non Pacinian channels[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1998, 73(4): 1293-1303.

[17] CRAIG J C. Difference threshold for intensity of tactile stimuli[J]. Perception & Psychophysics, 1972, 11(2): 150-152.

[18] IDE M. Tactile stimulation can suppress visual perception[J]. Scientific Reports, 2013, 3(12): 3453-3460.

[19] CRAIG J C. Vibrotactile difference thresholds for intensity and the effect of a masking stimulus[J]. Attention Perception & Psychophysics, 1974, 15(1): 123-127.

[20] VARDAR Y, GÜÇLÜ B, BASDOGAN C. Tactile masking by electrovibration[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2018, 11(4): 623-635.

[21] RYU S, PYO D, LIM S C, et al. Mechanical vibration influences the perception of electrovibration[J]. Scientific Reports, 2018, 8(1): 4555-4564.

作者简介：

宋瑞 女，硕士研究生。主要研究方向：人机交互、触觉再现。

孙晓颖 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：人机交互、触觉再现、阵列信号处理与电磁兼容。

刘国红 女，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：触觉再现、智能电网与阵列信号处理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Influence of mechanical vibration on characteristics of plane tactile sensing

SONG Rui, SUN Xiaoying, LIU Guohong*

(College of Communication Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China)

Abstract: Tactile reproduction technology on touch screens enhances the sense of reality and richness of users' interaction experience. In the process of tactile reproduction, masking effect changes tactile perception characteristics (both absolute threshold and differential threshold), and influences the accuracy of tactile rendering model and the reality of tactile reproduction effect. Based on tactile reproduction device with mechanical vibration, squeeze film effect and electrostatic force, through "three-down-one-up" experimental method, we studied tactile feedback perception characteristics of squeeze film effect when the tactile feedback of five kinds of mechanical vibrations with different amplitudes were taken as masking stimulus. We also compared the results with those targeted by electrostatic force. The conclusions are drawn as follow: In terms of absolute threshold, when the mechanical vibration stimulation intensity increases from 0 V to 100 V, the absolute threshold of squeeze film effect increases 35.31%, from 34.30 V to 46.41 V, and the increase is 14.95% of the electrostatic absolute threshold growth. In terms of the differential thresholds, when the mechanical vibration stimulation intensity increases from 0 V to 100 V, the differential thresholds of squeeze film effect float within the range of (15.21 ± 0.67) V, similar as the changing trend of electrostatic force tactile feedback.

Keywords: tactile reproduction; squeeze film effect; mechanical vibration; electrostatic force; masking effect; absolute threshold; differential threshold

北京航空航天大学学报

Received: 2019-04-28; **Accepted**: 2019-05-27; **Published online**: 2019-06-24 16:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1041.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61631010)

* **Corresponding author**. E-mail: graceliu@jlu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0207

基于改进 GRA-TOPSIS 的空战威胁评估

全下文载

奚之飞[1], 徐安[1,2,*], 寇英信[1], 李战武[1,2], 杨爱武[1]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 西北工业大学 电子信息学院, 西安 710072)

摘 要: 针对在确定空战威胁评估指标权重时,未考虑指标间的耦合性以及客观赋权法不能从逻辑视角体现指标相对评价对象真正的重要程度的问题,提出了一种基于灰色关联度、灰色关联深度的极大熵模型初步确定权值,再根据指标间灰色关联度以及确定的解耦阈值修正权值的方法。为了克服灰色关联分析法(GRA)和理想点接近法(TOPSIS)的缺点,提出了一种基于 GRA-TOPSIS 的目标威胁评估方法。首先,通过实例对比分析了指标采用数学模型与模糊处理后,对目标威胁评估结果的影响;其次,对比分析了采用 GRA、TOPSIS 以及 GRA-TOPSIS、数学模型得出的目标威胁评估结果;最后,考虑不同决策者的主观偏好,得出不同的目标威胁评估结果。通过仿真验证了所提方法的有效性以及科学性。

关 键 词: 灰色关联深度; 指标间灰色关联度; 灰色关联分析法-理想点接近法(GRA-TOPSIS); 极大熵; 分辨系数
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0388-10

现代战争中,由于高新科技的融入,各种作战平台的速度、航程和机动能力得到了极大的提升,使得战场态势变化更加复杂,作战之间的信息交互加强,所需要处理的数据量也大大增加,对空战态势的快速处理能力提出了新的要求。因此,准确、迅速、及时地反应战场态势的变化,并对战场环境威胁做出评估是飞行员作出决策的前提。战场威胁的评判是根据战场态势变化以及作战意图,估计目标对我方是否构成为威胁,并确定威胁的大小。

空战威胁评估是一类多属性决策问题,对于多指标的决策问题,可采用的理论和方法有:基于统计理论的经典推理、贝叶斯推理[1]以及证据理论[2];基于知识的专家系统[3]、黑板模型[4]等方法;基于现代发展很快的模糊集合理论[5]、智能算法[6];面向对象的决策论、对策论[7]。本文采取定性与定量相结合的方法,对于定量指标建立模型求解,对于定性指标采用二元模糊进行评价;鉴于主观赋权法主要依据决策者的专业知识以及偏好来赋权,如层次分析法(AHP)等,具有较大主观性;客观赋权是通过决策数据,建立数学模型独立求解权重,如熵权法等。主客观赋权都为考虑指标之间的内在关系,简单地认为评价指标之间是相互独立的,本文采取一种基于指标之间灰色关联度的确权方法克服了指标之间的耦合性。

理想点接近法(TOPSIS)[8-12]和灰色关联分析法(GRA)[13-16]都是通过计算每一个决策方案指标序列与正负理想状态序列的接近程度来进行排序决策的方法,由于 TOPSIS 仅仅考虑指标之间的欧氏距离,不能直接反映评价指标序列的变化态势,在进行决策分析时存在不足。GRA 是一种从系统角度分析的决策方法,利用各指标间数据之间整体变化态势的相似程度来评价方案与理想状况之间的接近程度,依据评价指标的灰色关联

收稿日期: 2019-05-05; **录用日期**: 2019-08-03; **网络出版时间**: 2019-08-22 11:08
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190822.1041.002.html
* **通信作者**. E-mail: xuankgd@163.com

引用格式: 奚之飞, 徐安, 寇英信, 等. 基于改进GRA-TOPSIS 的空战威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 388-397.
XI Z F, XU A, KOU Y X, et al. Air combat threat assessment based on improved GRA-TOPSIS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 388-397(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

度大小来决策。GRA 能够很好地反映各方案的内部变化规律,可以弥补 TOPSIS 的不足。同时运用灰色关联度以及欧氏距离得到相对贴近度,依据相对贴近度确定目标威胁排序。

本文提出了一种基于 GRA 和 TOPSIS 的目标威胁评估方法。将目标威胁评估各个指标值的最大值、最小值分别作为参考序列,敌方目标的各个指标作为评价序列,定义参考序列与评价序列之间的灰色关联深度,并根据极大熵准则建立了基于灰关联深度系数的客观权重极大熵配置模型。这样充分反映了被评价对象与评价指标间重要性关联程度,同时建立评估之间灰色关联度模型,体现指标之间的关联性、耦合性,基于指标之间灰色关联度修正灰色关联深度极大熵模型确定的权重,使得指标权重更加客观可信。为了充分利用评估指标所蕴含的信息,本文同时采用 TPOSIS 以及 GRA,得到与正负理想方案之间的相对贴近度,依据相对贴近度确定目标威胁排序。

1　空战目标威胁评估体系

影响目标威胁排序因素有很多,本文主要考虑目标的空战能力、敌我双方的速度、距离、角度以及敌机的作战意图。下面根据不同指标特点建立数学模型:

1)空战能力因子

对于单机的空战能力,借鉴文献[17],构建单机空战能力威胁函数:

$$C = w_1A + w_2B + w_3D + w_4E + w_5F + w_6G + w_7H \tag{1}$$

式中:A 为战机的机动能力;B 为机载武器系统的攻击能力;D 为机载设备探测能力;E 为飞机的生存能力;F 为飞机的操纵效能;G 为飞机的基本飞行性能;H 为飞机的电子对抗能力;w_i 为空战能力因子权重,$i=1,2,\cdots,7$,由 AHP 得到。

2)角度威胁因子

$$T_A = (|q^{\mathrm{B}} + q^{\mathrm{R}}|)/360^\circ \tag{2}$$

式中:q^{B} 和 q^{R} 分别为我机航向角与目标线的夹角和目标航向与目标线夹角。

3)距离威胁因子

$$T_{\mathrm{d}} = \begin{cases} 0.5 & d \leqslant r_{\mathrm{m}}, d \leqslant r_{\mathrm{mt}} \\ 0.5 - 0.2r_{\mathrm{tem}} & r_{\mathrm{mt}} < d < r_{\mathrm{m}} \\ 1.0 & r_{\mathrm{mt}} > d > r_{\mathrm{m}} \\ 0.8 & \max(r_{\mathrm{mt}}, r_{\mathrm{m}}) < d < r_{\mathrm{r}} \end{cases} \tag{3}$$

式中:d 为我机与目标之间的距离;r_{mt} 为敌机所携带导弹的攻击距离;r_{m} 为我机导弹最大射程;r_{r} 为我机雷达最大跟踪距离;$r_{\mathrm{tem}} = (r_{\mathrm{r}} - r_{\mathrm{mt}})/(r_{\mathrm{m}} - r_{\mathrm{mt}})$。

4)速度威胁因子

$$T_{\mathrm{v}} = \begin{cases} 0.1 & |v_{\mathrm{r}}| < 0.6|v_{\mathrm{b}}| \\ -0.5 + |v_{\mathrm{r}}|/|v_{\mathrm{b}}| & 0.6|v_{\mathrm{b}}| \leqslant |v_{\mathrm{r}}| \leqslant 1.5|v_{\mathrm{b}}| \\ 1.0 & |v_{\mathrm{r}}| > 1.5|v_{\mathrm{b}}| \end{cases} \tag{4}$$

式中:v_{b} 为我方载机速度;v_{r} 为敌机速度。

5)空战意图威胁因子

$$T_{\mathrm{I}} = \begin{cases} 0.8 & \text{攻击} \\ 0.5 & \text{掩护} \\ 0.3 & \text{干扰} \end{cases} \tag{5}$$

2　基于灰色关联深度系数的权重确定

对于现代空战威胁评估问题,确定评估指标的权重是其重要研究内容。为了克服灰色关联度仅能反映评估指标序列之间的相关性,本文提出了一种新的基于灰色关联深度确定指标权重的方法。充分考虑了指标之间的耦合关系以及不同的评价对象对指标权重确定的影响。

2.1　构建评估矩阵

假设多属性决策问题有 m 个评价方案或评价对象组成方案集 $G=\{G_1,G_2,\cdots,G_m\}$,n 个评价指标或者属性组成指标集 $T=\{T_1,T_2,\cdots,T_n\}$,评价对象 G_i 对应于指标 T_j 的属性值为 y_{ij},$i=1,2,\cdots,m$,$j=1,2,\cdots,n$,则 G 对 T 的评价矩阵 $\boldsymbol{Y}=[y_{ij}]_{m\times n}$。

2.2　指标的规范化处理

在多属性决策问题中,可以将评价指标划分为效益型、成本型和固定型 3 类。效益型指标即指标值与评价值成正相关,成本型指标即指标值与评价值成负相关,固定型指标即指标维持在某一个恰当的数值最好。考虑到不同评价指标的属性不同以及量纲不同,需要对评价指标的数值进行规范化处理,使得不同量纲、不同属性的指标具有相同的效益属性。下面对不同属性的评价指标数值进行规范化处理。

效益型:

$$x_{ij} = \frac{y_{ij} - \min\limits_i y_{ij}}{\max\limits_i y_{ij} - \min\limits_i y_{ij}} \tag{6}$$

成本型:

$$x_{ij} = \frac{\max\limits_i y_{ij} - y_{ij}}{\max\limits_i y_{ij} - \min\limits_i y_{ij}} \tag{7}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

固定型：

$$x_{ij} = 1 - \frac{|y_{ij} - \alpha_j|}{\max_i |y_{ij} - \alpha_j|} \tag{8}$$

式中：α_j 为固定型指标 y_{ij} 的最佳取值。经过上述规范化处理后，可以得到规范化后的评价矩阵 $\boldsymbol{X} = [x_{ij}]_{m\times n}$。

2.3 基于灰色深度极大熵确定权重

灰色系统理论中的灰色关联分析是基于参考序列与评价序列之间的关联程度，对方案的优劣进行的度量和分析。在进行灰色关联分析的同时，指标序列中各个元素属的内在联系也在一定程度上得到了体现。设 $X_0 = \{x_{01}, x_{02}, \cdots, x_{0n}\}$ 为参考序列，$X_i = \{x_{i1}, x_{i2}, \cdots, x_{in}\}$ 为评价序列，则灰色关联系数计算公式为

$$\gamma_{ij} = \frac{\min\limits_i \min\limits_j |x_{ij} - x_{0j}| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |x_{0j} - x_{ij}|}{|x_{0j} - x_{ij}| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |x_{0j} - x_{ij}|} \tag{9}$$

式中：$\rho \subset [0,1]$ 为分辨系数。聚合各项的关联系数，得到灰色关联度为

$$r_i = \sum_{j=1}^{n} \omega_j \gamma_{ij} \qquad i = 1,2,\cdots,m \tag{10}$$

式中：ω_j 为指标的权重。

2.3.1 确定分辨系数

在大多数的灰色关联度模型中，分辨系数[18]取值都为 0.5，实际上分辨系数 ρ 的大小决定了两级最大差 $\Delta_{\max}$ 对关联系数 γ 贡献的大小，其反映的是其他序列对参与比较的参考序列和比较序列的影响大小。分辨系数的取值不同，得到的关联系数的分布也不同。如果得到的关联度的区分度很小，会导致各比较序列的关联度差异很小，从而很难区分比较序列。依照文献[11]提出的分辨系数取值准则计算分辨系数，选取分辨系数的原则是尽可能使关联度的取值区分较大。

$$\Delta_v = \frac{1}{nm} \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} |x_{0j} - x_{ij}| \tag{11}$$

$$X_\Delta = \frac{\Delta_v}{\max\limits_i \max\limits_j |x_{0j} - x_{ij}|} \tag{12}$$

式中：Δ_v 为绝对差的平均值；X_Δ 为绝对差均值与绝对差最大值的比值。

则 ρ 的取值应该满足：

当 $X_\Delta < \frac{1}{3}$ 时，$\rho \leqslant 1.5X_\Delta$；当 $X_\Delta \geqslant \frac{1}{3}$ 时，$\rho > 1.5X_\Delta$。

2.3.2 灰色关联深度系数

评价指标的灰色关联度反映的是指标序列整体态势变化和序列的相似性。并没有考虑到不同评价指标在方案之间变动的内在显著性，即从不同方案之间关于同一指标的变化，纵向维度考虑指标的内在变化。为了更加客观全面地反映评价指标之间重要性，确定不同指标的权重，因而需要对序列的变化对指标影响进行量化分析，因为提出了灰色关联深度系数的概念，它能在一定程度上考虑到指标的内在关联性以及评价指标的相对重要性。

γ_{ij}^+、γ_{ij}^- 为 m 个方案序列与正理想解、负理想解之间关于关于第 j 个指标的关联系数，令：

$$\begin{cases} q_{ij}^+ = \dfrac{\gamma_{ij}^+}{\sum\limits_{i=1}^{m} \gamma_{ij}^+} \\ q_{ij}^- = \dfrac{\gamma_{ij}^-}{\sum\limits_{i=1}^{m} \gamma_{ij}^-} \end{cases} \tag{13}$$

则 q_{ij}^+、q_{ij}^- 称为基于正负理想解的灰色关联深度系数，从而可以得到 m 个方案的灰色关联深度系数矩阵 $\boldsymbol{Q}^+ = [q_{ij}^+]_{m\times n}$、$\boldsymbol{Q}^- = [q_{ij}^-]_{m\times n}$。

2.3.3 权重极大熵配置模型的构建和求解

在确定权重时，可以依据各指标数据传递给决策者的信息量大小来确定其权重根据极大熵原则，基于灰色关联深度系数和序列灰色关联度，建立基于极大熵准则的权值求解模型，建模步骤如下。

步骤 1 确定指标权重的变化范围。

灰色关联深度系数客观反映了不同的评价序列所表现出的内在变动规律性的显著程度。在多属性决策问题中，对所有评价方案两两做关于每一个指标的关联度分析，得出的灰色关联系数一定程度上反映了不同指标之间的关联性以及相同指标与方案之间的变化。基于上述思想，指标的权重可约束在灰色关联深度系数范围内，构建权重的变化范围：

$$\omega_j \in [\min_i(q_{ij}^-, q_{ij}^+), \max_i(q_{ij}^-, q_{ij}^+)]$$
$$i = 1,2\cdots,m; j = 1,2\cdots,n \tag{14}$$

步骤 2 指标权重方差波动范围约束。

指标权重的波动范围也由灰色关联深度系数决定，可以引入指标权重方差的约束条件如下[1]：

$$\begin{cases} \dfrac{1}{n}\sum\limits_{j=1}^{n} \left(\omega_j - \dfrac{1}{n}\right)^2 \in (D(j)_{\min}, D(j)_{\max}) \\ D(j)_{\min} = \min(D^-(j), D^+(j)) \\ D(j)_{\max} = \max(D^-(j), D^+(j)) \end{cases} \tag{15}$$

$$D^+(j) = \frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m} \left(q_{ij}^+ - \frac{1}{m}\right)^2 \tag{16}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$D^-(j)=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}\left(q_{ij}^-\right)^2 \tag{17}$$

式中:$i=1,2,\cdots,m$;$j=1,2,\cdots,n$;$D^+(j)$、$D^-(j)$为第 i 个指标的正负灰色关联深度系数的方差大小,反映的是权重的变化范围。

步骤 3　建立指标权值的极大熵模型。

利用步骤 1 和步骤 2 的权值变动和波动约束,构建基于灰色关联深度系数的客观权重极大熵模型如下:

$$\begin{aligned}&\max\ F_{\mathrm{E}}=-\sum_{j=1}^{n}\omega_j\ln\omega_j\\&\text{s.t.}\sum_{j=1}^{n}\omega_j=1\\&\omega_j\in\left[\min_i(q_{ij}^-,q_{ij}^+),\max_i(q_{ij}^-,q_{ij}^+)\right]\\&\frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}\left(\omega_j-\frac{1}{n}\right)^2\in\left(D(j)_{\min},D(j)_{\max}\right)\end{aligned} \tag{18}$$

2.4　基于指标间关联度修正权重

在进行空战威胁评估时,往往会忽略评价指标之间的耦合性,导致在确定指标权重时造成误差,因而需要对两两关联度较大的指标权重进行调整。指标关联度较大,说明两个指标之间包含有相同信息,需要将重叠信息滤去。

2.4.1　指标间灰色关联度矩阵

在多属性决策问题中,评价指标之间耦合关系往往被忽略,在确定指标权重时,不可单独孤立求解单个指标的权重,需要考虑各评价指标之间的相互影响。本文利用指标之间灰色关联度体现其内在的耦合关系。

首先以第 1 个指标序列 Z_1 作为参考序列,分析其他指标序列与它的灰色关联度;依次以 $Z_i(i=1,2,\cdots,m)$作为参考序列,分析指标序列之间的灰色关联度 r_{ij},由此可以得到一个关于指标间的灰色关联度的矩阵$[r_{ij}]_{n\times n}$,即

$$[r_{ij}]_{n\times n}=\begin{bmatrix}r_{11}&r_{12}&\cdots&r_{1n}\\r_{21}&r_{22}&\cdots&r_{2n}\\\vdots&\vdots&&\vdots\\r_{n1}&r_{n2}&\cdots&r_{nn}\end{bmatrix} \tag{19}$$

采用阈值原则,若指标间的灰色关联度超过阈值,则视为关联;若指标之间的灰色关联度不超过阈值,则视为不关联。

2.4.2　阈值的确定

对于决策者来说,很难准确描述评价之间的关联关系,但对指标之间是否存在关联关系有一个大致的判断。对于决策者而言,可把属性间判断为独立的灰色关联度的值作为阈值[19]。在分析多属性决策问题时,一般会有多对指标间可视为独立,则把所有指标之间独立的关联度的最大值作为灰色关联度的阈值 ψ,即有

$$\psi=\max r_{ij} \tag{20}$$

式中:r_{ij}为确定的两个相互独立指标的灰色关联度。

2.4.3　权重的修正

基于 2.4.1 节和 2.4.2 节所确定的指标间灰色关联度以及阈值,对确定的权重做如下调整:

$$\omega_j'=\omega_j\prod_{k=1}^{j-1}(1-l_k r_{kj})\prod_{s=j+1}^{n}(1-l_k r_{kj}) \tag{21}$$

式中:$l_k(k=1,2,\cdots,m)$表示的是专家确定的两两关联度较大的权值信息去除程度,本文采取 $l_k=0.5$。进过上述调整后的权重为 $\omega'=(\omega_1',\omega_2',\cdots,\omega_n')$,对进过调整后的权重进行归一化处理得$\omega=(\omega_1,\omega_2,\cdots,\omega_n)$。

3　基于 GRA-TOPSIS 空战威胁评估流程

本文建立了基于 GRA-TOPSIS 空战威胁评估体系(见图 1)。分别建立灰色关联度和灰色关联深度模型确定权值的范围,建立极大熵模型求解权重,再利用指标间的灰色关联度修正权值;结合了 GRA 与 TOPSIS 的优点分别到正负理想贴近度,最终得到相对综合贴近度。

1)对评价指标数值进行规范化处理,得到所有方案评价指标矩阵 $\boldsymbol{F}=(x_{ij})_{m\times n}$。

2)确定正理想方案 x_j^+ 和负理想方案 x_j^-

$$x_j^+=\left\{\max_i x_{ij}\,|\,x_{ij}\in X^+,\min_i x_{ij}\,|\,x_{ij}\in X^-\right\}=\{x_1^+,x_2^+,\cdots,x_n^+\} \tag{22}$$

$$x_j^-=\left\{\min_i x_{ij}\,|\,x_{ij}\in X^+,\max_i x_{ij}\,|\,x_{ij}\in X^-\right\}=\{x_1^-,x_2^-,\cdots,x_n^-\} \tag{23}$$

式中:X^+代表效益型指标;X^-代表成本型指标。

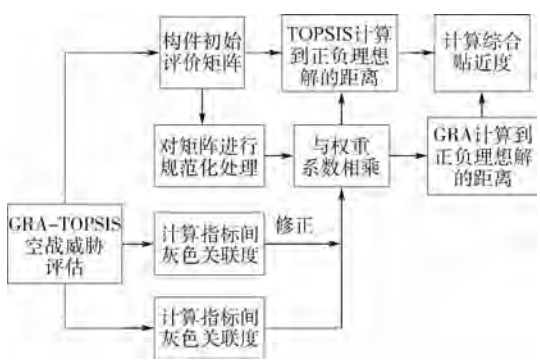


图 1　威胁评估处理流程

Fig. 1　Threat assessment process

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3）计算评价对象到正负理想方案的灰色关联度。计算第 i 个方案与正理想方案和负理想方案关于第 k 指标的灰色关联系数分别为

$$\gamma_{ij}^{+}=\frac{\min\limits_{i}\min\limits_{j}\left|x_{ij}-x_{j}^{+}\right|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}\left|x_{j}^{+}-x_{ij}\right|}{\left|x_{j}^{+}-x_{ij}\right|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}\left|x_{j}^{+}-x_{ij}\right|} \tag{24}$$

$$\gamma_{ij}^{-}=\frac{\min\limits_{i}\min\limits_{j}\left|x_{ij}-x_{j}^{-}\right|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}\left|x_{j}^{-}-x_{ij}\right|}{\left|x_{j}^{-}-x_{ij}\right|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}\left|x_{j}^{-}-x_{ij}\right|} \tag{25}$$

式中：$\rho\subset[0,1]$ 为分辨系数。加权各项（$j=1,2,\cdots,n$）的关联系数，得到第 i 个方案与正理想方案和负理想方案关于第 j 指标的灰色关联度 r_i^{+}、r_i^{-}，分别为

$$r_i^{+}=\sum_{j=1}^{n}\omega_j\gamma_{ij}^{+}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{26}$$

$$r_i^{-}=\sum_{j=1}^{n}\omega_j\gamma_{ij}^{-}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{27}$$

4）根据欧氏距离计算公式，计算每一个方案与正负理想方案之间的距离 d_i^{+}、d_i^{-}，并对 d_i^{+}、d_i^{-} 做规范化处理。

$$d_i^{+}=\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\omega_j\left(x_{ij}-x_j^{+}\right)^2} \tag{28}$$

$$d_i^{-}=\sqrt{\sum_{j=1}^{n}\omega_j\left(x_{ij}-x_j^{-}\right)^2} \tag{29}$$

5）计算评价对象与正、负理想解的贴近度。分别对 r_i^{+}、r_i^{-}、d_i^{+}、d_i^{-} 进行无量纲化处理。

$$D_i^{+}=\frac{d_i^{+}}{\max\limits_{i}(d_i^{+})} \tag{30}$$

$$D_i^{-}=\frac{d_i^{-}}{\max\limits_{i}(d_i^{-})} \tag{31}$$

$$R_i^{+}=\frac{r_i^{+}}{\max\limits_{i}(r_i^{+})} \tag{32}$$

$$R_i^{-}=\frac{r_i^{-}}{\max\limits_{i}(r_i^{-})} \tag{33}$$

6）加权计算进行无量纲化处理后的欧氏距离和灰色关联度。当 D_i^{-}、R_i^{+} 的值越大，评价方案越趋近正理想解；与之相反 D_i^{+}、R_i^{-} 的数值越大，评价方案越趋近负理想解。融合灰色关联度和欧氏距离可得到

$$E_i^{+}=\alpha D_i^{-}+\beta R_i^{+} \tag{34}$$

$$E_i^{-}=\alpha D_i^{+}+\beta R_i^{-} \tag{35}$$

式中：α 和 β 分别反映了决策者对于位置和形状的偏爱程度，且 $\alpha+\beta=1$，$\alpha,\beta\in[0,1]$。

7）加权求得综合欧氏距离和灰色关联度的相对贴近度。第 i 个方案的相对贴近度为

$$Z_i=\frac{E_i^{+}}{E_i^{+}+E_i^{-}}\qquad i=1,2,\cdots,n \tag{36}$$

4 仿真分析

我机在空战中遭遇敌方 4 架 3 种机型（F-16C、F-15E、F-5E）的战机，敌机在我方机载火控雷达的探测跟踪范围内，我机的速度为 320 m/s，导弹的最大射程为 60 km，雷达的最大跟踪距离为 120 km。空战态势如表 1 所示。

表 1 敌机的参数信息

Table 1 Enemy aircraft parameter information

目标	机型	作战意图	q^{B}/(°)	q^{R}/(°)	r_{r}/km	v_{r}/(m·s^{-1})
1	F-16C	攻击	80	−45	50	300
2	F-16C	掩护	45	−45	70	325
3	F-5E	攻击	−60	80	60	320
4	F-15E	干扰	−45	15	60	330

根据式（1）~式（5）可以求得目标属性矩阵

$$\boldsymbol{Y}_1=\begin{bmatrix}0.85 & 0.35 & 0.50 & 0.44 & 0.80\\ 0.85 & 0.25 & 0.80 & 0.52 & 0.50\\ 0.41 & 0.39 & 0.30 & 0.50 & 0.80\\ 1 & 0.17 & 0.30 & 0.53 & 0.30\end{bmatrix}$$

运用 TOPSIS 理论，可找到数学正负理想解：

$\boldsymbol{Y}_1^{+}=[1\quad 0.39\quad 0.80\quad 0.53\quad 0.80]$

$\boldsymbol{Y}_1^{-}=[0.41\quad 0.17\quad 0.30\quad 0.44\quad 0.30]$

对敌机不同属性的评价指标，根据式（6）~式（8）对目标属性进行规范化处理，得到规范化矩阵：

$$\boldsymbol{Y}_2=\begin{bmatrix}0.85 & 0.81 & 1 & 0 & 0.80\\ 0.85 & 0.33 & 0 & 0.83 & 0.50\\ 0.41 & 1 & 0.50 & 0.67 & 0.80\\ 1 & 0 & 0.50 & 1 & 0.30\end{bmatrix}$$

求解正负理想解：

$\boldsymbol{Y}_2^{+}=[1\quad 1\quad 1\quad 0.83\quad 0.80]$

$\boldsymbol{Y}_2^{-}=[0.41\quad 0\quad 0\quad 0\quad 0.30]$

可根据式（11）、式（12）确定分辨系数：

$\boldsymbol{X}_{\Delta}^{+}=0.3355>1/3$

$\boldsymbol{X}_{\Delta}^{-}=0.4655>1/3$

故根据 ρ 的取值规则确定

$0.3355\leqslant\rho^{+}\leqslant 0.5032$

$0.6983\leqslant\rho^{-}\leqslant 0.9310$

本文中确定 ρ 的值为

$\rho^{+}=0.5$

$\rho^{-}=0.7$

由式（23）、式（24）可得到正负灰色关联系数矩阵：

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{\gamma}^{+}=\begin{bmatrix}0.7692 & 0.7246 & 1 & 0.3759 & 1\\ 0.7692 & 0.4274 & 0.3333 & 1 & 0.6250\\ 0.4587 & 1 & 0.5000 & 0.7576 & 1\\ 1 & 0.3333 & 0.5000 & 0.7463 & 0.5000\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\gamma}^{-}=\begin{bmatrix}0.6140 & 0.4636 & 0.4118 & 1.0000 & 0.5833\\ 0.6140 & 0.6796 & 1.0000 & 0.4575 & 0.7778\\ 1.0000 & 0.4118 & 0.5833 & 0.5109 & 0.5833\\ 0.5426 & 1.0000 & 0.5833 & 0.4118 & 1.0000\end{bmatrix}$$

由正负灰色关联系数矩阵,可根据式(13)得到正负灰色深度矩阵:

$$\boldsymbol{Q}^{+}=\begin{bmatrix}0.2567 & 0.2916 & 0.4286 & 0.1305 & 0.3200\\ 0.2567 & 0.1719 & 0.1429 & 0.3472 & 0.2000\\ 0.1530 & 0.4024 & 0.2143 & 0.2631 & 0.3200\\ 0.3336 & 0.1341 & 0.2143 & 0.2591 & 0.1600\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{Q}^{-}=\begin{bmatrix}0.2216 & 0.1814 & 0.1597 & 0.4201 & 0.1981\\ 0.2216 & 0.2660 & 0.3878 & 0.1922 & 0.2642\\ 0.3609 & 0.1612 & 0.2262 & 0.2147 & 0.1981\\ 0.1958 & 0.3914 & 0.2262 & 0.1730 & 0.3396\end{bmatrix}$$

可根据式(14)~式(17)确定各指标权值的取值范围:

$$\omega_1 \subset (0.1530,0.3609)$$
$$\omega_2 \subset (0.1341,0.4024)$$
$$\omega_3 \subset (0.1429,0.4286)$$
$$\omega_4 \subset (0.1305,0.4201)$$
$$\omega_5 \subset (0.1600,0.3396)$$
$$\frac{1}{5}\sum_{j=1}^{5}\left(\omega_j-\frac{1}{5}\right)^2 \subset (0.0034,0.0115)$$

根据极大熵模型可求得指标权重为

$$\boldsymbol{\omega}_0=[0.1774,0.1681,0.1723,0.1669,0.3153]$$

根据灰色关联度式(9)、式(10)求得指标之间的关联度为

$$[r_{ij}]_{5\times5}=\begin{bmatrix}1 & 0.4416 & 0.4974 & 0.5980 & 0.4952\\ 0.4416 & 1 & 0.4654 & 0.3635 & 0.6132\\ 0.4974 & 0.4654 & 1 & 0.3911 & 0.5107\\ 0.5980 & 0.3635 & 0.3911 & 1 & 0.4395\\ 0.4952 & 0.6132 & 0.5107 & 0.4395 & 1\end{bmatrix}$$

将指标之间的关联度体现在三维空间如图 2 所示,指标 1~5 分别为空战能力、空战意图、角度、距离和速度。

通过咨询多位专家意见,综合专家意见,认为角度因素以及距离、速度之间不存在耦合关系,相互独立;空战能力与飞机所处态势无关。基于以上两点考虑,确立解耦合阈值 $\psi=0.5980$,根据式(21),l_k 均取 0.5,求得修正后的指标权重:

$$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}=[0.1389\quad 0.1302\quad 0.1924\quad 0.1864\quad 0.3521]$$

可根据式(24)~式(27)分别确定各敌机与正理想解、负理想解之间的加权灰色关联度以及相对贴近度,如表 2 所示。

由表 2 可以看出,融合正负理想解灰色关联度,对目标威胁值的排序更加合理。敌机 2、4 与负理想解的灰色关联度大于正理想解的灰色关联度,敌机 1、3 与正理想解的灰色关联度大于负理想解的灰色关联度,明显敌机 1、3 的威胁值大于 2、4,最终确定敌机威胁排序为:1 > 3 > 2 > 4,与客观事实相符。

可根据式(28)、式(29)确定各敌机与正负理想解之间的加权欧氏距离如表 3 所示。

由表 3 可以看出,融合正负理想解欧氏距离,对目标威胁值的排序更加合理。敌机 1、3 与负理想解的欧氏距离大于正理想解的欧氏距离,敌机 2、4 与正理想解的欧氏距离大于负理想解的欧氏距离,明显的敌机2、4威胁值大于1、3,综合正负

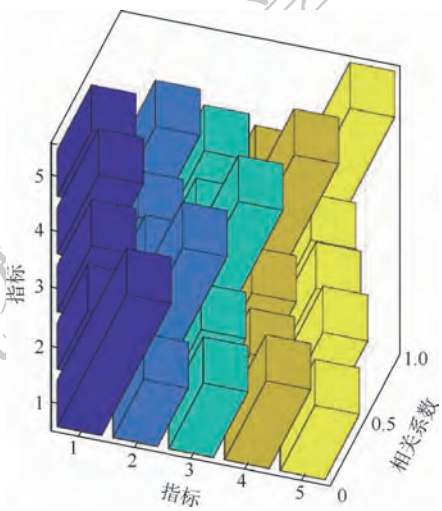


图 2　各指标之间的关联度

Fig. 2　Correlation degree among indexes

表 2　灰色关联度

Table 2　Grey relational degree

敌机编号	正理想解灰色关联度	负理想解灰色关联度	相对贴近度
1	0.8158	0.6167	0.5477
2	0.6331	0.7253	0.4441
3	0.7834	0.6054	0.5422
4	0.5937	0.7467	0.4212

北航学报 赠阅

表 3 欧氏距离

Table 3 Euclidean distance

敌机编号	正理想解欧氏距离	负理想解欧氏距离	TOPSIS 方法欧氏距离
1	0.353 6	0.629 1	0.394 4
2	0.529 3	0.424 5	0.590 9
3	0.330 3	0.604 1	0.387 8
4	0.543 0	0.521 3	0.546 9

理想解的欧氏距离目标的威胁值区分度明显，最终确定敌机威胁排序为：2 > 4 > 1 > 3，与客观事实相符。

根据式(30)～式(33)对正负理想解的欧氏距离和灰色关联度进行无量纲化处理，如表 4 所示。

本文采取了 4 种方法对敌机威胁进行排序，综合考虑了指标序列之间的贴近度和单个指标之间的贴近度，对于数据的规范化处理，分别采用模糊处理(TOPSIS、GRA 和 GRA-TOPSIS)和建立数模型方法，得到敌机威胁排序如表 5 所示。

由表 5 中 4 种方法威胁排序结果对比(见图 3)，可以看出数学模型规范化处理后，目标威胁的区分度最大，GRA-TOPSIS 综合运用了数据信息，使得威胁排序更加合理。

为了更加清晰地说明不同参数对目标威胁结果的影响，其对比结果如图 4 所示。图中参数组合 1、2 及 4 分别与表 6 中的第 1 组参数 $\alpha=0.2$，$\beta=0.8$、第 2 组参数 $\alpha=0.4$，$\beta=0.6$ 及第三组参数 $\alpha=0.7$，$\beta=0.3$ 相对应；参数组合 3 与表 5 中的 GRA-TOPSIS 参数($\alpha=0.5$，$\beta=0.5$)相对应。根据决策者对于威胁评价序列贴近度和各个指标的贴近度的偏爱程度，得出不同的目标威胁的排序结果，如表 6 所示。

从表 6 可以看出，决策者的主观偏好会对最终的威胁排序结果有影响，在实际空战中，每一位飞行员都有自己决策偏好，不能一概而论，得出一个统一的结果。

表 4 无量纲化处理及威胁排序($\alpha=0.5$，$\beta=0.5$)

Table 4 Dimensionless processing and threat sorting($\alpha=0.5$，$\beta=0.5$)

敌机编号	正理想解灰色关联度	负理想解灰色关联度	正理想解欧氏距离	负理想解欧氏距离	正理想解贴近度	负理解贴近度	相对贴近度	威胁排序
1	1.000 0	0.825 9	0.651 2	1.000 0	1.000 0	0.738 6	0.574 2	2
2	0.776 0	0.971 4	0.974 7	0.674 9	0.725 5	0.973 1	0.427 1	4
3	0.960 3	0.810 8	0.608 3	0.960 3	0.960 3	0.709 6	0.575 1	1
4	0.727 7	1.000 0	1.000 0	0.828 6	0.778 2	1.000 0	0.437 6	3

表 5 四种方法相对贴近度与威胁排序比较

Table 5 Comparison of relative nearness degree and threat sorting of four methods

敌机编号	TOPSIS		GRA		GRA-TOPSIS		数学模型	
	相对贴近度	威胁排序	相对贴近度	威胁排序	相对贴近度	威胁排序	相对贴近度	威胁排序
1	0.394 4	3	0.547 7	1	0.574 2	2	0.610 7	1
2	0.590 9	1	0.444 1	3	0.427 1	4	0.593 0	2
3	0.387 8	4	0.542 2	2	0.575 1	1	0.487 1	3
4	0.546 9	2	0.421 2	4	0.437 6	3	0.452 1	4

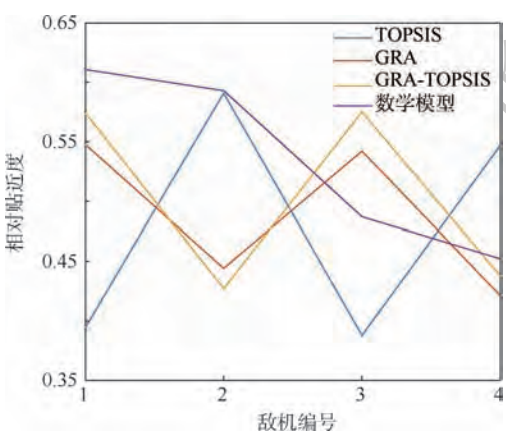


图 3 四种方法相对贴近度对比

Fig. 3 Comparison of relative nearness degree calculated by four methods

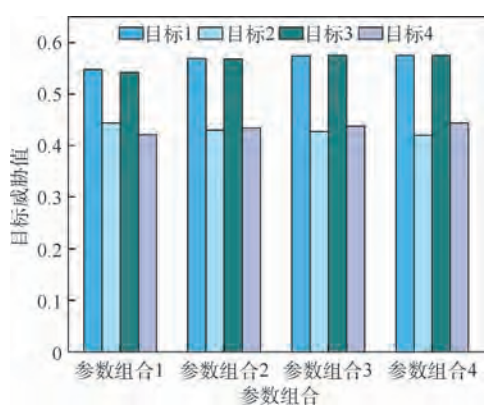


图 4 决策者的不同偏好对比

Fig. 4 Comparison of different preferences among decision makers

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 6　α,β 不同取值时目标威胁排序

Table 6　Target threat sorting at different values of α,β

敌机编号	$\alpha=0.2,\beta=0.8$			$\alpha=0.4,\beta=0.6$			$\alpha=0.7,\beta=0.3$		
	正理想解贴近度	负理想解贴近度	相对贴近度	正理想解贴近度	负理想解贴近度	相对贴近度	正理想解贴近度	负理想解贴近度	相对贴近度
1	1.000 0	0.825 9	0.547 7	1.000 0	0.756 0	0.569 5	1.000 0	0.703 6	0.575 2
2	0.776 0	0.971 4	0.444 1	0.735 6	0.972 7	0.430 6	0.705 2	0.973 7	0.420 2
3	0.960 3	0.810 8	0.542 2	0.960 3	0.729 8	0.568 2	0.960 3	0.669 1	0.575 1
4	0.727 7	1.000 0	0.421 2	0.768 1	1.000 0	0.434 4	0.798 4	1.000 0	0.443 9
排序	1 > 3 > 2 > 4			1 > 3 > 4 > 2			1 > 3 > 4 > 2		

5　结　论

针对以往的客观赋权法不能从逻辑视角体现指标相对评价对象的重要程度,使得评估结果与客观事实存在一定偏差的问题,以及运用 GRA 和 TOPSIS 进行目标威胁评估存在不足的问题,提出了一种基于 TOPSIS-GRA 目标威胁评估方法,可以得出:

1) 针对将目标威胁评估问题转化成多属性决策问题,将目标的作战意图引入到评估体系中,使得评估体系更加合理,评估结果更加可性。

2) 在灰色关联度理论的基础上,将灰色关联深度理论引入,结合极大熵理论,避免了人为因素对权重求解的影响。

3) 考虑到评估指标之间存在内在耦合性,不满足线性加权理论要求,故提出指标之间的纵向维度的灰色关联度,避免了指标之间相关性的影响,同时也满足了线性加权理论。

4) 将 GRA 与 TOPSIS 相结合,克服了 TOPSIS 和 GRA 两种方法本身的局限性,使得目标威胁相对贴近度更加准确,从而更加合理地反映目标威胁的大小。同时本文还考虑了决策者的不同主观偏好,得出不同的威胁评估结果,充分说明了决策者主观偏好对结果的影响。

参考文献 (References)

[1] 孙海文,谢晓方,孙涛,等. 小样本数据缺失状态下 DBN 舰艇编队防空目标威胁评估方法[J]. 系统工程与电子技术,2019,44(6):1300-1308.
SUN H W,XIE X F,SUN T,et al. Threat assessment DBN under method of warships formation air defense based on the condition of small sample data missing[J]. Systems Engineering and Electronics,2019,44(6):1300-1308(in Chinese).

[2] 王昱,章卫国,傅莉,等. 基于不确定性信息的空战威胁评估方法[J]. 西北工业大学学报,2016,34(2):299-305.
WANG Y,ZHANG W G,FU L,et al. A method of threat assessment for aerial combat using uncertain information[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2016,34(2):299-305(in Chinese).

[3] 黄大荣,郭安学,李云生,等. 基于专家知识属性重要度的集群目标威胁评估方法[J]. 兵工学报,2009,30(10):1357-1362.
HUANG D R,GUO A X,LI Y S,et al. An object-group threat assessment method based on attribute significance of multi-field expert systems[J]. Acta Armamentarii,2009,30(10):1357-1362(in Chinese).

[4] 程岳,王宝树. 基于分级多层黑板模型的态势估计系统结构研究[J]. 计算机应用研究,2002,19(6):29-31.
CHENG Y,WANG B S. The study of situation assessment architecture based on a multi-level and multi-hierarchical blackboard model[J]. Application Research of Computer,2002,19(6):29-31(in Chinese).

[5] 张浩为,谢军伟,葛佳昂,等. 改进 TOPSIS 的多态融合直觉模糊威胁评估[J]. 系统工程与电子技术,2018,40(10):2263-2269.
ZHANG H W,XIE J W,GE J A,et al. Intuitionistic fuzzy set threat assessment based TOPSIS and multiple times fusion on improved[J]. Systems Engineering and Electronics,2018,40(10):2263-2269(in Chinese).

[6] 徐西蒙,杨任农,符颖,等. 基 ELM_AdaBoost 强预测器的空战目标威胁评估[J]. 系统工程与电子技术,2018,40(8):1760-1768.
XU X M,YANG R N,FU Y,et al. Target threat assessment in air combat based on ELM AdaBoost strong predictor[J]. Systems Engineering and Electronics,2018,40(8):1760-1768(in Chinese).

[7] FENG L Y,XUE Q,LIU M X. Threat evaluation model of targets based on information entropy and fuzzy optimization theory[C]//2011 IEEE International Conference on Industrial Engineering and Engineering Management. Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:1789-1793.

[8] ZHANG H Y,LI Y J,ZHANG K,et al. Hazard degree identification of goafs based on scale effect of structure by RS-TOPSIS method[J]. Journal of Central South University,2015,22:684-692.

[9] 杨远志,王红卫,索中英,等. 基于粗糙集-逼近理想解排序的辐射源威胁排序方法[J]. 兵工学报,2016,37(5):945-952.
YANG Y Z,WANG H W,SUO Z Y,et al. An emitter threat evaluating method based on rough set and TOPSIS[J]. Acta Armamentarii,2016,37(5):945-952(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[10] 张莹,王红卫,郭晓陶,等. 基于 GIFSS-TOPSIS 的辐射源威胁评估方法[J]. 火力与指挥控制,2018,43(4):37-41.
ZHANG Y,WANG H W,GUO X T,et al. Emitter threat evaluating method based on GIFSS and TOPSIS[J]. Fire Control & Command Control,2018,43(4):37-41(in Chinese).

[11] 李陆军,丁建江,吕金建,等. 基于 TOPSIS 和灰色关联度的弹道目标威胁评估方法[J]. 电光与控制,2017,24(9):6-10
LI L J,DING J J,LYU J J,et al. Threat assessment to ballistic missile based on TOPSIS optimization and grey correlation degree[J]. Electronic Optics & Control,2017,24(9):6-10(in Chinese).

[12] 张永利,计文平,刘楠楠. 基于熵权-TOPSIS-灰色关联的目标威胁评估研究[J]. 现代防御技术,2016,44(1):72-78.
ZHANG Y L,JI W P,LIU N N. Target threat evaluation based on entropy weight-TOPSIS-grey correlation[J]. Modern Defense Technology,2016,44(1):72-78(in Chinese).

[13] 刘思峰,党耀国,方志根,等. 灰色系统理论及其应用[M]. 北京:科学出版社,2010:256-257.
LIU S F,DANG Y G,FANG Z G,et al. Grey system theory and its application[M]. Beijing:Science Press,2010:256-257(in Chinese).

[14] 董卓宁,卢俊言,肖霄. 基于灰色区间关联的 UCAV 自主决策方法[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(11):1536-1541.
DONG Z N,LU J Y,XIAO X. Decision-making approach to UCAV based on gray interval relative theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(11):1536-1541(in Chinese).

[15] 胡杰,曹林平,黄长强. 基于扩展不完备信息的无人战斗机综合战术灰色粗决策方法[J]. 兵工学报,2010,31(9):32-36.
HU J,CAO L P,HUANG C Q. A synthesized tactical gray rough decision-making method for UCAV based on extended incomplete information[J]. Acta Armamentarii,2010,31(9):32-36(in Chinese).

[16] 赵永,李为民,刘彬,等. 基于改进灰色关联法的高超声速目标威胁评估模型[J]. 探测与控制学报,2014,36(5):80-85.
ZHAO Y,LI W M,LIU B,et al. Hypersonic target threat evaluation model based on improved gray relation analysis[J]. Journal of Detection & Control,2014,36(5):80-85(in Chinese).

[17] 高永,向锦武. 超视距多机协同空战目标分配算法[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(3):286-289.
GAO Y,XIANG J W. Target assignment in BVR air combat[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(3):286-289(in Chinese).

[18] 陈强,周先雁. 岩锚梁稳定性影响因素模糊灰色关联分析模型及其应用[J]. 中南大学学报(自然科学版),2015,46(9):3487-3495.
CHEN Q,ZHOU X Y. Fuzzy grey relation analysis model on influence factors for stability of rock-bolt crane girder and its application[J]. Journal of Central South University (Science and Technology),2015,46(9):3487-3495(in Chinese).

[19] 罗滇生,别少勇,庞振国,等. 考虑指标关联的配电网设备利用率综合评价[J]. 电力系统及其自动化学报,2017,29(10):73-79.
LUO D S,BIE S Y,PANG Z G,et al. Comprehensive evaluation on the utilization rate of distribution network equipment considering the relevance among indexes[J]. Proceedings of the CSU-EPSA,2017,29(10):73-79(in Chinese).

作者简介:

奚之飞 男,硕士研究生。主要研究方向:火力指挥控制原理与技术。

徐安 男,博士,讲师。主要研究方向:火力指挥控制原理与技术。

寇英信 男,博士,教授。主要研究方向:火力指挥控制原理与技术。

李战武 男,博士,教授。主要研究方向:火力指挥控制原理与技术。

杨爱武 男,硕士研究生。主要研究方向:火力指挥控制原理与技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Air combat threat assessment based on improved GRA-TOPSIS

XI Zhifei[1], XU An[1,2,*], KOU Yingxin[1], LI Zhanwu[1,2], YANG Aiwu[1]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. College of Electronic Communication, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to solve the problem that the coupling between indexes is not considered an the objective weighting method cannot reflect the true importance of indexes relative to evaluation objects from a logical perspective when calculating the weight of indexes in air combat threat assessment, a maximum entropy model based on grey relational degree and grey relational depth is proposed to determine the initial weight, and then the weight is modified according to the grey relational degree among indexes and the decoupling threshold. In order to overcome the shortcomings of grey relational analysis (GRA) and technique for order preference by similarity to solution (TOPSIS), a method of target threat assessment based on GRA-TOPSIS is proposed. First, the influence of mathematical model and fuzzy processing on the target threat assessment is analyzed through example. Second, the results of the target threat assessment using the GRA, TOPSIS, GRA-TOPSIS and mathematical models are compared and analyzed. Finally, different target threat assessment results are obtained by considering the subjective preference of different decision makers. Simulation proved the effectiveness and scientificity of the proposed method.

Keywords: grey relational depth; grey relational degree among indexes; grey relational analysis and technique for order preference by similarity to solution (GRA-TOPSIS); maximum entropy; resolution ratio

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-05; **Accepted**: 2019-08-03; **Published online**: 2019-08-22 11:08
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190822.1041.002.html
* **Corresponding author**. E-mail: xuankgd@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0215

两阶段变阈值关联竞争退化建模

全下文载

王乾元，袁宏杰*，徐如远
（北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100083）

摘 要：机电产品在使用过程中，存在磨损退化失效和环境引起的冲击失效。通常认为自身退化与冲击失效是相互独立的或存在冲击造成自身退化突增的局部关联现象。本文考虑冲击会影响退化过程，同时退化也会影响冲击，当自身退化量达到一定值后不仅会影响冲击失效的失效率，还会使产品冲击失效阈值降低，造成产品的抗冲击能力下降，使产品的冲击失效过程呈现两阶段现象，在自身退化与冲击失效相互关联相互竞争的情况下，建立了失效率与失效阈值改变的可靠性模型，解决了传统竞争退化建模考虑因素不完整的问题。

关 键 词：自身退化；随机冲击；关联竞争失效；随机过程；变阈值；两阶段模型
中图分类号：TB114.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0398-09

机电产品在生产生活中得到了广泛应用[1]，其可靠性研究越发重要，传统单一退化轨迹已经无法满足结构日益复杂且工作环境多样化的机电产品[2-3]。机电产品的失效存在内部失效机理和外部失效机理，内部失效机理通常为产品自身退化失效，而外部失效机理一般表现为外部环境等引发的冲击失效，即机电产品的失效是由自身退化与冲击失效两种失效模式相互竞争的结果[4-5]。传统的竞争失效研究忽略了2种失效模式的关联性问题[6-7]，造成可靠性模型存在误差，故对相互关联的竞争失效模型研究具有重要意义[8]。

Liu 和 Tang[9]提出了相互独立的竞争失效退化模型，认为产品的自身退化与外界的随机冲击之间影响较少。Song 等[10]提出了多应力独立竞争模型，考虑产品在复杂的环境中同时遭受温度、湿度、振动等多种复杂应力的冲击，多应力之间相互独立，共同组成产品的失效机理，该方法可有效模拟产品在复杂环境中的退化情况，但考虑的失效机理全部为外界环境因素，未考虑产品自身退化的情况，同样不适合描述结构复杂的机电产品。Jiang 等[11]在关联失效过程与关联失效阈值的可靠性分析中考虑某微型发动机自身退化会受到冲击影响产生突增现象，同时当冲击值超过某一特定值时，认为冲击对发动机产生不可逆损伤，例如产生裂缝现象，造成其冲击阈值降低，该模型可以反映机电产品的竞争退化过程，但是考虑的冲击失效阈值改变问题仅考虑自身冲击原因，并未考虑自身退化对冲击产生的影响。Jiang 等[12]在具有变化失效阈值的关联竞争失效过程的可靠性和维护性建模分析中也认为环境产生的冲击失效阈值仅受自身因素影响，自身退化不会影响到其阈值变化，在此基础上增加了维修性的分析，同样没有考虑自身退化与冲击失效相互影响的情况。Rafiee 等[13]在变失效率关联竞争失效过程的可靠性建模中提出了失效率改变情况，没有从阈值角度分析关联竞争现象，而是认为自身退化对冲击失效的影响表现在冲击失效率的变化上，考虑冲击失效率满足泊松分布，失效率是一个随自身退化时间变化的值，该模型从失效率角度分析了

收稿日期：2019-05-10；**录用日期**：2019-07-05；**网络出版时间**：2019-07-29 10:11
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190726.1910.002.html
* **通信作者**. E-mail：05938@buaa.edu.cn

引用格式：王乾元，袁宏杰，徐如远. 两阶段变阈值关联竞争退化建模[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：398-406.
WANG Q Y，YUAN H J，XU R Y. Two-stage variable threshold correlative and competitive degradation modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：398-406 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

自身退化对冲击失效的影响,但没有进一步考虑冲击失效阈值阶段变化的情况。Guan 等[14]在具有变化硬故障阈值的关联竞争失效过程的多组件系统可靠性建模中,提出冲击失效阈值会受到自身退化的影响而变化,但该模型分析没有考虑自身退化对冲击失效率的影响,同时,该模型基于多组件系统,采用逻辑分析建模方法,不适合机电产品的单组件竞争可靠性建模分析。

上述学者在独立竞争模型的基础上,分析了外界冲击对自身退化产生的影响,使建立的竞争退化模型准确性更高,但忽略了自身退化对冲击失效的影响,该影响不仅表现在冲击失效率的变化,还表现在冲击失效阈值的分阶段变化。机电产品实际运行时,自身退化与冲击失效相互影响、相互竞争,自身退化对冲击的影响会直接影响到寿命估计结果。

本文在已有竞争失效模型研究基础上,使用 Wiener 过程进行退化建模。主要考虑相互关联情况下,自身退化对冲击失效产生影响,表现在当自身退化达到一定退化量值时,冲击过程受影响导致冲击的失效率以及冲击失效阈值改变的情况,以机电产品中的微型发动机作为研究对象,建立相互关联的变阈值竞争失效退化模型,将独立竞争失效、局部关联竞争失效以及相互关联竞争失效模型进行对比分析,表明相互关联竞争失效模型能更好地反映机电类产品的真实退化情况。

1　问题描述

对产品进行可靠性研究时往往需要对产品退化过程进行分析建模。机电产品的失效是由自身退化失效与外界环境引发的冲击失效共同作用的结果。自身退化失效是指随着产品工作时间的增加,产品的性能逐渐丧失,当超过一定阈值时,产品彻底失效的现象,比如飞机发动机的老化、汽车轮胎的疲劳裂纹扩展、电机齿轮的磨损等;冲击失效是指产品在运行过程中因外界环境造成的工作能力突然丧失的失效,例如电路板短路、材料断裂、发热烧穿等。自身退化失效与冲击失效的产品性能随时间的变化分别如图 1 和图 2 所示。

由图 1 可知,当产品退化到时间 T 时,性能退化量达到阈值 D,认为产品自身退化失效。产品的失效阈值通常只与自身性质有关,但存在一种特定情况,当产品退化受到环境影响时,失效阈值变成一个随机变量,此类失效阈值为变化的失效阈值。对于产品因外界环境引发的冲击失效过程,认为只存在 2 种状态,即正常工作与冲击失效。如图 2 所示,在时间 T 之前,产品冲击量 I 一直处于正常工作状态;到达时间 T 后,产品彻底丧失工作能力,即发生冲击失效。

产品在自身退化的情况下,因受到外界环境冲击,同时产生一个冲击失效机制,两者共同组成产品的失效机理,如图 3 所示。自身退化失效与冲击失效两者相互竞争,任何一个失效的发生都将导致产品彻底失效,即为竞争失效,同时,产品自身退化失效与冲击失效存在一定关系。

传统研究认为外界冲击会使产品自身退化量发生突增现象,如图 4 所示,但没有考虑自身退化对冲击失效产生的反馈影响,导致建立的模型

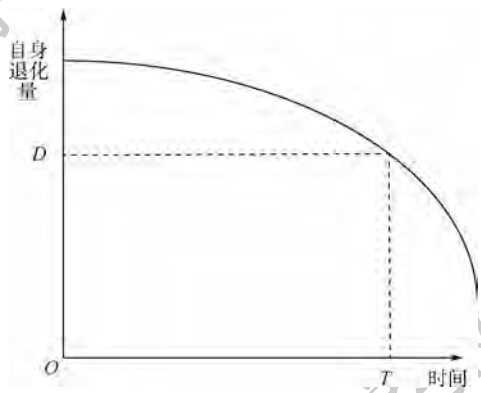


图 1　自身退化失效示意图

Fig. 1　Schematic diagram of self-degradation failure

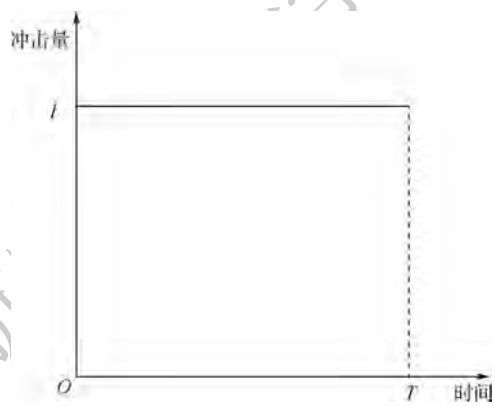


图 2　冲击失效示意图

Fig. 2　Schematic diagram of shock failure

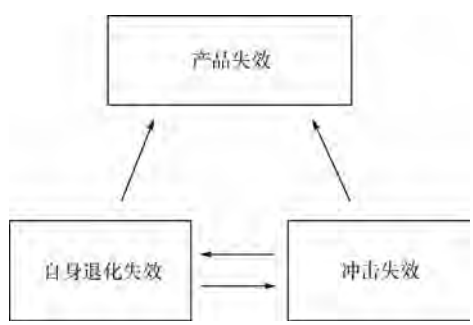


图 3　产品失效机理关系

Fig. 3　Relationship in product failure mechanism

北航学报 赠阅

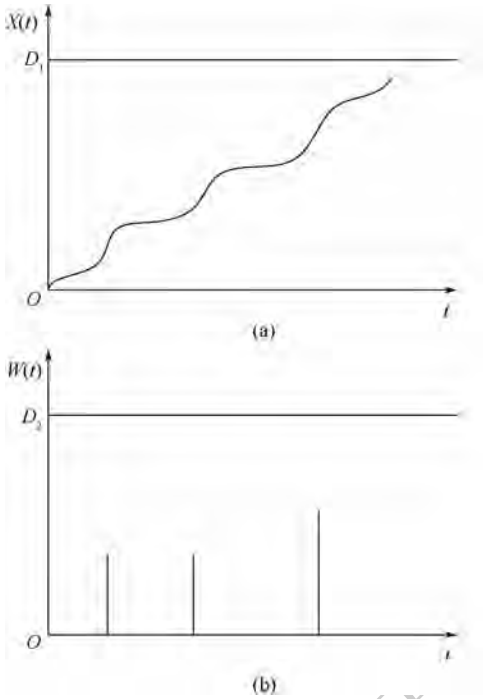


图 4 局部竞争失效示意图

Fig. 4 Schematic diagram of local competition failure

只是局部关联模型。

图 4(a)为产品自身退化量 $X(t)$ 随时间 t 变化的示意图，D_1 为退化失效阈值，当退化总量 $X(t)$ 超过退化失效阈值时，产品失效。图 4(b)为产品受环境冲击产生冲击失效过程，$W(t)$ 表示冲击量，D_2 为冲击失效阈值，当冲击幅值大于冲击失效阈值时，产品失效。

针对关联性不足问题，本文研究由桑迪亚国家实验室研发的一种微型发动机系统[15]的退化过程。作为薄弱环节的旋转齿轮由正交线性梳状驱动器组成，机械连接到旋转装置，梳齿驱动器的线性位移通过连接头转换为齿轮的旋转，齿轮绕毂旋转，毂固定在基座上。通电带动齿轮旋转进而带动微型发动机系统工作，各部件表面的摩擦是导致系统发生自身退化失效的主要原因，系统工作的同时会出现齿轮与连接口之间摩擦导致销钉断裂的现象；微型发动机的冲击试验显示会产生一定碎屑，当振动的幅度超过一定的水平时，齿轮毂发生断裂现象，即发生冲击失效现象。因此微型发动机要经历 2 个相互竞争的失效过程：由自身退化产生的销钉断裂以及冲击造成的齿轮毂断裂现象。在齿轮毂断裂之前，磨损退化可能引起齿轮毂老化，这种现象降低了齿轮毂材料进一步承受冲击的强度，表现在齿轮毂冲击失效阈值的降低，同时磨损加剧会导致更多碎屑的产生，使齿轮毂遭受的冲击频率加大，表现在冲击失效率的增加，两者具体关系如图 5 所示。

图 5(a)为产品总退化量 $X(t)$ 随时间 t 变化的示意图，D 为退化失效阈值，当退化量 $X(t)$ 超过退化失效阈值时，产品失效，H 为性能退化水平，当退化量达到 H 时，产品不发生失效，但冲击失效阈值降低。图 5(b)为产品受环境冲击失效过程，D_1、D_2 为冲击失效阈值，当冲击量 $W(t)$ 大于冲击失效阈值时，产品失效，在 τ 时刻，产品自身退化量达到 H，此时产品抗冲击能力降低，冲击阈值从 D_1 降低到 D_2。

本文设计的相互关联竞争失效模型在考虑传统随机冲击造成自身退化过程产生突增现象的基础上，提出了退化对冲击反馈影响的 2 点创新：自身退化达到一定退化量 H 时，产品抗冲击能力下降，表现在冲击失效阈值的降低；冲击失效率受退化程度影响，表现为一个随退化量变化的值。产品的自身退化与随机冲击任何一个过程达到阈值都将造成失效，两者相互关联、相互竞争，共同组成产品的失效机理。

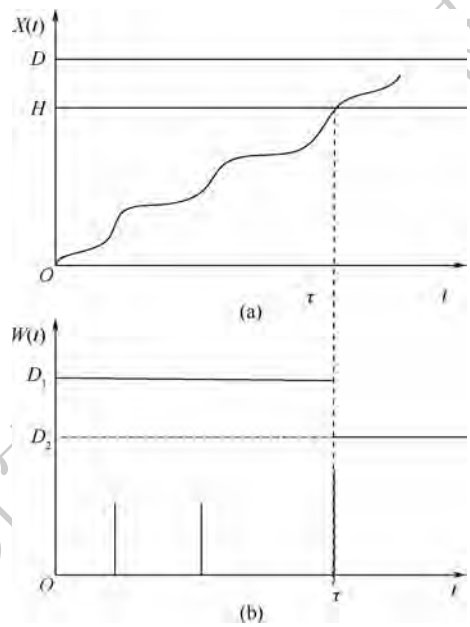


图 5 相互关联竞争失效关系

Fig. 5 Relationship in correlative competition failure

2 不完全关联竞争失效可靠性模型

2.1 自身退化失效过程建模

逆高斯过程起源于有正漂移的 Wiener 过程或 Brown 运动中的首达时分布，其与概率论和统计学都有着密切的联系。逆高斯过程具有十分自然、优良的概率与统计性质，在寿命试验、卫生科学、精算学、生态学、昆虫学等众多领域得到了极为广泛的应用。假设产品的自身退化满足逆高斯

北航学报 赠阅

过程,其性能退化量用 $X(t)$ 表示,退化量 $X(t)$ 是关于时间 t 的递增函数,其退化增量 $\Delta X(t)=X(t+\Delta t)-X(t)$ 满足逆高斯过程 $\mathrm{IG}(\mu t,\lambda t^2)$。其中 μ、λ 分别为均值与尺度参数,其具有以下性质:

1) 在任意不同的时间 $[t_1,t_2]$ 与 $[t_3,t_4]$ 内,其中 2 个时间段不存在相交且 $t_1<t_2<t_3<t_4$,退化增量 $\Delta X_1(t)=X(t_2)-X(t_1)$ 与 $\Delta X_2(t)=X(t_4)-X(t_3)$ 相互独立。

2) $\Delta X(t)\sim \mathrm{IG}(\mu t,\lambda t^2)$,概率密度函数为

$$f(X)=\frac{1}{\sqrt{2\pi\mu^2\Lambda(t)}}\exp\left[-\frac{(Y-\lambda\Lambda(t))^2}{2\mu^2\Lambda(t)}\right]\cdot \exp\left(\frac{2\lambda D}{\mu^2}\right)\exp\left[-\frac{(Y-2D-\lambda t)^2}{2\mu^2\Lambda(t)}\right] \tag{1}$$

式中:Y 为退化量;$\Lambda(t)$ 为时间 t 的函数,定义其退化阈值为 D,其退化过程为递增过程,可靠度表达式为

$$R_{\mathrm{IG}}(t)=P(T_{\mathrm{IG}}\geqslant t)=P(X(t)\leqslant D)=\int_0^D\sqrt{\frac{\lambda(\Delta t)^2}{2\pi x^3}}\exp\left[-\frac{\lambda(x-\mu\Delta t)^2}{2x\mu^2}\right]\mathrm{d}x \tag{2}$$

式中:$x>0$,$\mu>0$,$\lambda>0$;T_{IG} 为退化失效时间。考虑 $X(0)=0$,逆高斯过程具有可加性,故退化过程 $X(t)\sim \mathrm{IG}(\mu t,\lambda t^2)$。使用变量替换法可得产品可靠度函数表达式为

$$R_{\mathrm{IG}}(t)=\Phi\left(\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}-1\right)\right)+\exp\left(\frac{2\lambda t}{\mu}\right)\Phi\left(-\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}+1\right)\right) \tag{3}$$

2.2　冲击失效过程建模

考虑典型的产品冲击失效的时间一般满足泊松分布,即 $T\sim\pi(\lambda)$。假设在退化过程中,产品退化量用 x 表示,冲击失效时间为 T_1,在冲击失效情况下,产品的故障率是确定的,其可靠度函数表达式为

$$R_1(t)=R_1(t\mid x)=P(T_1\geqslant t)=\exp\left[-\int_0^t\lambda(t'\mid x)\,\mathrm{d}t'\right] \tag{4}$$

式中:t' 为时间 t 的积分变量。

2.3　独立竞争失效过程建模

考虑冲击失效与自身退化相互独立的情况,用 $T=\min\{T_1,T_{\mathrm{IG}}\}$ 表示产品总的失效时间,其中 T_1 和 T_{IG} 分别为冲击失效时间和满足逆高斯过程的自身退化失效时间,则在竞争失效的情况下,产品在时间 t 不发生失效的概率可表示为

$$R(t)=P\{T\geqslant t\}=P\{T_1\geqslant t,T_{\mathrm{IG}}\geqslant t\}=P\{T_1\geqslant t\mid T_{\mathrm{IG}}\geqslant t\}P\{T_{\mathrm{IG}}\geqslant t\} \tag{5}$$

当冲击失效与自身退化失效相互独立时,冲击失效的失效率不受性能退化量影响,其只与时间 t 有关,故 $\lambda(t\mid x)=\lambda(t)$,根据式(3)和式(4),产品的可靠度表达式为

$$R(t)=R_1R_{\mathrm{IG}}(t)=P(T_1\geqslant t)P(T_{\mathrm{IG}}\geqslant t)=\exp\left[-\int_0^t\lambda(t')\,\mathrm{d}t'\right]\cdot\int_0^D\sqrt{\frac{\lambda(\Delta t)^2}{2\pi x^3}}\exp\left[-\frac{\lambda(x-\mu\Delta t)^2}{2x\mu^2}\right]\mathrm{d}x=\exp\left[-\int_0^t\lambda(t')\,\mathrm{d}t'\right]\left[\Phi\left(\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}-1\right)\right)+\exp\left(\frac{2\lambda t}{\mu}\right)\Phi\left(-\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}+1\right)\right)\right] \tag{6}$$

式(6)即为冲击失效与自身退化失效在相互独立时的竞争失效模型的可靠度表达式。

2.4　退化影响冲击失效率的可靠性建模

考虑冲击失效与自身退化存在局部关联的情况,即冲击失效率随退化量变化。

作如下假设:

1) 产品的初始退化量为零,其自身退化失效阈值为 D_1,冲击失效阈值为 D_2,任何一个失效模式达到自身失效阈值都认为产品彻底失效。

2) 产品性能逐渐下降,为不可逆退化,其退化量为一个单调递增的连续函数,且其自身退化与冲击失效都为固定退化模式,退化分布不会随时间变化。

3) 冲击失效与自身退化失效存在联系,冲击失效率与退化量有关,退化量与时间 t 有关。冲击失效率可表示为

$$\lambda(t\mid y)=\lambda(y(t)) \tag{7}$$

式中:y 为退化量;$y(t)$ 为退化量与时间 t 的递增函数。假设在退化过程中,冲击失效时间为 T_2,在冲击失效情况下,产品的失效率是与退化量有关的函数,则冲击失效可靠度函数表达式为

$$R_2(t)=R_2(t\mid y)=R_2(y(t))=P(T_2\geqslant t)=\exp\left[-\int_0^t\lambda(y(t'))\,\mathrm{d}t'\right] \tag{8}$$

用 $T=\min\{T_2,T_{\mathrm{W}}\}$ 表示产品总的失效时间,其中 T_2 和 T_{W} 分别为冲击失效时间和自身退化失效时间,则在竞争失效的情况下,产品在时间 t 不发生失效的概率可表示为

$$R(t)=P(T\geqslant t)=P(T_2\geqslant t)P(T_{\mathrm{W}}\geqslant t)=\exp\left[-\int_0^t\lambda(y(t'))\,\mathrm{d}t'\right]\cdot\int_0^D\sqrt{\frac{\lambda(\Delta t)^2}{2\pi y^3}}\exp\left[-\frac{\lambda(y-\mu\Delta t)^2}{2y\mu^2}\right]\mathrm{d}y=\exp\left[-\int_0^t\lambda(y(t'))\,\mathrm{d}t'\right]\left[\Phi\left(\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}-1\right)\right)+\exp\left(\frac{2\lambda t}{\mu}\right)\Phi\left(-\sqrt{\frac{\lambda t^2}{D}}\left(\frac{D}{\mu t}+1\right)\right)\right] \tag{9}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式(9)即为自身退化失效对冲击失效产生局部影响时的竞争失效模型的可靠度表达式。

3 相互关联竞争失效可靠性模型

本节考虑冲击失效与自身退化失效存在相互联系,即冲击失效率以及失效阈值都发生变化的情况。将冲击失效分为阈值变化前后 2 个阶段分别进行研究,构建基于随机过程的变阈值两阶段相互关联竞争失效模型,具体关系如图 5 所示,首先作如下假设:

1) 系统的总退化量为自身退化与外界冲击产生的突增性能退化量之和。

2) 冲击失效过程对自身退化失效过程有一定影响,即外界环境冲击会造成自身退化量出现短暂突增现象。

3) 自身退化过程也会对冲击失效过程造成影响,当自身退化量达到一定水平 $H(H<D)$时,产品自身抵抗外界冲击的能力降低,直接造成冲击失效阈值降低,产品的冲击失效过程变成一个两阶段的过程;同时冲击失效率也会随退化量变化。

3.1 自身退化失效过程建模

考虑产品的自身退化过程满足随机过程,其性能退化量用 $Z(t)$表示,退化量 $Z(t)$是关于时间 t 的递增函数,定义其退化阈值为 D。用布朗运动表示退化轨迹为

$$Z(t)=\alpha+\beta t \tag{10}$$

式中:α 为产品的初始退化量;β 为性能退化率的随机变量,服从正态分布 $N(\mu_\beta,\sigma_\beta^2)$。

当外界冲击对产品没有造成冲击失效时,产品的性能退化量会因为冲击而增加。令 $Z_i'(i=1,2,\cdots)$表示第 i 次冲击产生的退化量,$Z_i'(i=1,2,\cdots)$是独立同分布随机变量,假设冲击退化量满足正态分布,$Z_i'\sim N(\mu_Z,\sigma_Z^2)$,在时间 t 内,外界冲击产生的冲击退化量为 Z_i' 的求和,假设在时间 t 内冲击次数服从泊松分布 $j(t)\sim\pi(\lambda)$,其中$j(t)$为时间 t 内的冲击次数。则总的退化量可表示为

$$Z=Z(t)+\sum_{i=1}^{j(t)}Z_i' \tag{11}$$

产品在时间 t 内的可靠度为

$$R=P(Z<D)=\sum_{i=0}^{\infty}P(Z(t)+\sum_{i=1}^{j(t)}Z_i'<D\,|\,j(t)=i)P(j(t)=i)=\sum_{i=0}^{\infty}\Phi\left(\frac{D-(\mu_\beta t+i\mu_Z)}{\sqrt{\sigma_\beta^2t^2+i\sigma_Z^2}}\right)\frac{\mathrm{e}^{(-\lambda t)(\lambda t)^i}}{i!} \tag{12}$$

式(12)即为自身退化失效过程的可靠度表达式。

3.2 变阈值竞争失效过程建模

考虑冲击引发的冲击失效现象,假设第 i 次冲击产生的冲击量为 W_i,不同冲击次数下的冲击量为随机变量且独立同分布。当自身退化量没有达到 H 时,冲击失效阈值为 D_1;当自身退化量 $H<Z<D$时,定义其冲击失效阈值为 D_2,则产品不发生冲击失效概率为

$$P(W_i<D_k)=F_W(D_k)\qquad i=1,2,\cdots;k=1,2 \tag{13}$$

式中:$F_W(D_k)$为冲击量的概率分布函数,假设 $W_i\sim N(\mu_w,\sigma_w^2)$,则

$$F_W(D_k)=\Phi\left(\frac{D_k-\mu_w}{\sigma_w}\right) \tag{14}$$

根据式(12),产品自身退化过程的不失效概率可表示为

$$P=\sum_{i=0}^{\infty}R(t\,|\,j(t)=i)P(j(t)=i) \tag{15}$$

考虑如下 3 种情况:

1) 当在时间 t 内未发生冲击时,此时 $j(t)=i=0$,根据式(15),产品可靠度为

$$R_1(t)=R(t\,|\,j(t)=0)P(j(t)=0)=P(Z(t)<D\,|\,j(t)=0)P(j(t)=0)=\Phi\left(\frac{D-\mu_\beta t}{\sigma_\beta t}\right)\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{16}$$

2) 当在时间 t 内发生冲击时,且此时的退化量没有达到 H,根据式(14)和式(15),产品可靠度函数可表示为

$$R_2(t)=\sum_{i=1}^{\infty}P(Z<H\,|\,j(t)=i)P(j(t)=i)\cdot F_W(D_1)=\sum_{i=0}^{\infty}P\left(Z(t)+\sum_{i=1}^{j(t)}Z_i'<D\,|\,j(t)=i\right)\cdot P(j(t)=i)F_W(D_1)=\sum_{i=0}^{\infty}\Phi\left(\frac{D-(\mu_\beta t+i\mu_Z)}{\sqrt{\sigma_\beta^2t^2+i\sigma_Z^2}}\right)\cdot\frac{\mathrm{e}^{(-\lambda t)(\lambda t)^i}}{i!}\Phi\left(\frac{D_1-\mu_w}{\sigma_w}\right) \tag{17}$$

3) 当在时间 t 内发生冲击时,且此时的性能退化量超过了 H,但未达到 D,令 $R_i(t\,|\,j(t)=i)$表示在时间 t 内冲击次数 $j(t)=i$ 时产品不发生冲击失效的概率,根据式(15),产品可靠度函数可表示为

$$R_3(t)=\sum_{i=1}^{\infty}P(H<Z<D\,|\,j(t)=i)\cdot P(j(t)=i)R_i(t\,|\,j(t)=i) \tag{18}$$

在 t 时刻,产品的退化量 $H<Z<D$,令 τ 为退化量达到 H 的时刻,$\tau<t$,在$[0,\tau]$上外界冲击次

北航学报 赠阅

数用 k_1 表示,在[τ,t]上外界冲击次数用 k_2 表示,根据假设,在时间 t 内冲击次数服从泊松分布 $j(t)\sim\pi(\lambda)$,故上述现象表示成概率形式为

$$P(j(\tau)=k_1,j(t-\tau)=k_2)=P(j(\tau)=k_1)\cdot P(j(t-\tau)=k_2)=\frac{(\lambda\tau)^{k_1}}{k_1!}\mathrm{e}^{-\lambda t}\frac{[\lambda(t-\tau)]^{k_2}}{k_2!}\mathrm{e}^{-\lambda(t-\tau)}=\frac{(\lambda\tau)^{k_1}}{k_1!}\cdot\frac{[\lambda(t-\tau)]^{k_2}}{k_2!}\mathrm{e}^{-\lambda(t-\tau)}=\frac{(\lambda\tau)^{k_1}}{k_1!}\mathrm{e}^{-\lambda\tau}\frac{[\lambda(t-\tau)]^{k_2}}{k_2!}\mathrm{e}^{-\lambda(t-\tau)}=\frac{(\lambda\tau)^{k_1}}{k_1!}\cdot\frac{[\lambda(t-\tau)]^{k_2}}{k_2!}\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{19}$$

外界冲击次数 $j(t)=k_1$ 且产品的退化量小于 z 的概率可表示为

$$P\left[Z(t)+\sum_{i=1}^{j(t)}Z_i'<z\,|\,j(t)=k_1\right]=\Phi\left(\frac{z-(\mu_\beta t+k_1\mu_Z)}{\sqrt{\sigma_\beta^2t^2+k_1\sigma_Z^2}}\right) \tag{20}$$

退化量在 $H<Z<D$ 时的概率为

$$\Phi\left(\frac{D-H-[\mu_\beta(t-\tau)+(k_2-k_1)\mu_Z]}{\sqrt{\sigma_\beta^2(t-\tau)^2+(k_2-k_1)\sigma_Z^2}}\right) \tag{21}$$

此时的可靠度表达式为

$$R_3(t)=\sum_{k_2=1}^{\infty}\sum_{k_1=0}^{k_2}\int_0^t\frac{(\lambda\tau)^{k_1}}{k_1!}\mathrm{e}^{-\lambda\tau}\Phi\left(\frac{D_1-\mu_w}{\sigma_w}\right)^{k_1}\cdot\Phi\left(\frac{D-H-[\mu_\beta(t-\tau)+(k_2-k_1)\mu_Z]}{\sqrt{\sigma_\beta^2(t-\tau)^2+(k_2-k_1)\sigma_Z^2}}\right)\cdot\frac{[\lambda(t-\tau)]^{k_2-k_1}}{k_2-k_1}\mathrm{e}^{-\lambda(t-\tau)}\cdot\Phi\left(\frac{D_2-\mu_w}{\sigma_w}\right)^{k_2-k_1}\mathrm{d}\tau \tag{22}$$

产品在运行时为上述 3 种状态的任意一种,故根据式(16)、式(17)和式(22),产品可靠度表达式为

$$R(t)=R_1(t)\cdot R_2(t)\cdot R_3(t) \tag{23}$$

式(23)即为变阈值的相互关联竞争失效模型的可靠度表达式。

4　案例分析

根据文献[15]提出的一种机电产品,该微型发动机由美国桑迪亚国家实验室设计,可靠性各项指标数据均已公开。该微型发动机主要结构组成如图 6 所示,任何部件失效都将造成微型发动机停止工作。

微型发动机工作时,压气机将燃料与空气从进气孔压入旋转型腔中,燃烧产生热量对叶片做功,产生机械能带动轴承系统运行,进而带动整个发动机运行。

对该微型发动机进行失效模式分析,该微型发动机与常规发动机的主体结构和工作原理相似。

考虑微型发动机结构较小,通常只有普通发动机的百分之一,压气机主要由硅基材料制成,可靠性较高。工作时,磨损以及外界环境对其产生的影响相对较少,旋转型腔体积缩小,燃料在腔内停留时间较短,接触表面积不大,对耐高温合金材料的热腐蚀不大,但是产生的内能在狭小空间内可以转化成大量机械能,导致微型发动机转速很高;轴承作为能量传动装置,在微型发动机中,直径较小,转速相对很大,故更容易造成磨损;在轴承内部,齿轮与销接头连接处的磨损最为严重,在磨损的同时,产生碎屑,碎屑加速了磨损的程度,同时对齿轮毂产生冲击,易造成齿轮毂产生裂缝,裂缝的产生造成齿轮毂抗冲击能力下降。

通过分析,轴承系统作为其薄弱环节相比于其他长寿命部件在使用过程中往往最先发生故障,其中轴承系统主要包括:齿轮、销接头、齿轮毂等,任何一个部件失效都将导致轴承失效,轴承系统内部的各部件满足关联竞争退化关系。该微型发动机系统各项参数如表 1 所示。

将上述参数分别代入式(6)、式(9)、式(23)即可得 3 种不同情况下的可靠度函数与系统运转



图 6　微型发动机各部件可靠性串联系统

Fig. 6　Micro-engine part reliability series system

表 1　某型电机可靠性分析参数

Table 1　Reliability analysis parameters for a certain type of motor

参数	数值
$D/\mu\mathrm{m}^3$	0.5
D_1/GPa	1.55
D_2/GPa	1.4
μ_Z	1×10^{-4}
σ_Z	2×10^{-5}
μ_w	1.2
σ_w	0.2
$H/\mu\mathrm{m}^3$	7×10^{-4}
λ/转	5×10^{-5}
μ_β	2.59×10^{-5}
σ_β	2.29×10^{-5}

北航学报 赠阅

时间关系,在自身退化对冲击产生失效率改变的案例中,假设冲击失效故障率与退化量存在 2 次方关系。

计算结果如图 7、图 8 所示。图 7 为自身退化与冲击失效相互独立时的可靠性与时间关系。图 8 为关联竞争失效与独立竞争失效可靠性的对比。其中蓝色曲线为自身退化与冲击失效相互独立的情况下可靠性与时间关系曲线(曲线 1);红色曲线为退化影响冲击失效率的局部关联竞争失效可靠性与时间关系曲线(曲线 2),通过对比可得当自身退化对冲击失效过程有一定影响时,产品失效速度加快,符合逻辑。

在冲击失效与自身退化局部关联竞争失效基础上,考虑自身退化对冲击失效阈值的影响,其可靠性与时间关系如图 9 所示。

将上述 3 种情况的可靠性随时间变化曲线相互对比,结果如图 10 所示。

图 10 中,情形1为变阈值相互关联竞争失效

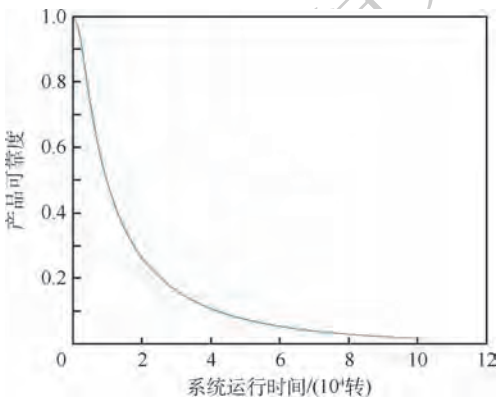


图 7 独立竞争失效模型可靠性与时间关系

Fig. 7 Relationship between reliability and time of independent competition failure model

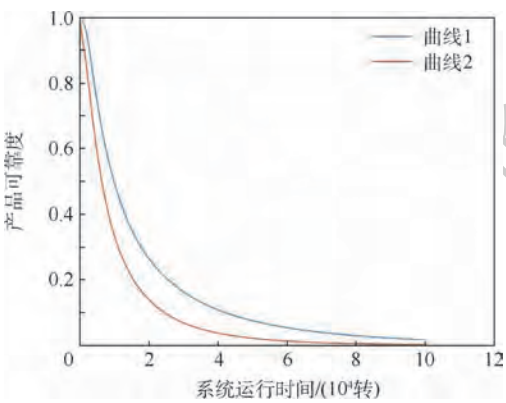


图 8 退化影响冲击失效率竞争与独立竞争可靠性对比

Fig. 8 Comparison of reliability between competition with degradation impacting shock failure rate and independent competition

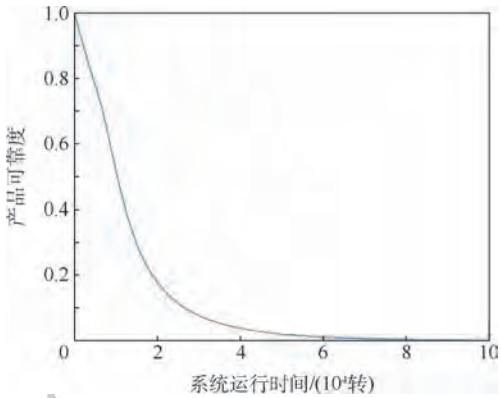


图 9 变阈值相互关联竞争模型可靠性与时间关系

Fig. 9 Relationship between reliability and time of variable threshold correlative and competitive model

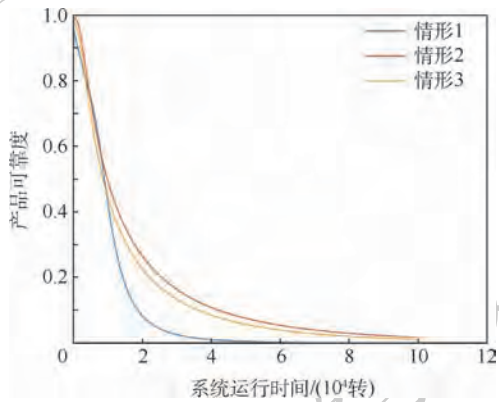


图 10 不同情形下可靠性与时间关系对比

Fig. 10 Relationship between reliability and time in different situations

模型可靠性与时间关系曲线;情形 2 为退化影响冲击失效率的可靠性与时间关系曲线;情形 3 为独立竞争失效模型可靠性与时间关系曲线。根据实验室提供的信息,该微型发动机的可靠度为0.9时,可靠寿命为 10^7 转,此时情形 1 的可靠寿命为 1.25×10^7 转,情形 2 的可靠寿命为 2.16×10^7 转,情形 3 的可靠寿命为 2.67×10^7 转,情形 1更接近实际可靠寿命,故认为两阶段变阈值关联竞争退化模型能更好地反映机电产品的退化轨迹。

对比可得,在开始阶段,产品较新,冲击对自身退化影响较小,3 种情形退化轨迹基本一致,当产品工作一段时间后,产品自身退化与冲击失效相互影响变大,退化速率变大,即情形 1 中相互关联竞争模型的可靠性随时间变化曲线斜率最大,其次为情形 2 的局部关联的竞争曲线,最后为独立竞争曲线,可见传统独立竞争模型的可靠度与时间关系曲线存在误差,通常产品的使用寿命比预期的要短,在设计竞争失效模型时要充分考虑 2 个阶段的相互作用关系。

北航学报 赠阅

5　结　论

考虑竞争失效模式的 3 种情况,并进行可靠性建模与对比。

1)分析产品失效由自身退化与冲击失效相互竞争共同组成,在此基础上分析了两者关系,考虑自身退化与冲击失效相互独立情况,基于随机过程建立退化模型。

2)在自身退化对冲击产生影响的基础上,考虑自身退化过程对冲击失效率造成影响,建立可靠性模型,与独立竞争模型比较,退化速率更快,说明 2 个阶段存在关联性。

3)考虑冲击失效与自身退化相互影响,自身退化对冲击失效的影响表现在冲击失效率以及失效阈值的改变,对每个阶段分别研究,建立相互关联两阶段变阈值竞争失效模型的可靠性与时间关系图,并与独立竞争模型以及局部关联竞争模型对比,表明产品在竞争退化过程中,自身退化与冲击失效之间存在竞争与关联,两者相互影响共同组成产品的失效机理。

参考文献(References)

[1] MIKI D, HONZUMI M, SUZUKI Y, et al. Large-amplitude MEMS electret generator with nonlinear spring[C]// International Conference on Micro Electro Mechanical Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 176-179.

[2] KUMAR D, JULIET A V. Design, electrostatic and eigen frequency analysis of fixed-fixed beam MEMS resonator[J]. IOSR Journal of Electronics and Communication Engineering, 2013, 5(6): 19-23.

[3] SATO S, JOVANOVIC S, LANG J, et al. Demonstration of a palm-sized 30 W air-to-power turbine generator[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(10): 102301.

[4] ZHAO X, XU J, LIU B, et al. Accelerated degradation tests planning with competing failure modes[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2018, 67(1): 142-155.

[5] HAGHIGHI F, BAE S J. Reliability estimation from linear degradation and failure time data with competing risks under a step-stress accelerated degradation test[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2015, 64(3): 960-971.

[6] CHEN Y, ZHANG Q, CAI Z, et al. Storage reliability assessment model based on competition failure of multi-components in missile[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2017, 28(3): 606-616.

[7] YE Z, TANG L C, XU H, et al. A distribution-based systems reliability model under extreme shocks and natural degradation[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(1): 246-256.

[8] WANG Q, HE Z, LIN S, et al. Failure modeling and maintenance decision for GIS equipment subject to degradation and shocks[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2017, 32(2): 1079-1088.

[9] LIU X, TANG L. Accelerated life test plans for repairable systems with multiple independent risks[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2010, 59(1): 115-127.

[10] SONG S S, COIT D W, FENG Q, et al. Reliability analysis for multi-component systems subject to multiple dependent competing failure processes[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2014, 63(1): 331-345.

[11] JIANG L, FENG Q, COIT D W, et al. Reliability analysis for dependent failure processes and dependent failure threshold[C]// International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 30-34.

[12] JIANG L, FENG Q, COIT D W, et al. Reliability and maintenance modeling for dependent competing failure processes with shifting failure thresholds[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(4): 932-948.

[13] RAFIEE K, FENG Q, COIT D W, et al. Reliability modeling for dependent competing failure processes with changing degradation rate[J]. IIE Transactions, 2014, 46(5): 483-496.

[14] GUAN X M, ZHAO G Y, XUAN J. Reliability modeling for multi-component systems subject to multiple dependent competing failure processes with shifting hard failure threshold[C]// Prognostics and System Health Management Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1-7.

[15] TANNER D M, DUGGER M T. Wear mechanisms in a reliability methodology[C]// Conference on Reliability, Testing, and Characterization of MEMS/MOEMS Ⅱ. Bellingham: SPIE, 2003: 22-40.

作者简介:

王乾元　男,硕士研究生。主要研究方向:可靠性与退化试验。

袁宏杰　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:可靠性评估与验证、环境试验等。

徐如远　男,硕士研究生。主要研究方向:软硬件可靠性联合测试。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Two-stage variable threshold correlative and competitive degradation modeling

WANG Qianyuan, YUAN Hongjie*, XU Ruyuan

(School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: During the use of mechanical and electrical products, there are degradation failures and shock failures caused by the environment. It is often considered that self-degeneration and impact failure are independent of each other, or there is an incomplete phenomenon of the correlation, that is, the impact of the shock results in a sudden increase in self-degeneration. Considering that the impact will affect the degradation process, at the same time, the degradation will also affect the impact. When the amount of self-degradation reaches a certain value, it will not only affect the failure rate of impact failure, but also reduce the impact failure threshold of the product. As a result, the impact resistance of the product is reduced, and the impact failure process of the product shows a two-stage phenomenon. in the case of self-degeneration and shock failure, which is related and competitive, a reliability model for changing the failure rate and failure threshold has been established, which solves the problem of the incompleteness of the traditional competition model.

Keywords: self-degradation; random shock; associated competition failure; stochastic process; variable threshold; two-stage model

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-10; **Accepted**: 2019-07-05; **Published online**: 2019-07-29 10:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190726.1910.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: 05938@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0221

机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件毛刺特性

全下文载

胡力闯，郑侃*，董松，薛枫，束静，苗迪迪
（南京理工大学 机械工程学院，南京 210094）

摘 要：针对铝合金叠层构件机器人制孔容易产生钻削毛刺，严重影响飞机装配精度和效率等问题，提出基于弱刚度环境下机器人旋转超声制孔毛刺高度的计算方法。首先，通过实验验证了高频的振动冲击对毛刺高度的影响规律，建立了机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件的钻削力经验公式。然后，结合经典薄板弯曲理论和能量法，分析了超声振动及钻削位置刚性对机器人钻削铝合金叠层板毛刺形成的影响机制。实验结果显示：所提计算方法的相对误差在13%以内，具有较高的精度。

关 键 词：叠层构件；钻削毛刺；计算方法；机器人；超声振动
中图分类号：V261.92
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0407-07

飞机部件装配中普遍采用机械连接，需要在两层或多层结构的叠层构件上加工大量的连接孔。为了保证质量和可重复性，航空制造企业正逐步采用工业机器人取代人工对飞机部件进行钻孔。但机器人的弱刚性导致其在叠层构件的制孔中受钻削阻力的影响产生明显的颤振[1-3]，而叠层构件为薄壁件也是弱刚性，使整个加工系统处于一个弱刚度环境下。在处于这种环境下加工时，层间和下层板出口极易产生较大的钻削毛刺。众所周知，毛刺尺寸过大会导致孔径周边的应力集中，严重影响飞机结构件的疲劳寿命[4-6]。另外，去毛刺工艺成本占整个产品制造成本的30%左右，延长了设备的制造周期，并且增加了产品制造成本[7-9]。

为了提高装配精度和降低去毛刺成本，科研人员开展了关于毛刺形成机制的研究。Kim和Dornfeld[10]对延展性金属的单层板钻削时出口毛刺为带钻帽的均匀毛刺的类型进行深入研究，提出了基于单层板钻削的出口毛刺理论模型，实现了对于出口毛刺尺寸的预测。清华大学的吴丹等[11]利用能量法建立了铝铝叠层钻削层间毛刺高度理论模型，揭示进给速度和层间间隙与层间毛刺的影响。Hellstern[12]提出了层间毛刺高度的理论模型，预测值与实验值变化趋势上具有一致性。上述研究从不同方面阐述了毛刺的形成机理，为后续的毛刺抑制提供了重要的理论基础。但以上研究均基于机床开展，且未考虑超声振动以及系统刚性对毛刺尺寸的影响。为此本文将以铝合金叠层构件为研究对象，分析超声振动在弱刚度环境下对毛刺抑制的作用机制，阐明以上因素对钻削毛刺高度的影响。

1 机器人旋转超声钻削实验

钻削力是毛刺生成的直接原因，构建钻削力的数值模型对后续阐明毛刺生成机理具有重要意义。本文以机器人位姿、超声电流等参数为变量，分析各因素对钻削力以及毛刺的影响规律。

1.1 实验设备及方案

钻削实验将在KUKA公司的KR150-180-210-240六自由度机器人上进行，使用SY-2000旋转超声加工系统提供超声振动，如图1所示。实验

收稿日期：2019-05-11；**录用日期**：2019-08-31；**网络出版时间**：2019-09-09 16:59
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190909.1542.001.html
*通信作者. E-mail：zhengkan@njust.edu.cn

引用格式：胡力闯，郑侃，董松，等. 机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件毛刺特性[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：407-413. HU L C，ZHENG K，DONG S，et al. Burr characteristics of robotic rotary ultrasonic drilling aluminum alloy stacked components[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：407-413 (in Chinese).

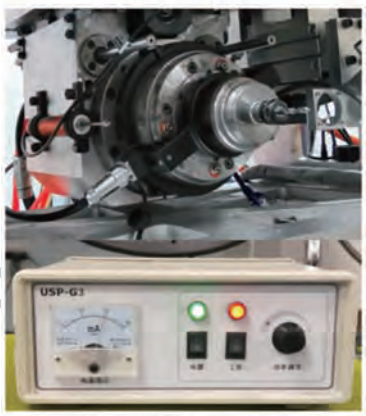
北航学报 赠阅

刀具为直径 4.5 mm 的硬质合金标准麻花钻，试件材料为 7075 铝合金，试件尺寸为 250 mm × 80 mm × 4 mm，冷却润滑方式采用干切。使用 Kistler 9257 测力仪对实验过程的钻削力进行采集，用 Keyence 激光显微镜测量钻削毛刺高度。具体的实验方案如表 1 所示，P_i 为机器人位姿。

考虑到工业机器人的刚度远低于机床，因此有必要在钻削力以及毛刺高度的计算中考虑到机器人位姿的影响。具体机器人坐标如表 2 所示，θ_i 为机器人相邻两轴转角。



(a) 机器人手臂



(b) 超声刀柄与超声电源

图 1 制孔实验平台与旋转超声装置

Fig. 1 Hole making experimental platform and rotary ultrasonic device

表 1 实验中的因素和水平

Table 1 Factors and levels in experiment

实验	因素	水平				
		A	B	C	D	E
单因素实验	主轴转速/(r·min^{-1})	2 000	2 500	3 000	3 500	4 000
	进给速度/(mm·min^{-1})	60	72	84	96	108
	超声电流/mA	0	200			
	机器人位姿	P_1				
正交实验	主轴转速/(r·min^{-1})	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000
	进给速度/(mm·min^{-1})	36	48	60	72	84
	超声电流/mA	150	175	200	225	250
	机器人位姿	P_1	P_2	P_3	P_4	P_5

表 2 各位姿下机器人在轴相关坐标系中的坐标

Table 2 Coordinates in axis-dependent coordinate system of robot under different position and posture

位姿	机器人相邻两轴夹角/(°)					
	θ_1	θ_2	θ_3	θ_4	θ_5	θ_6
P_1	−0.86	−77.31	76.6	0	90.72	−15.86
P_2	−0.86	−77.3	77.06	0	90.25	−15.86
P_3	−0.86	−77.3	77.55	0	89.76	−15.86
P_4	−0.86	−77.27	78.0	0	89.29	−15.86
P_5	−0.86	−77.23	78.42	0	88.83	−15.86

1.2 实验结果

使用 Kistler 9257 测力仪对不同加工参数下的轴向钻削力进行测量，铝合金叠层板钻削的轴向钻削力随时间的变化趋势如图 2 所示。使用 Keyence 激光显微镜对钻削毛刺高度进行测量，如图 3 所示。

钻削力曲线可以分成 5 个阶段：阶段 Ⅰ 表示麻花钻钻头接触工件到钻头完全钻入，阶段 Ⅱ 表示钻削上层板时的稳定钻削阶段，阶段 Ⅲ 表示钻头从上层板钻出到钻头完全钻入下层板，阶段 Ⅳ 表示钻削下层板时的稳定钻削阶段，阶段 Ⅴ 表示钻头接触下层板出口面到钻头完全钻出。

分别测阶段 Ⅱ 和阶段 Ⅲ 交界处的钻削力 F_1 和阶段 Ⅴ 的峰值钻削力 F_2，所测量的力分别为上层板出口和下层板出口毛刺开始形成时的临界钻削力。单因素实验中超声振动对钻削力以及毛刺高度的影响如图 4 所示。其中图 4(a)、(c)中固定主轴转速为 2 000 r/min，图 4(b)、(d)中固定进给速度为 84 mm/min。在相同的加工参数和机器人位姿下，旋转超声钻削时的钻削力以及毛刺高度同比普通钻削时有显著降低。随着进给速度增大，刀具每齿的切削厚度增加从而轴向钻削力增大，毛刺高度也随着进给速度增大而增大，如图 4(a)、(c)所示。而随着主轴转速增大，刀具

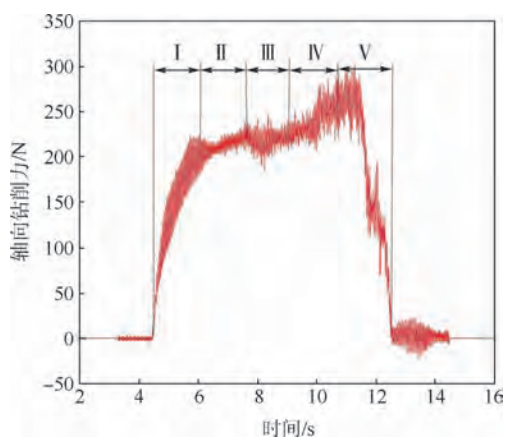


图 2 轴向钻削力随时间的变化

Fig. 2 Drilling axial force versus time

北航学报 赠阅

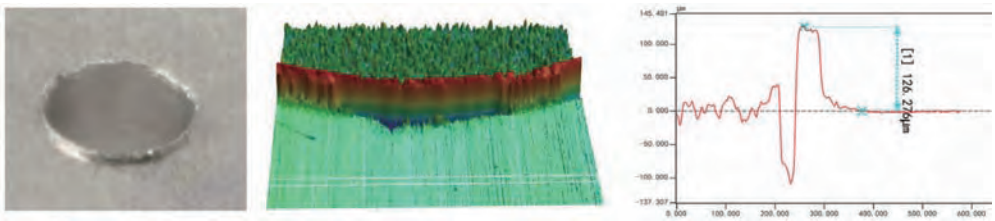
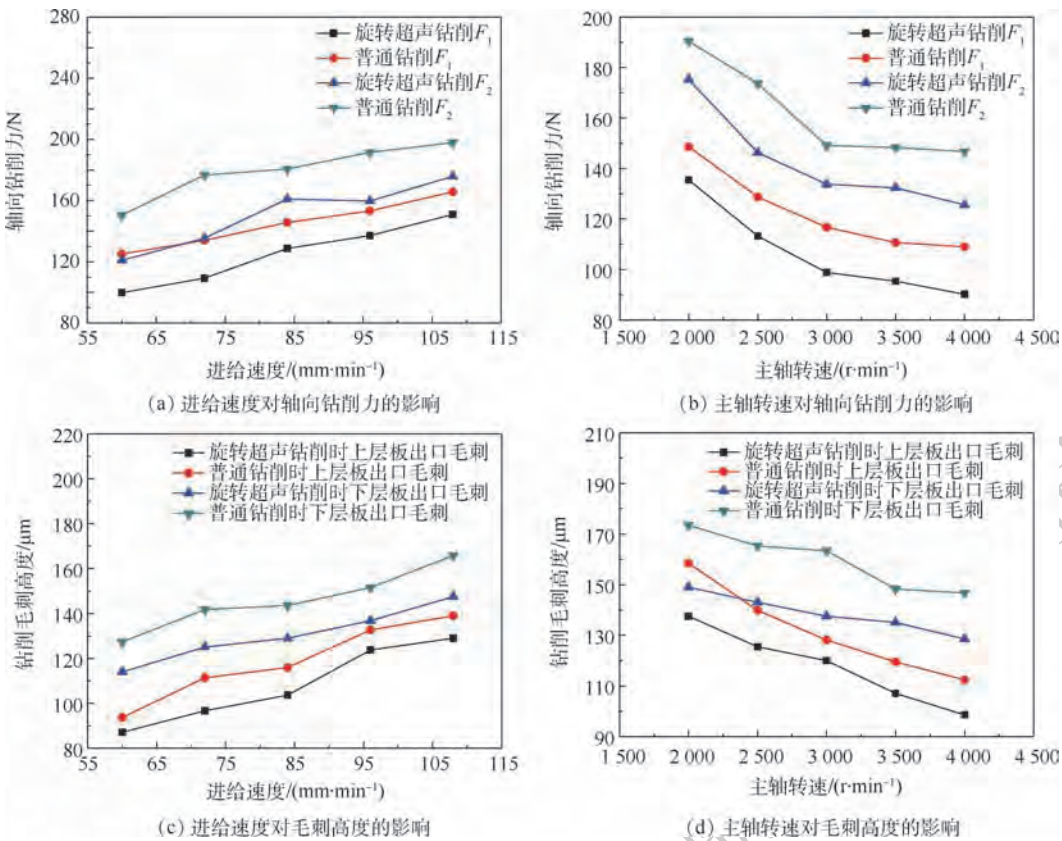


图 3　毛刺高度的测量

Fig. 3　Measurement of burr height



(a) 进给速度对轴向钻削力的影响　(b) 主轴转速对轴向钻削力的影响

(c) 进给速度对毛刺高度的影响　(d) 主轴转速对毛刺高度的影响

图 4　旋转超声钻削和普通钻削下钻削力和毛刺高度对比

Fig. 4　Comparison of drilling force and burr height between rotary ultrasonic drilling and general drilling

每齿的切削厚度减小从而轴向钻削力减小，毛刺高度也随着主轴转速增大而减小，如图 4(b)、(d)所示。

基于单因素和正交实验的实验结果，构建钻削力的数值模型，利用偏最小二乘法[13-16]拟合出轴向钻削力 F_1 和 F_2 关于进给速度 v_f(mm/min)、主轴转速 n(r/min)、超声电流 I(mA)和机器人相邻两轴转角 θ_i 的轴向钻削力公式：

$$F_1 = -50867.47 - 0.0196n + 0.891v_f - 0.052I - 384.97\theta_1 - 759.78\theta_2 + 16.04\theta_3 - 27.44\theta_5 + 431.08\theta_6 \quad (1)$$

$$F_2 = -110405.27 - 0.0079n + 0.703v_f + 0.1761I - 790.82\theta_1 - 1759.22\theta_2 - 32.07\theta_3 - 106.96\theta_5 + 884.77\theta_6 \quad (2)$$

2　机器人旋转超声钻削毛刺高度

2.1　毛刺形成机理

如图 5 示，在对于铝合金单层板钻削时，钻削毛刺的形成过程分为 5 个阶段：钻头横刃接触工件到钻头完全钻入工件(阶段 1)；钻头横刃接触最小未切削厚度 t 之前稳定钻削阶段(阶段 2)；钻头的刀尖距离出口面一定距离后，刀尖前未切削的工件材料 t 不会继续被切削，而是在钻头的推动下产生塑形变形(阶段 3)；未切削材料随钻头的进给持续发生塑性变形阶段(阶段 4)；随着钻头的进给，未切削的工件材料将会在出口面孔边处发生断裂，形成带钻帽的均匀毛刺(阶段 5)。

而铝合金叠层构件钻削中，上层板出口和下

北航学报 赠阅

层板出口的钻削毛刺的形成过程可视作同样的方式,如图 6 所示。

如图 5 中阶段 2 ~ 阶段 5 所示,毛刺形成过程的钻削的总功 W_T 是由轴向钻削力做功 W_{th} 和材料塑性变形做功 W_{df} 两部分组成,且满足能量守恒方程:

$$W_{th} + W_{df} = W_T \tag{3}$$

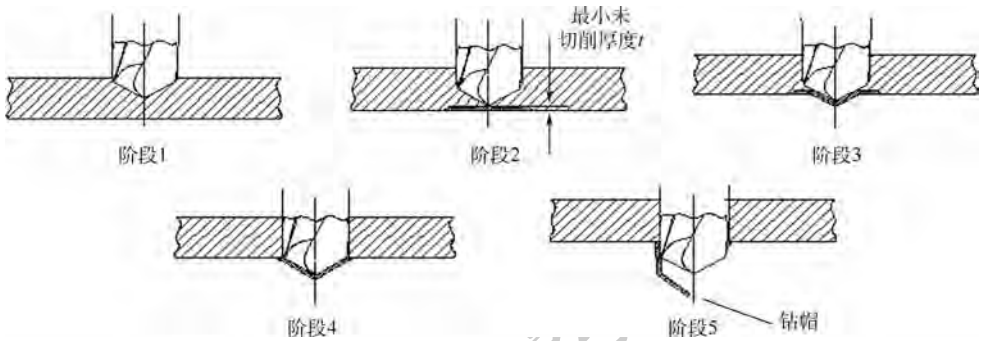


图 5 单层板钻削毛刺形成过程

Fig. 5 Single-layer plate drilling burr formation process

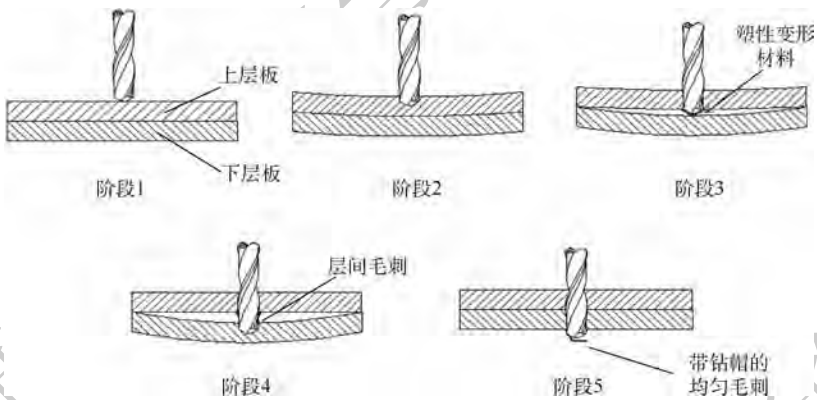


图 6 叠层材料钻削毛刺形成过程

Fig. 6 Laminated material drilling burr formation process

2.2 基于工件刚度特性的毛刺高度数值计算

在铝合金叠层板的不同位置上钻孔时,工件的刚度不同,在相同的工艺参数下钻孔时产生的工件偏转不同,对毛刺高度也有一定的影响。因此,有必要在计算过程中考虑工件刚度的影响。由经典薄板弯曲理论可求钻削薄板任意一点处时材料的变形量,一个四边简单支撑的矩形薄板受力力学分析如图 7 所示,其中 a、b 为矩形薄板的边长,F_c 为施加在矩形薄板上的集中载荷,力施加的位置 $x=\xi, y=\eta$。

此时矩形薄板的变形量可计算为

$$\omega = \frac{4F_c}{\pi^4 Dab}\sum_{m=1,3,5,\cdots}^{\infty}\sum_{n=1,3,5,\cdots}^{\infty}\frac{\sin\frac{m\pi\xi}{a}\sin\frac{n\pi\eta}{b}}{\left(\frac{m^2}{a^2}+\frac{n^2}{b^2}\right)^2}\cdot \sin\frac{m\pi x}{a}\sin\frac{n\pi y}{b} \tag{4}$$

式中:$D=\frac{E\delta^3}{12(1-\mu^2)}$,$E$ 为材料的弹性模量,δ 为矩形薄板的厚度,μ 为泊松比。

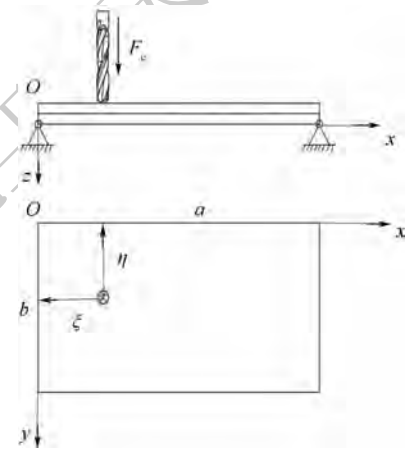


图 7 四边简单支撑的矩形薄板力学分析

Fig. 7 Mechanical analysis of rectangular thin plates with four sides simply supported

计算整个毛刺形成过程中钻削力所做的功时,要考虑钻头从接触最小未切削厚度 t 开始到钻头的外切削刃与出口面平齐为止钻削力总的行进距离 L。而工件为薄壁件,为了预测模型的准确性,计算 L 时需考虑工件的变形量 ω。如图 4

北航学报 赠阅

所示,将叠层构件视作一个整体来计算在动态钻削力 F_1 作用下变形量 ω_1,而钻穿上层板之后上层板变形回弹。计算下层板出口毛刺尺寸时则视作单层板变形来计算在动态钻削力 F_2 作用下变形量 ω_2,即

$$\omega_1 = \frac{4F_1}{\pi^4 D_1 ab}\sum_{m=1,3,5,\cdots}^{\infty}\sum_{n=1,3,5,\cdots}^{\infty}\frac{\sin\frac{m\pi\xi}{a}\sin\frac{n\pi\eta}{b}}{\left(\frac{m^2}{a^2}+\frac{n^2}{b^2}\right)^2}\cdot \sin\frac{m\pi x}{a}\sin\frac{n\pi y}{b} \tag{5}$$

$$\omega_2 = \frac{4F_2}{\pi^4 D_2 ab}\sum_{m=1,3,5,\cdots}^{\infty}\sum_{n=1,3,5,\cdots}^{\infty}\frac{\sin\frac{m\pi\xi}{a}\sin\frac{n\pi\eta}{b}}{\left(\frac{m^2}{a^2}+\frac{n^2}{b^2}\right)^2}\cdot \sin\frac{m\pi x}{a}\sin\frac{n\pi y}{b} \tag{6}$$

式中:D_1 和 D_2 分别为材料厚度 δ_1 双层板和材料厚度 δ_2 单层板的厚度。

层间毛刺形成过程中钻头总的行进距离 $L_1 = t_1 + R/\tan p - \omega_1$,下层板出口毛刺的形成过程中钻头总的行进距离 $L_2 = t_2 + R/\tan p - \omega_2$。其中,$t_1$ 和 t_2 分别为上层板和下层板的最小未切削厚度,R 为麻花钻的半径,$2p$ 为钻头顶角。

图 2 中阶段Ⅴ表示下层板出口毛刺形成过程钻削力的变化情况,依据钻削力的下降趋势可以假定钻削力的衰减遵循一个一阶多项式,则下层板出口的动态钻削力可以表示为

$$F_2(y) = F_2\left(1 - \frac{Y}{t_2 + R/\tan p - \omega_2}\right) \tag{7}$$

式中:F_2 为图 2 中阶段Ⅴ钻削力的峰值;Y 为钻头从开始接触下层板最小未切削厚度 t_2 时到钻削当前位置时钻头行进的距离。

同理,图 2 中阶段Ⅱ表示上层板稳定钻削过程钻削力的变化情况,若无下层板支反力的作用下,假定钻削力的衰减也遵循一个一阶多项式,则上层板出口的动态钻削力可以表示为

$$F_1(y) = F_1\left(1 - \frac{Y}{t_1 + R/\tan p - \omega_1}\right) \tag{8}$$

因此,上层板出口毛刺形成过程中动态钻削力做功 W_{th1} 和下层板出口毛刺形成过程中动态钻削力做功 W_{th2} 分别为

$$\begin{cases} W_{th1} = F_1\int_0^{L_1}\left(1 - \frac{Y}{L_1}\right) \\ L_1 = t_1 + R/\tan p - \omega_1 \end{cases} \tag{9}$$

$$\begin{cases} W_{th2} = F_2\int_0^{L_2}\left(1 - \frac{Y}{L_2}\right) \\ L_2 = t_2 + R/\tan p - \omega_2 \end{cases} \tag{10}$$

当钻头接触最小未切削厚度 t 后,不再发生切削,材料随钻头的推进发生塑形变形,最终形成带帽的均匀毛刺,而这一过程上层板出口毛刺形成过程中材料塑性变形做功 W_{df1} 和下层板出口毛刺形成过程中材料塑性变形做功 W_{df2} 分别为

$$W_{df1} \approx \frac{3}{4}\pi R^2 t_1 \sigma_y \sin p\left(\ln\left(\frac{1}{\sin p}\right) + \frac{t_1}{R}\sin^2 p\cos p\right) + \frac{1}{2}\pi\sigma_y\left(\frac{\pi}{2} - p\right)Rt_1^2 \tag{11}$$

$$W_{df2} \approx \frac{3}{4}\pi R^2 t_2 \sigma_y \sin p\left(\ln\left(\frac{1}{\sin p}\right) + \frac{t_2}{R}\sin^2 p\cos p\right) + \frac{1}{2}\pi\sigma_y\left(\frac{\pi}{2} - p\right)Rt_2^2 \tag{12}$$

式中:σ_y 为工件材料的屈服强度。铝合金叠层构件钻削过程中,上层板出口毛刺生成过程的总做功 W_{t1} 和下层板出口毛刺生成过程的总做功 W_{t2} 分别为

$$W_{t1} = F_1(t_1 + R/\tan p - \omega_1) \tag{13}$$

$$W_{t2} = F_2(t_2 + R/\tan p - \omega_2) \tag{14}$$

结合式(3)、式(9)、式(11)和式(13)可以求解出上层板最小未切削厚度 t_1,进而可以依据毛刺断裂时的体积守恒定律求出上层板出口毛刺高度 H_1,即

$$H_1 = t_1 \sin p \exp\left(\frac{\sqrt{3}}{2}\ln\left(\frac{100}{100 - Z}\right)\right) \tag{15}$$

式中:Z 为材料的断面收缩率。

同理结合式(3)、式(10)、式(12)和式(14)可以求解出下层板最小未切削厚度 t_2,进而可以求出下层板出口毛刺高度 H_2,即

$$H_2 = t_2 \sin p \exp\left(\frac{\sqrt{3}}{2}\ln\left(\frac{100}{100 - Z}\right)\right) \tag{16}$$

由于计算公式的建立未考虑钻削热和钻头磨损等因素的影响,为了保证毛刺高度计算方法的准确性,引入修正系数 K,测量出钻削实验中上层板出口的实际毛刺高度 H_{u1},利用上述计算方法求出上层板出口的毛刺高度 H_1,则将对应的 H_{u1}/H_1 的比值拟合关于进给速度 v_f(mm/min)、主轴转速 n(r/min)、超声电流 I(mA)和机器人相邻两轴转角 θ_i 的 K_1 值公式。取钻削实验的前 30 组进行拟合,剩余的 5 组数据进行验证精度。

$$K_1 = 8.3363 + 1.1757\theta_1 + 0.5354\theta_2 - 0.0473\theta_3 + 0.1769\theta_5 - 1.4182\theta_6 + 0.000283 2n - 0.008554v_f + 0.002592I \tag{17}$$

同理可以拟合出相应的 K_2:

北航学报 赠阅

$$K_2 = 510.1721 + 2.9016\theta_1 + 7.664\theta_2 + 0.1151\theta_3 + 0.2937\theta_5 - 3.2135\theta_6 + 0.000023n - 0.004794v_f + 0.0001419I \tag{18}$$

上层板出口毛刺高度计算式为

$$H_u = K_1 t_1 \sin p \exp\left(\frac{\sqrt{3}}{2}\ln\left(\frac{100}{100 - Z}\right)\right) \tag{19}$$

下层板出口毛刺高度计算式为

$$H_d = K_2 t_2 \sin p \exp\left(\frac{\sqrt{3}}{2}\ln\left(\frac{100}{100 - Z}\right)\right) \tag{20}$$

计算方法的相对误差如表 3 所示。由表 3 可知,下层板出口毛刺高度显著比上层板出口毛刺高度更大,上层板出口毛刺高度预测值和实测值之间相对误差在 13% 以内。另一方面下层板出口毛刺高度预测值和实测值之间相对误差在 12% 以内。且预测值和实测值在上升趋势上保持一致,证明了该毛刺高度计算方法的可行性。计算过程中对钻削过程及材料特性的简化是预测误差的来源之一。

表 3 毛刺高度计算方法的相对误差

Table 3 Relative error of burr height calculation method

上下层板	序号	毛刺高度/μm		相对误差/%
		预测值	实测值	
上层板	1	116.24	124.10	6.33
	2	115.98	125.04	7.25
	3	114.45	130.91	12.57
	4	117.98	119.50	1.27
	5	122.45	124.13	1.35
下层板	1	168.45	158.38	6.36
	2	169.03	154.55	9.37
	3	180.89	169.47	6.74
	4	180.22	160.93	11.99
	5	147.28	143.52	2.62

3 结 论

本文开展机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件毛刺研究,得出:

1)在同样的加工条件下,旋转超声钻削技术可以显著降低机器人的轴向钻削力,从而对钻削毛刺产生抑制作用。

2)本文提出了基于弱刚度环境下的机器人旋转超声制孔毛刺高度的计算方法,该计算方法综合了机器人刚度超声振动,以及钻削位置刚度对毛刺形成的影响。

3)实验结果显示,该计算方法的预测值和实测值在上升趋势上保持一致,且相对误差在 13% 以内,验证了计算方法的可行性。

参考文献(References)

[1] OZER A,SEMERCIGIL S E,KUMAR R P,et al. Delaying tool chatter in turning with a two-link robotic arm[J]. Journal of Sound and Vibration,2013,332(6):1405-1417.

[2] 董辉跃,曹国顺,曲巍崴,等. 工业机器人自动钻孔及锪窝一体化加工[J]. 浙江大学学报(工学版),2013,47(2):201-208.
DONG H Y,CAO G S,QU W W,et al. Processing research of industry robots drilling and countersinking automaticly[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science),2013,47(2):201-208(in Chinese).

[3] 方强,李超,费少华,等. 机器人镗孔加工系统稳定性分析[J]. 航空学报,2015,37(2):727-737.
FANG Q,LI C,FEI S H,et al. Stability analysis of robot boring system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,37(2):727-737(in Chinese).

[4] 卜泳,许国康,肖庆东. 飞机结构件的自动化精密制孔技术[J]. 航空制造技术,2009(24):61-64.
PU Y,XU G K,XIAO Q D. Automatic precision drilling technology of aircraft structural part[J]. Aviation Manufacturing Technology,2009(24):61-64(in Chinese).

[5] 李哲,张德远,姜兴刚. 钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(7):1380-1386.
LI Z,ZHANG D Y,JIANG X G. Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(7):1380-1386(in Chinese).

[6] 王珉,薛少丁,陈文亮,等. 面向飞机自动化装配的单向压紧制孔毛刺控制技术[J]. 航空制造技术,2011(9):26-29.
WANG M,XUE S D,CHEN W L,et al. One-side pressed burrless drilling technology for aircraft automatic assembly[J]. Aviation Manufacturing Technology,2011(9):26-29(in Chinese).

[7] DONG S,ZHENG K,LIAO W H. Stability of lateral vibration in robotic rotary ultrasonic drilling[J]. International Journal of Mechanical Sciences,2018,145:346-352.

[8] 胡坚. 航空材料制孔缺陷抑制及工艺研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016:11-12.
HU J. Research on defect inhibition and technologyin drilling of aeronauticmaterials[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2016:11-12(in Chinese).

[9] TIAN W,HU J,LIAO W,et al. Formation of interlayer gap and control of interlayer burr in dry drilling of stacked aluminum alloy plates[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2016,29(1):283-291.

[10] KIM J,DORNFELD D A. Development of an analytical model for drilling burr formation in ductile materials[J]. Journal of Engineering Materials & Technology,2002,124(2):192-198.

[11] 吴丹,黄诗剑,高雨浩,等. 铝合金叠层板钻削层间毛刺高度预测模型[J]. 清华大学学报(自然科学版),2017,57(6):33-38.
WU D,HUANG S J,GAO Y H,et al. Predictive model for the

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

interlayer burr height during drilling of stacked aluminum plates [J]. Tsinghua Science and Technology,2017,57(6):33-38(in Chinese).

[12] HELLSTERN C. Investigation of interlayer burr formation in the drilling of stacked aluminum sheets[D]. Atlanta:Georgia Institute of Technology,2009:15-20.

[13] 张飞龙,贺云,李秋实,等. 空间站载荷转移机构机器人的力加载控制方法[J]. 机器人,2018,40(2):249-256.
ZHANG F L,HE Y,LI Q S,et al. The control method of force loading of robot on load transfer mechanism of space station [J]. Robot,2018,40(2):249-256(in Chinese).

[14] 曹双倩,袁培江,陈冬冬,等. 激光测距传感器光束矢向和零点位置标定方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(6):1321-1327.
CAO S Q,YUAN P J,CHEN D D,et al. Calibration method for laser beam direction and zero point of laser displacement sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(6):1321-1327(in Chinese).

[15] 倪风雷,邹添,孙永军,等. 空间大型机械臂末端 12 维传感器设计及应用[J]. 机器人,2017,39(3):257-264.
NI F L,ZOU T,SUN Y J,et al. Design and application of a 12-DOF sensor on the end of large space manipulator[J]. Robot,2017,39(3):257-264(in Chinese).

[16] 张业明,蔡茂林. 基于最小二乘法的执行器系统机械属性评价[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(7):881-886.
ZHANG Y M,CAI M L. Mechanical properties evaluation based on least squares for actuators system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(7):881-886(in Chinese).

作者简介:

胡力闯　男,硕士研究生。主要研究方向:机器人超声加工工艺。

郑侃　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:先进制造技术。

董松　男,博士研究生。主要研究方向:先进制造技术。

薛枫　男,硕士研究生。主要研究方向:超声加工技术。

束静　女,硕士研究生。主要研究方向:超声加工技术。

苗迪迪　男,硕士研究生。主要研究方向:超声加工技术。

Burr characteristics of robotic rotary ultrasonic drilling aluminum alloy stacked components

HU Lichuang, ZHENG Kan*, DONG Song, XUE Feng, SHU Jing, MIAO Didi

(Department of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: It is easy to generate burr on the edge of holes when industrial robot drills the aluminum alloy stacked component. The assembly accuracy and efficiency of aircraft are severely affected. Aimed at the problem of robotic low stiffness, a model is developed to compute the burr height of holes produced by robotic rotary ultrasonic drilling. First, the impact of high frequency vibration on the burr height is invesgated by drilling experiments. Then, the empirical formula of drilling force in robotic rotary ultrasonic drilling aluminum alloy stacked component is obtained by analysing the experimental results. Furthermore, based on the classical thin plate bending theory and energy method, the influence mechanism of ultrasonic vibration and drilling position rigidity on the burr height of drilling is clarified. Finally, verification experiments are carried out and the results show that this method has high calculation accuracy and the relative error is within 13%.

Keywords: stacked component; drilling burr; calculation method; robot; ultrasonic vibration

Received: 2019-05-11; **Accepted**: 2019-08-31; **Published online**: 2019-09-09 16:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190909.1542.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: zhengkan@njust.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0242

不确定条件下航空不安全事件灵敏度分析的 Monte-Carlo 方法

全下文载

陈浩然[1], 崔利杰[1,2,*], 任博[1,2], 张贾奎[1]

(1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051; 2. 光电控制技术重点实验室, 洛阳 471000)

摘 要: 为解决不确定条件下航空不安全事件灵敏度分析的难题,基于 Bow-tie 模型提出了多模式下航空安全性指标及其灵敏度测度,以轮胎爆破事件为例,采用 Monte-Carlo 方法计算得到安全性指标、基本事件的全局灵敏度及其分布参数的局部灵敏度。根据轮胎爆破事件仿真结果,两类灵敏度指标均随着飞行时间的增加而发生变化,尤其是在 500 ~ 600 h 时变化最为显著,但灵敏度重要性排序保持不变;基本事件类型是影响灵敏度的一个主要因素,电子类基本事件灵敏度测度远远小于机械类基本事件;同类型基本事件中,平均故障间隔时间不是主导因素,灵敏度大小还与失效传递的逻辑关系密切相关。算例结果表明:航空安全水平随着飞行时间逐步下降,应重点关注飞行时间为 500 ~ 600 h 时航空组件失效导致事故发生的可能性;航空组件的灵敏度重要性不会随着飞行时间变化,提高灵敏度较高的基本事件的可靠性水平是防范航空事故的关键。

关 键 词: 航空安全; 灵敏度; 不确定性; Bow-tie 模型; Monte-Carlo 方法
中图分类号: V328
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0414-08

灵敏度分析(Sensitivity Analysis, AS)是研究一个系统的状态或输出变化率对系统参数或周围条件变化的敏感程度的方法[1-2]。航空器作为一个组件构成多、逻辑交互复杂、不确定因素广泛的巨系统,开展灵敏度分析可以有效指导安全性设计与维护工作,提高航空安全水平。

国内外学者针对航空领域的灵敏度分析方法进行了大量探索,Li 等[3]通过多变量概率积分变换分析输入不确定性对多变量输出整个分布的影响,得到飞机机翼旋转轴模型的灵敏度指数;Cao 等[4-5]通过建立飞机发动机高保真热力学模型,得到了发动机参数的全局灵敏度;Zentner 等[6]在不确定条件下分析变量数据来源,得到了随机变量和主观变量对核涡轮机振动的灵敏程度;金燕和刘少军[7]结合神经网络和一次二阶矩法对航空滚动轴承的影响因素开展灵敏度分析;权凌霄等[8]基于 ANASYS 软件平台和多目标遗传算法分析了航空液压管路支架参数对振动响应的灵敏度;张马兰等[9]结合区间数学和贝叶斯神经网络方法,对航空公司安全管理体系的指标变量进行灵敏度分析;陈超[10]、锁斌[11]等通过模糊理论、概率包络对认知不确定性进行描述,提出了针对航空复杂系统的灵敏度计算方法。上述研究主要针对航空组件本身开展灵敏度分析,少有针对事

收稿日期: 2019-05-19; **录用日期**: 2019-08-31; **网络出版时间**: 2019-10-08 08:23
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190930.1134.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(71401174,71701210); 陕西省自然科学基金(2019JQ-710); 航空科学基金(20165196017)
* **通信作者**. E-mail: lijie_cui@163.com

引用格式: 陈浩然, 崔利杰, 任博, 等. 不确定条件下航空不安全事件灵敏度分析的 Monte-Carlo 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 414-421. CHEN H R, CUI L J, REN B, et al. Sensitivity analysis for aviation insecure event using Monte-Carlo method under uncertain conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 414-421 (in Chinese).

北航学报 赠阅

件级进行深入研究，无法直观地表征组件及其分布参数对航空安全态势的影响程度。

由此，本文充分考虑随机事件和主观事件的不确定性，基于航空不安全事件 Bow-tie 模型，提出一种适合多输出条件的航空安全性函数与灵敏度指标，并采用 Monte-Carlo 方法开展灵敏度测算，运用实例验证所提指标的合理性和准确性，为提高航空安全水平提供参考。

1　典型航空不安全事件建模

航空安全分析的模型有很多，如事故树分析（Fault Tree Analysis，FTA）和事件树分析（Event Tree Analysis，ETA）是 2 个借助图形工具危险源和事故后果定量分析的有效工具，但两模型均无法直观建立危险源与事故后果的关系，而 Bow-tie 模型以顶事件为媒介连接危险源和事故后果，打通了事故原因和事故后果之间的联系，解决了传统模型条块分割严重、直观性不强的问题，是一种新型的安全分析工具。

1.1　Bow-tie 模型构建

Bow-tie 模型可分为两部分，左侧事故树是一个用逻辑符和事件符连接的由原因到结果的树形图，连结基本事件和顶事件，通过分析基本事件导致顶事件发生的逻辑关系有针对地制定防范措施；右侧事件树是一个由顶事件到后果事故的过程分析图，通过分析顶事件发生后不同的控制事件，演绎推断出所有事故后果。因此，Bow-tie 模型将基本事件、顶事件、后果事件和控制事件统一起来，构成了一幅展示事故发生前因后果的可视化领结图，原理如图 1 所示。

以往许多学者基于 Bow-tie 模型开展安全分析过程中，新的模型构建方法不断涌现[12-14]，总结其构造原则主要有以下 3 点：①模型中只有一个顶事件，是事故树的终点，也是事件树的起点；

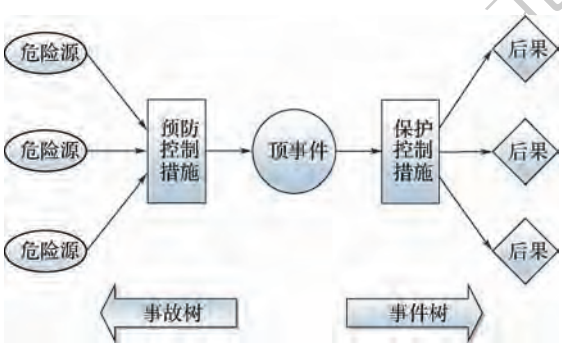


图 1　Bow-tie 模型原理

Fig. 1　Principle of Bow-tie model

②模型中最左端是导致顶事件发生的危险源，最右端是不同控制措施下顶事件可能导致的后果事件；③模型中事故树的所有分支均向顶事件汇集，事件树由顶事件拓展至所有事故后果。

1.2　Bow-tie 模型求解

由于 Bow-tie 模型基于事故树和事件树模型而来，其求解方法可在 2 类树形分析工具计算基础上进行，以图 2 简化的 Bow-tie 模型展示其求解过程。

该模型中一共包含 5 类事件：基本事件 BE、中间事件 IE、顶事件 CE、控制事件 SE 和后果事件 OE。若基本事件之间相互独立，则顶事件的发生概率 p^{CE} 可通过逻辑关系由基本事件和中间事件发生概率计算得到。若要计算后果事件发生概率，考虑到存在 l 个分支能够导致第 i 个后果事件 OE_i 发生的可能性，假设第 $m(m\leqslant l)$ 个分支上 k 个控制事件发生概率为 p_j^{SE}，则第 i 个后果事件的发生概率为

$$p_i^{\mathrm{OE}}=\sum_{m=1}^{l}p^{\mathrm{CE}}\prod_{j=1}^{k}f(p_j^{\mathrm{SE}}) \tag{1}$$

式中：

$$f(p_j^{\mathrm{SE}})=\begin{cases}p_j^{\mathrm{SE}} & \text{控制事件发生}\\ 1-p_j^{\mathrm{SE}} & \text{控制事件不发生}\end{cases}$$

因此，后果事件 OE_i 的发生概率可表示为 n 个基本事件与 m 个控制事件发生概率的函数，即

$$p_i^{\mathrm{OE}}=f(p_1^{\mathrm{BE}},p_2^{\mathrm{BE}},\cdots,p_n^{\mathrm{BE}},p_1^{\mathrm{SE}},p_2^{\mathrm{SE}},\cdots,p_m^{\mathrm{SE}}) \tag{2}$$

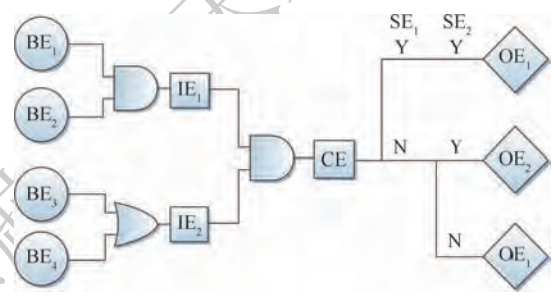


图 2　Bow-tie 模型示意图

Fig. 2　Sketch map of Bow-tie model

2　安全性灵敏度分析方法

由于航空系统不确定性特征显著，传统量化指标往往难以测算，本文将基于 Bow-tie 模型提出新的航空安全性指标和灵敏度测度。

2.1　航空安全性指标

通常情况下，人们往往更加关注航空领域超过预期严酷度的事故，如人员伤亡、财产损失或环境污染等，因此，航空安全性指标可定义为：在预

北航学报 赠阅

期环境下,执行预定航空任务时导致危险后果的可能性低于人们预期值的概率[12],即

$$R_{|S} = P\{P_{|S} < [P_{|S}]\} \tag{3}$$

式中:$R_{|S}$为给定严酷度后果的航空器安全性指标;下标"$|S$"表示给定严酷度的不安全事件后果;$P_{|S}$为给定严酷度的后果事件发生概率;$[P_{|S}]$为给定严酷度下后果事件发生概率阈值。

航空活动中,后果事件发生概率阈值已被提前规定,如 MIL-HDBK-882D[15]、ARP4754A[16]等标准已经规定了一系列航空事故后果事件严酷度阈值,在给定严酷度下的安全性功能函数为

$$g(\boldsymbol{x}) = P_{|S} - [P_{|S}] \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{x} = \{\boldsymbol{x}_{BE}, \boldsymbol{x}_{SE}\} = \{\boldsymbol{x}_{BE}^1, \boldsymbol{x}_{BE}^2, \cdots, \boldsymbol{x}_{BE}^n, \boldsymbol{x}_{SE}^1, \boldsymbol{x}_{SE}^2, \cdots, \boldsymbol{x}_{SE}^m\}$表示 n 个基本事件和 m 个控制事件发生概率。

因此,航空安全性指标可进一步转化安全功能函数的表示形式为

$$R_{|S}(\boldsymbol{x}) = P\{P_{|S} < [P_{|S}]\} = P\{g(\boldsymbol{x}) < 0\} \tag{5}$$

若基本事件之间相互独立,航空安全性指标的概率表达式为

$$R_{|S}(\boldsymbol{x}) = 1 - \int_{\boldsymbol{R}_S^n} f_X(\boldsymbol{x})\mathrm{d}\boldsymbol{x} = 1 - \int_{\boldsymbol{R}^n} I_S[\boldsymbol{x}] f_X(\boldsymbol{x})\mathrm{d}\boldsymbol{x} = 1 - E[I_S[\boldsymbol{x}]] \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{R}_S^n$为 $g(\boldsymbol{x})>0$ 定义的失效域,是一个 n 维向量空间;$\boldsymbol{R}^n$为一个 n 维向量空间;$I_S[\boldsymbol{x}] = \begin{cases}1, \boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}_S^n\\0, \boldsymbol{x}\notin\boldsymbol{R}_S^n\end{cases}$为失效域指示函数;$E[\cdot]$为数学期望算子;$f_X(\boldsymbol{x})$表示基本事件和随机变量的联合概率密度函数。

若采用 Monte-Carlo 方法计算上述指标,则安全性指标可转换样本的估计值为

$$\hat{R}_{|S}(\boldsymbol{x}) = 1 - \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N} I_S[\boldsymbol{x}] \tag{7}$$

式中:N 为仿真抽样次数。

在单一航空事故后果事件计算的基础上,考虑多个后果发生的可能性,得到多模式下航空器安全性指标计算公式为

$$R_{|S}(\boldsymbol{x}) = P\{(P_{|S_1} < [P_{|S_1}])\&\cdots\&(P_{|S_l} < [P_{|S_l}])\} = P\{(g_1(\boldsymbol{x}) < 0)\&\cdots\&g_l(\boldsymbol{x}) < 0)\} = 1 - \prod_{r=1}^{l}(P(g_r(\boldsymbol{x}) > 0)) \tag{8}$$

式中:$g_r(\boldsymbol{x}) = P_{|S_r} - [P_{|S_r}]\ (r\leqslant l)$表示第 r 个后果事件。由此,航空安全性指标 $R_{|S}(\boldsymbol{x})$转换为一个多模式下安全性功能函数求解问题,即 $g(\boldsymbol{x}) = \{P_{|S_r} - [P_{|S_r}] = 0\}\ (0\leqslant r\leqslant l)$。

综合式(7)、式(8),得到多模式下采用 Monte-Carlo 方法计算航空安全性指标的样本估计值为

$$\hat{R}_{|S}(\boldsymbol{x}) = 1 - \prod_{r=1}^{l}\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N} I_S^r[\boldsymbol{x}] \tag{9}$$

式中:$I_S^r[\boldsymbol{x}] = \begin{cases}1, \boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}_{S|r}^n\\0, \boldsymbol{x}\notin\boldsymbol{R}_{S|r}^n\end{cases}$为第 $r(r\leqslant l)$ 个后果事件发生的失效域指示函数,其中,$\boldsymbol{R}_{S|r}^n$为第 r 个后果事件对应的失效域,是一个 n 维向量空间。

2.2 航空器安全性灵敏度指标

传统的灵敏度测度需要获得事故发生概率的解析函数,逻辑推导困难且计算量大而繁琐,给灵敏度求解过程带来巨大困难。因此,寻求一种适合不确定条件下的灵敏度分析方法,对航空不安全事件量化分析工作具有重要意义。

1) 全局灵敏度

全局灵敏度是从平均的角度来衡量输入变量的不确定性对输出的贡献,也被称为输入变量的重要性测度。参考航空领域重要性测度的概念,结合式(9)航空安全性指标,得到第 i 个基本事件的全局灵敏度 $S_x(x_i)$为

$$S_x(x_i) = R_{|S}(\boldsymbol{x}) - R_{|S}(\boldsymbol{x})|_{x_i=0} \tag{10}$$

式中:$R_{|S}(\boldsymbol{x})|_{x_i=0}$表示第 i 个基本事件不发生时安全性指标的具体值。

Monte-Carlo 方法下全局灵敏度的样本估计值可参考式(9),只是第 i 个基本事件的发生概率有所变化,这里不再赘述。

2) 局部灵敏度

局部灵敏度可定义为基本事件分布参数的变化引起安全性指标变化的比率,可以用安全性指标的统计特征对分布参数的偏导数来描述,则多模式下航空安全性指标对第 i 个基本事件的第 k 个分布参数 θ_k^i的局部灵敏度 $S_\theta(\theta_k^i)$表达式为

$$S_\theta(\theta_k^i) = \frac{\partial R_{|S}}{\partial\theta_k^i} = -\int_{\boldsymbol{R}_S^n}\frac{\partial f_X(\boldsymbol{x})}{\partial\theta_k^i}\mathrm{d}\boldsymbol{x} \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{R}_S^n$为 l 个 $g_r(\boldsymbol{x})>0\ (1\leqslant r\leqslant l)$ 定义的失效域,是一个 n 维向量空间;$f_X(\boldsymbol{x})$为基本事件和控制事件的联合概率密度函数。

为了便于运用 Monte-Carlo 方法开展抽样估计,将局部灵敏度表达式转换成均值形式为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$S_\theta(\theta_k^i) = -\int_{\boldsymbol{R}^n} I_S[\boldsymbol{x}]\frac{\partial f_X(\boldsymbol{x})}{\partial\theta_k^i}f_X(\boldsymbol{x})f_X(\boldsymbol{x})\mathrm{d}\boldsymbol{x} = -E\left[\frac{I_S[\boldsymbol{x}]}{f_X(\boldsymbol{x})}\cdot\frac{\partial f_X(\boldsymbol{x})}{\partial\theta_k^i}\right] \tag{12}$$

式中：$I_S[\boldsymbol{x}]=\begin{cases}1,\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}_S^n\\0,\boldsymbol{x}\notin\boldsymbol{R}_S^n\end{cases}$为失效域 $\boldsymbol{R}_S^n$ 指示函数。

式(12)可进一步转换成样本均值估计形式为

$$\hat{S}_\theta(\theta_k^i) = -\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}\frac{I_S[x_j]}{f_X(x_j)}\cdot\left.\frac{f_X(x)}{\partial\theta_k^i}\right|_{x_j} \tag{13}$$

式中：x_j为概率密度函数 $f_X(\boldsymbol{x})$的第 j 次抽样值。

若 n 个基本事件之间相互独立，由于基本事件和控制事件相互独立，则联合概率密度 $f_X(\boldsymbol{x})$为 n 个基本事件概率密度函数与 m 个控制事件概率密度函数的乘积。由于分布参数 θ_k^i只与第 i 个概率密度函数 $f_i(x_i)$有关，对式(13)进一步变换，得到局部灵敏度表达式为

$$\hat{S}_\theta(\theta_k^i) = -\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}I_S[x_j]\frac{\partial f_i(x_i)}{f_i(x_i)\partial\theta_k^i} \tag{14}$$

大量故障统计信息显示[17]，若基本事件为机械件失效，其失效概率服从对数正态分布；若基本事件为电子件失效，则其失效概率服从指数分布。对于服从对数正态分布的失效件，显然有

$$\frac{\partial f_i(x_i)}{f_i(x_i)\mu_i} = \frac{1}{\sigma_i^2}\cdot\frac{\ln x_i-\mu_i}{\sigma_i} \tag{15}$$

$$\frac{\partial f_i(x_i)}{f_i(x_i)\sigma_i} = \frac{1}{\sigma_i}\left[\left(\frac{\ln x_i-\mu_i}{\sigma_i}\right)^2-1\right] \tag{16}$$

将式(15)、式(16)代入式(14)，得到安全性指标对第 i 个基本事件的均值μ_i和标准差σ_i的局部灵敏度分别为

$$\hat{S}_\mu(\mu_i) = -\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}I_S[x_j]\frac{1}{\sigma_i^2}\cdot\frac{\ln x_i-\mu_i}{\sigma_i} \tag{17}$$

$$\hat{S}_\sigma(\sigma_i) = -\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}I_S[x_j]\frac{1}{\sigma_i}\left[\left(\frac{\ln x_i-\mu_i}{\sigma_i}\right)^2-1\right] \tag{18}$$

同样思路，可以得到基本事件失效率服从指数分布时，安全性函数对第 i 个基本事件均值μ_i的局部灵敏度为

$$\hat{S}_\mu(\mu_k^i) = \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}I_S[\boldsymbol{x}_j]\frac{1}{\mu_i^2}\cdot\frac{x_i-\mu_i}{\mu_i} \tag{19}$$

由于控制事件涉及大量主观因素，将在 3.1 节给出其概率测算方法，不再讨论其灵敏度测度。

3　航空不安全事件灵敏度求解

航空活动中危险变量的不确定特征显著，若要求解上述提出的安全性指标和灵敏度测度，须提出科学准确的变量分布特征描述方法。

3.1　变量描述

对数据库[17]中大量失效信息统计分析后发现，对于多数机械类和电子类基本事件，可采用概率方法计算其失效概率。而对于数据库中没有的基本事件，可根据其组件类型和故障机理，判断失效概率的分布类型，统计其分布参数求解基本事件发生概率。

以机械类产品为例，其故障率通常服从对数正态分布，则可以统计得到产品平均故障间隔时间(Mean Time Between Failure，MTBF)及其方差(Variance，Var)后，再求解概率密度函数分布参数的均值$\mu=\lg(\mathrm{MTBF}^2/\sqrt{\mathrm{Var}+\mathrm{MTBF}^2})$、标准差$\sigma=\sqrt{\lg(\mathrm{Var}/\mathrm{MTBF}^2+1)}$，最后计算飞行时间为 T 时，机械类产品的概率密度函数为

$$f(T|\mu,\sigma) = \frac{1}{T\sigma\sqrt{2\pi}}\mathrm{e}^{\frac{-(\ln T-\mu)^2}{2\sigma^2}} \tag{20}$$

而多数电子类产品的 MTBF 服从指数分布，假定故障率为 λ，则分布参数$\mu_{\mathrm{MTBF}}=1/\lambda$，因此飞行时间为 T 时，电子类产品的概率密度函数为

$$f(T|\lambda) = \begin{cases}\dfrac{1}{\mu}\mathrm{e}^{-\frac{T}{\mu}} & T>0\ \text{且}\ \mu>0\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{21}$$

由于失效信息统计过程涉及因素较多，如统计人员工作能力、统计方法、统计数量和范围等，一定程度上会导致统计数值呈现一定的不确定性。通常来讲，大量统计所得的基本事件发生概率服从分布参数为$(\mu_{\mathrm{MTBF}},\sigma^2_{\mathrm{MTBF}})$的正态分布。

对于控制事件而言，大多涉及人机交互、组织管理等影响，事件发生呈现一定主观不确定性，这就导致信息数据难以完全准确收集，概率分布方法无法准确估计其发生概率。此时，专家打分、区间理论等手段可用来确定其取值范围，再结合相关理论来推算发生概率。

3.2　Monte-Carlo 方法仿真流程

根据所提各项指标，结合相关变量描述即可求解 Bow-tie 模型各类输出。Monte-Carlo 方法是一种常用的数字模拟抽样方法，本文以该方法为例开展仿真分析，具体流程见图 3。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

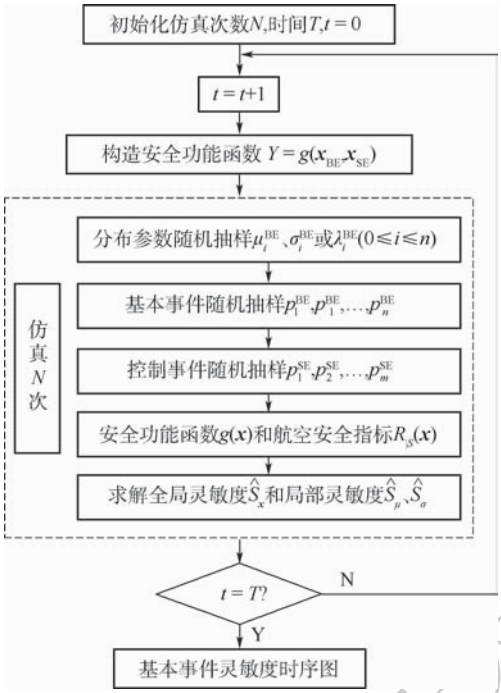


图 3 Monte-Carlo 方法的航空安全灵敏度仿真流程

Fig. 3 Simulation flowchart of aviation safety sensitivity using Monte-Carlo method

由图 3 可知,由于基本事件失效多是与飞行时间相关,因此求解的航空安全性指标和灵敏度指标随着飞行时间动态变化;考虑到不同基本事件失效概率的差异性,航空器安全性变化率对不同基本事件敏感程度不同。另外,其他高效的数值仿真方法也适用于本文所提各个指标。

4 典型案例

轮胎是航空器起落系统的重要构件,对飞机安全起降有着至关重要的作用。飞机轮胎一旦爆破,往往将造成重大的财产损失或人员伤亡。根据轮胎爆破历史事故统计结果[18],人员、机械、环境等因素是导致事故发生的主要原因,应对事故的不同控制措施也往往导致不同严酷程度的事故后果。很多学者已经对轮胎爆破事件进行了深入研究,这里基于 Cui 等[12]构建的 Bow-tie 模型,验证文中所提各类指标的可行性、合理性,模型中基本事件分布参数及其不确定描述情况见表 1,控制事件服从区间分布的不确定性描述见表 2。

表 1 轮胎爆破基本事件分布参数及其类型描述

Table 1 Distribution parameters and type description of basic events for tire burst accident

编号	基本事件	基本事件分布类型	分布参数	平均故障间隔时间/h	统计量分布类型	变异系数
BE_1	轮毂裂纹	对数正态分布	μ,σ	3 950	正态分布	0.05
BE_2	主轮掉块	对数正态分布	μ,σ	3 700	正态分布	0.05
BE_3	刹车盘掉块	对数正态分布	μ,σ	3 050	正态分布	0.05
BE_4	热熔塞	对数正态分布	μ,σ	2 125	正态分布	0.05
BE_5	轮胎气压异常	对数正态分布	μ,σ	3 350	正态分布	0.05
BE_6	充气嘴断裂	对数正态分布	μ,σ	2 085	正态分布	0.05
BE_7	机轮磨损	对数正态分布	μ,σ	2 680	正态分布	0.05
BE_8	软件指令故障	指数分布	λ	2 550 000	正态分布	0.05
BE_9	电路短路	指数分布	λ	780 500	正态分布	0.05
BE_{10}	控制阀故障	指数分布	λ	380 000	正态分布	0.05
BE_{11}	转换阀故障	指数分布	λ	320 000	正态分布	0.05
BE_{12}	液压保险故障	指数分布	λ	360 000	正态分布	0.05
BE_{13}	刹车装置故障	对数正态分布	μ,σ	2 480	正态分布	0.05
BE_{14}	应急转换阀失效	对数正态分布	μ,σ	2 110	正态分布	0.05
BE_{15}	应急液压保险失效	对数正态分布	μ,σ	2 180	正态分布	0.05
BE_{16}	应急刹车装置失效	对数正态分布	μ,σ	2 720	正态分布	0.05

表 2 轮胎爆破事故树控制事件不确定性描述

Table 2 Uncertainty description of control events for event tree of tire burst accident

编号	控制事件	取值区间	不确定性描述
SE_1	启动应急刹车系统	(0.135, 0.165, 0.15)	均匀分布
SE_2	避让飞机和建筑物	(0.153, 0.187, 0.17)	均匀分布
SE_3	增设隔离网	(0.090, 0.101, 0.10)	均匀分布
SE_4	启动应急消防措施	(0.045, 0.055, 0.05)	均匀分布

在模型中,轮胎爆破是唯一的顶事件,共有 16 个基本事件可能致事故发生;轮胎一旦爆破,共有4 种控制事件分别定义如下:SE_1 为启动应急刹车;SE_2 为避让飞机和建筑物;SE_3 为增设隔离网;SE_4 为启动应急消防措施。不同的控制事件组合由会导致 4 种不同严酷程度的后果事件:OE_1(轻微的)表示停留在跑道上;OE_2(较大的)表示机体轻度损伤;OE_3(危险的)表示机体严重损伤;

北航学报 赠阅

OE_4(灾难的)表示飞机起火或人员伤亡,根据航空安全领域对于风险事件的通用界定方法[19],其可接受概率阈值分别是 10^{-3}、10^{-5}、10^{-7}、10^{-9}。利用表 1 和表 2 所提供数据,结合上述分析,计算得到航空安全性指标随时间变化情况见图 4。

由图 4 可知,轮胎爆破事件航空安全性指标随时间不断减小,且在 500 ~ 600 h 发生突变,安全度急剧下降,此时是基本事件失效所致,因此需要特别关注该时间段各基本事件失效导致事故发生的可能性。考虑到灵敏度和安全水平的关系,这里选取 450 ~ 650 h 时间区间,计算得到航空安全性指标对基本事件的全局灵敏度(见图 5),局部灵敏度见图 6 ~ 图 8。

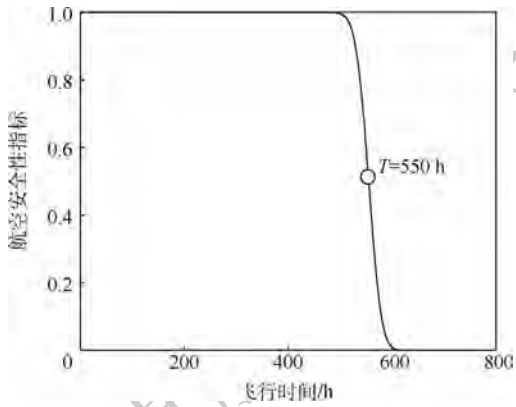


图 4　不确定条件下轮胎爆破事件航空安全性指标

Fig. 4　Aviation safety index of tire burst accident under uncertain conditions

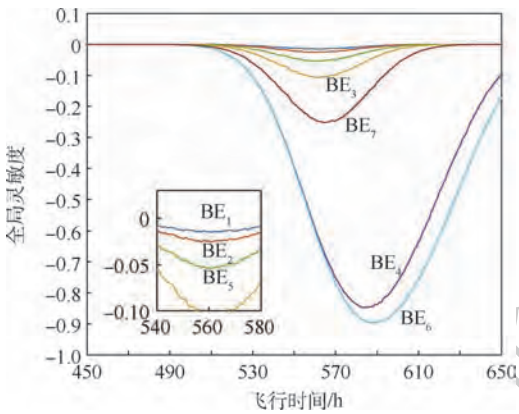


图 5　基本事件全局灵敏度

Fig. 5　Global sensitivity of basic events

图 5 显示,轮胎爆破事件的安全性指标对不同基本事件的全局灵敏度存在显著差异,且各个基本事件灵敏度指标随着时间发生变化显著,但各基本事件灵敏度的重要性排序保持不变。图中所有基本事件全局灵敏度均为负值,说明减小基本事件发生概率,能够有效提高航空器安全指数;BE_6和 BE_4由于 MTBF 较小,是导致危险发生的主

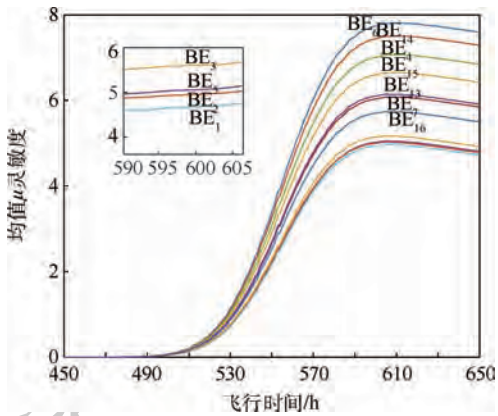


图 6　机械类基本事件分布参数 μ 局部灵敏度

Fig. 6　Local sensitivity for distribution parameter μ of mechanical events

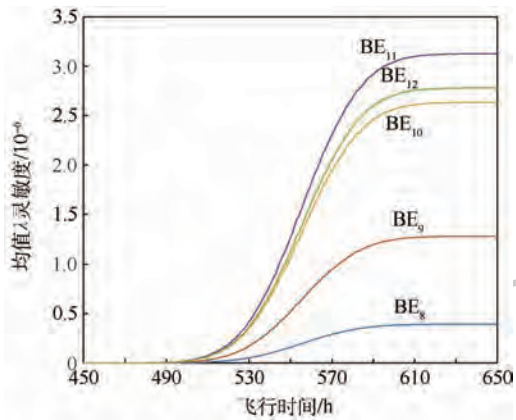


图 7　电子类基本事件分布参数 λ 局部灵敏度

Fig. 7　Local sensitivity for distribution parameter λ of electronic events

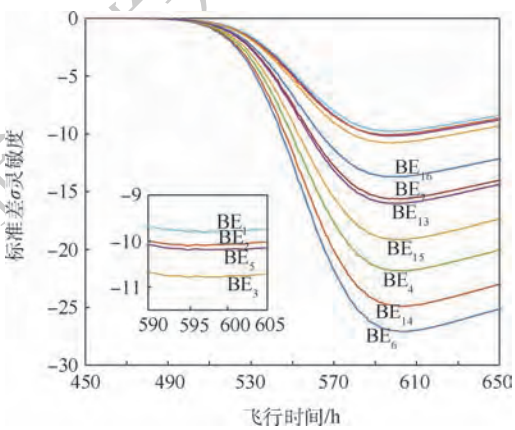


图 8　机械类基本事件分布参数 σ 局部灵敏度

Fig. 8　Local sensitivity for distribution parameter σ of mechanical events

要因素,灵敏度指标甚至超过 0.8;灵敏度较大的 5 种基本事件排序为:$BE_6 > BE_4 > BE_7 > BE_3 > BE_5$,因此机务维护人员要保证刹车盘、热熔塞、充气嘴、轮胎气压和机轮磨损符合飞行要求。另外,还有一些基本事件对航空器安全性指标敏感

北航学报 赠阅

程度较小，如全部的电子类事件和 BE_{13} ~ BE_{16} 等机械类事件。

图 6 和图 7 表明，航空安全性指标对机械类基本事件分布参数 μ 和电子类基本事件分布参数 λ 的局部灵敏度均为随时间动态变化的正值且差异巨大：为正值说明航空安全性指标与分布参数 μ 和 λ 正相关，增大基本事件分布参数均值能够有效提高航空安全水平；差异巨大是由于电子件和机械件事件 MTBF 相差太大，电子产品在 450 ~ 650 h区间内几乎不会发生故障，导致电子类事件的均值灵敏度与机械类事件相比可以忽略不计。机械类基本事件的灵敏度重要性排序为：$BE_6 > BE_{14} > BE_4 > BE_{15} > BE_{13} > BE_7 > BE_{16} > BE_3 > BE_5 > BE_2 > BE_1$。另外，600 h 后，机械类事件灵敏度整体都有所下降，此时航空安全性指标趋于稳定，而机械类事件的概率密度函数对均值 μ 的偏导开始下降，导致灵敏度有所下降。

图 8 显示，机械类事件分布参数 σ 对航空安全性指标的敏感程度排序与分布参数 σ 相同，这也恰恰验证了两者的一致性、合理性。另外，安全性指标对分布参数 σ 的敏感度为负值，说明要提高安全性指标要努力降低机械类基本事件的分布参数标准差 σ。

5 结 论

1）本文从典型航空不安全事件的 Bow-tie 模型出发，提出了多模式航空安全性指标求解方法，进而推导出不确定条件下，针对不安全事件的全局灵敏度和局部灵敏度计算公式。

2）运用概率方法和区间理论对不确定变量进行描述，又采用 Monte-Carlo 方法对所提指标开展仿真计算，解决了航空器这类复杂系统难以进行灵敏度测算的困难。

3）结合典型航空事故——轮胎爆破事件开展仿真验证分析，通过与实际机务工作数据对比，证明了所提灵敏度指标的合理性、准确性和可操作性，对提高航空器的安全设计水平具有一定的指导意义。

本文主要针对单一顶事件开展安全性和灵敏度分析，而对于航空器这类复杂系统，往往包含大量顶事件，如何使用本文方法开展安全性评估和灵敏度分析有待进一步研究。

参考文献（References）

[1] BORGONOVO E, PLISCHKE E. Sensitivity analysis: A review of recent advances [J]. European Journal of Operational Research, 2016, 248(3): 869-887.

[2] PIANOSI F, BEVEN K, FREER J, et al. Sensitivity analysis of environment models: A systematic review with practical workflow [J]. Environmental Modelling & Software, 2016, 79: 214-32.

[3] LI L Y, LU Z Z, WU D Q. A new kind of sensitivity index for multivariate output [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2016, 147: 123-131.

[4] CAO J K, DING S T. Sensitivity analysis for design verification of general aviation reciprocating aircraft engine [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(5): 675-680.

[5] CAO J K, DING S T, DU F R. Surrogate-based sensitivity analysis for safety assement of general aviation heavy-fueled engines [J]. Procedia Engineering, 2014, 80: 66-75.

[6] ZENTNER I, TARANTOLA S, DE ROCQUIGNY E. Sensitivity analysis for reliable design verification of nuclear turbosets [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2011, 96: 391-397.

[7] 金燕，刘少军. 基于人工神经网络的航空轴承疲劳可靠性分析[J]. 东北大学学报（自然科学版），2018，39（6）：850-855.
JIN Y, LIU S J. Fatigue reliability analysis of aviation bearings based on ANN [J]. Journal of Northeastern University (Nature Science), 2018, 39(6): 850-855 (in Chinese).

[8] 权凌霄，张琦玮，李长春，等. 航空液压管路支架参数灵敏度分析及优化[J]. 液压与气动，2017(8)：95-99.
QUAN L X, ZHANG Q W, LI C C, et al. Sensitivity analysis and optimization for support parameter of aviation hydraulic pipeline [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2017(8): 95-99 (in Chinese).

[9] 张马兰，刘君强，左洪福，等. 基于区间数学理论和贝叶斯网络指标灵敏度分析[J]. 武汉理工大学学报（交通科学与工程版），2015，39（1）：162-170.
ZHANG M L, LIU J Q, ZUO H F, et al. Sensitivity analysis for indicators based on Bayesian network and interval mathematics [J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science and Engineering), 2015, 39(1): 162-170 (in Chinese).

[10] 陈超，吕震宙. 模糊分布参数的全局灵敏度分析方法[J]. 工程力学，2016，33（2）：25-33.
CHEN C, LV Z Z. A new method for global sensitivity analysis of fuzzy distribution parameters [J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(2): 25-33 (in Chinese).

[11] 锁斌，曾超，程永生，等. 认知不确定性下可靠性灵敏度分析的新指标[J]. 航空学报，2013，34（7）：1605-1615.
SUO B, ZENG C, CHENG Y S, et al. New index for reliability sensitivity analysis under epistemic uncertainty [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1605-1615 (in Chinese).

[12] CUI L J, ZHANG J K, REN B, et al. Research on a new aviation safety index and its solution under uncertainty conditions [J]. Safety Science, 2018, 107: 55-61.

[13] PURTON L, CLOTHIER R, KOUROUSIS K. Assessment of technical airworthiness in military aviation: Implementation and further advancement of the Bow-tie model [J]. Procedia Engineering, 2014, 80: 529-544.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[14] CLOTHIER R A, WILLIAMS B P, HAYHURST K J. Modeling the risks remotely piloted aircraft pose to people on the ground [J]. Safety Science, 2018, 101: 33-47.

[15] U. S. Department of Defense. Standard practice for system safety: MIL-HDBK-882D [S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 2000: 16-20.

[16] SAE International. Guidelines for development of civil aircraft systems: ARP4754A [S]. Washington, D. C.: SAE International, 2010: 160-162.

[17] U. S. Department of Defense. Reliability prediction of electronic equipment: MIL-HDBK-217E [S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 1991: 121-125.

[18] DAVID R E. Location of commercial aircraft accidents/incidents relative to runways: DOT/FA/AOV 90-1 FINAL REPO [R]. Washington, D. C.: FAA, 1990.

[19] FAA. System design and analysis: AC25. 1309-1A [S]. Washington, D. C.: FAA, 1988: 57-63.

作者简介:

陈浩然　男,硕士研究生。主要研究方向:航空安全评估。

崔利杰　男,博士,副教授。主要研究方向:航空安全评估。

任博　男,博士,讲师。主要研究方向:航空安全预测预警。

张贾奎　男,硕士研究生。主要研究方向:航空安全评估。

Sensitivity analysis for aviation insecure event using Monte-Carlo method under uncertain conditions

CHEN Haoran[1], CUI Lijie[1,2,*], REN Bo[1,2], ZHANG Jiakui[1]

(1. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Key Laboratory of Optoelectronic Control Technology, Luoyang 471000, China)

Abstract: To solve the problem of sensitivity analysis of aviation insecure events under uncertain conditions, this paper proposes the aviation safety index and its sensitivity measurement based on the Bow-tie model. Taking the tire burst accident as an example, we calculate the aviation safety index, the global sensitivity for basic event and its local sensitivity for distribution parameters using Monte-Carlo method. According to the simulation results of the tire burst accident, both types of sensitivity indexes vary with the increasing flight hour, and the most significant change appears during 500 – 600 h, but with the same order of index importance. The type of basic events is the main factor affecting sensitivity, for the sensitivity of electronic events is far less than the mechanical events. In the uniform type of basic events, the mean time before failure is not the leading factor affecting the sensitivity, which has a close relationship with the failure transferring logic. The results of this example demonstrate that the safety index descends with the flight hour, and the focus for improving aviation safety is to pay attention to accident caused by aviation components failures in 500 – 600 h. The importance of sensitivity will not change with the flight hour, and the key of preventing aviation accident is to improve the degree of reliability for basic events with a higher sensitivity.

Keywords: aviation safety; sensitivity; uncertainty; Bow-tie model; Monte-Carlo method

Received: 2019-05-19; **Accepted**: 2019-08-31; **Published online**: 2019-10-08 08:23

URL: kns. cnki. net/kcms/detail/11. 2625. V. 20190930. 1134. 003. html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71401174, 71701210); Natural Science Foundation of Shaanxi Province (2019JQ-710); Aeronautical Science Foundation of China (20165196017)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0244

近程动态范围激光雷达测距系统设计及误差分析

全下文载

王皓，罗沛，李小路*
（北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：针对脉冲激光雷达测距精度受限于距离动态变化导致的行走误差和时刻抖动误差的问题，设计了一种基于自动增益控制（AGC）技术及恒比定时鉴别（CFD）技术的激光雷达测距系统，可适应进程动态范围的测量目标，并提高测距精度。激光雷达测距系统在10～100 m的静态测距实验中，测距精度达到厘米级别。在动态三维扫描实验中，室内测量得到11.4～31.2 m范围内靶标的平面拟合均方根误差为2.05～4.35 cm，室外测量得到距离15.97 m处目标平面拟合均方根误差为3.54 cm。

关 键 词：激光雷达；近程动态范围；自动增益控制（AGC）；恒比定时鉴别（CFD）；测距系统；测距精度
中图分类号：TN958.98；V11
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0422-08

激光雷达作为一种新兴的主动式遥感技术，能够快速、准确、实时地获取地面目标的三维空间信息，近年来得到了极大的发展和应用。一个完整的激光雷达系统由激光测距仪、动态差分GPS接收机、惯性导航系统和成像装置组成。而激光测距仪是系统的核心部分，其采用的测距方法也有所不同。常用的方法有：脉冲法、相位法、三角法、干涉法，这4种方法被广泛应用于不同场景，各有优劣[1]。其中脉冲法又称为飞行时间探测法，是最早应用于激光雷达测距的方法，属于直接探测手段，利用的是激光脉冲脉宽窄、持续时间短、瞬间功率大从而探测距离较远的特点[2-3]。脉冲法将被测距离换算成发射脉冲与目标反射返回的接收脉冲之间的飞行时间，距离测量实际上就转换成了时间测量。该方法简单方便，测量范围大且功耗较小，但是绝对测距精度不高。相位法通过激光调制，测量发射脉冲和接收脉冲的相位差进而解算出被测目标的距离，避免了测量纳米级的时间间隔，以此获得比脉冲法更高的测距精度[4]。三角法是通过检测被测物体反射或散射的光线，成像在光电探测器的光敏面上，测量像的位移来推出物体的位移；优点是精度非常高，可达微米级，且简单易操作，但只适用于微小位移测量，最大量程只有1 m。干涉法利用激光干涉原理，产生明暗相间的条纹，然后对其计数，从而换算出位移量[5]；优点是测量精度极高，但其缺陷在于对测量环境的要求极为苛刻，需要精密的实验定标。所以综合来看，4种方法都有各自的优缺点和适用环境，但针对较大的测量范围，合适的测量方法只有2种，即脉冲法和相位法。但相位法测量远距离目标时，一般需要在被测目标上贴上靶标作为合作目标，不适用于某些应用环境。

收稿日期：2019-05-22；**录用日期**：2019-08-30；**网络出版时间**：2019-09-03 11:43
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190903.1023.001.html
基金项目：国家重点研发计划（2018YFB0504500）；国家自然科学基金（61671038，61721091）
* **通信作者**. E-mail：xiaoluli@buaa.edu.cn

引用格式：王皓，罗沛，李小路. 近程动态范围激光雷达测距系统设计及误差分析[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：422-429. WANG H，LUO P，LI X L. Design of LiDAR ranging system for short-distance dynamic range and error analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：422-429(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

而脉冲法基本适用于各种目标,适用于绝大多数应用环境。综上,选择脉冲法作为激光测距仪的测距方法,研究不同因素对测距精度的影响,以及最优的测距电路设计。

脉冲激光雷达主要的误差包括行走误差(walk error)、时间抖动误差(timing jitter error)和非线性误差(nonlinear error)[6]。在激光雷达系统测量不同距离的目标时,距离动态变化造成的行走误差是最需要修正的误差。国内外相关学者在研究近程动态范围激光雷达测距技术时,多采用对脉冲幅值变化不敏感的恒比定时鉴别器(Constant Fraction Discriminator,CFD)来减小行走误差,如中国科学院、北京理工大学等[7]。但是,CFD 电路中高速比较器的过载和输入脉冲形状变化会产生额外行走误差[8],且动态范围越大,时间抖动误差也越大。因此,只采用 CFD 技术并不能完全消减由于距离动态变化而导致的行走误差[9]。所以基于自动增益控制(Automatic Gain Control,AGC)技术和 CFD 技术设计的激光雷达测距系统,能够更好地消减行走误差和时间抖动误差,以适应动态范围下的测量目标,从而提高测距精度,并将设计的测距系统推广到三维激光雷达扫描系统上。

1　误差分析

激光雷达测距系统的主要误差可以总结为 3 种:行走误差、时间抖动误差和非线性误差。为了以更高精度测量近程动态范围下的目标距离,需要对脉冲激光雷达测距单元的主要误差分别进行分析,以此确定改善系统测距精度的途径,从而设计拥有更好测距性能的激光雷达测距电路。

1.1　行走误差

激光雷达发射脉冲在时域上基本符合高斯分布,而系统探测目标的动态范围较大或反射率差异较大时,接收到的回波脉冲幅值和形状也有较大的变化。回波幅值或脉冲形状的变化会引起距离测量值的偏移。所以,行走误差被定义为由于脉冲幅值和脉冲形状变化导致的时间检测电路中的时间偏差[10],其概念如图 1 所示。其中横坐标表示时间,纵坐标表示脉冲幅值,不同幅值回波脉冲如图中 2 条曲线所示。

如果使用前沿鉴别法,当信号达到某个阈值时,电路给出一个逻辑电平作为 stop 脉冲。由于 2 个脉冲的前沿不同,得到的测量时间不同,导致距离测量会存在较大的偏差。所以在被测目标是移动的或者设备将用于一定动态范围的测量时,回波探测电路采用的时刻鉴别器所产生的行走误差将各不相同[11]。

为了消除行走误差,选择采用 CFD 技术。其将回波信号分为两路:一路为延时信号,一路为衰减信号,取两路信号上升沿的交点作为时刻鉴别点。当回波信号幅值发生变化时,该时刻鉴别点的位置不会改变,从而消除了因脉冲幅值变化造成的行走误差。其原理如图 2 所示。

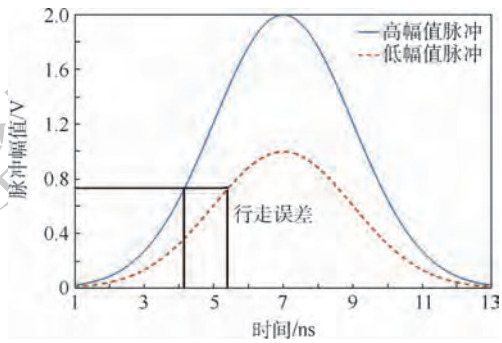


图 1　行走误差

Fig. 1　Walk error

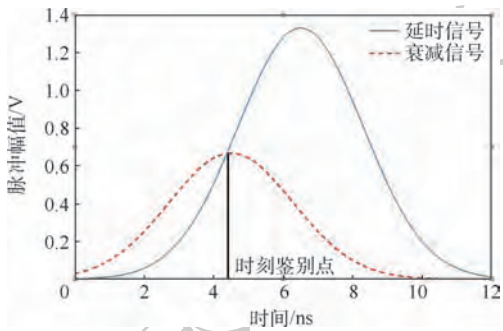


图 2　恒比定时鉴别器原理

Fig. 2　Constant fraction discriminator principle

1.2　时间抖动误差

CFD 电路确实一定程度上消减了行走误差,但是由于 CFD 电路中必然存在随机噪声,获得时刻鉴别点时也会存在抖动偏差。这种偏差就是时间抖动误差。因此,时间抖动误差可以定义为噪声引起的脉冲形变而出现的统计时间偏差,是一种随机误差[12]。在高斯噪声的影响下,基于恒比定时的时刻鉴别点会在时间轴上发生偏移,另外,测量幅值动态范围越大,时间抖动误差也越大。因此,尽可能地提高信噪比,减小输入幅值变化范围是减小这种误差的主要途径。

1.3　非线性误差

激光雷达测距系统中,时间间隔的测量精度是决定激光测距精度的重要因素,而测量时间间隔的方法需要用到高频率的同步时钟。该系统基于现场可编程逻辑门阵列(Field Programmable Gate Array,FPGA)对高精度时间数字转换器

北航学报 赠阅

(Time-to-Digital Converter,TDC)芯片进行配置和数据采集,利用 TDC-GP22 芯片内部校准和统一的延时线来进行时间测量。但延时线间的间隔会产生时间间隔测量误差,而这一误差导致测量结果出现非线性变化,属于非线性误差[13]。

在激光测距中,测量值可能是同步时钟周期中的任何数据,并且每个数值出现的概率相等,所以导致的非线性误差的均方根计算式为

$$\sigma_{\mathrm{n}} = \frac{c}{4\sqrt{3}f} \tag{1}$$

式中:f 为同步时钟采用的频率;c 为光速。而 TDC-GP22 使用单通道测量时的分辨率为 45 ps ($1\ \mathrm{ps} = 10^{-12}\ \mathrm{s}$),start 脉冲和 stop 脉冲的时间测量都会产生非线性误差,所以总体产生的距离误差计算式为

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{\mathrm{start}}^2 + \sigma_{\mathrm{stop}}^2} = \frac{\sqrt{2}c}{4\sqrt{3}f} = 0.0028\ \mathrm{m} \tag{2}$$

式中:σ_{start} 和 σ_{stop} 分别为 start 脉冲和 stop 脉冲的时间测量产生的非线性误差。

由此可见,非线性误差很小,且可以通过自标定减小到一个可以忽略的水平。

2 激光雷达测距系统

2.1 测距系统组成

自研激光雷达测距系统主要由发射与接收单元、控制单元、扫描单元和测距单元 4 部分组成。发射与接收单元主要由激光器、望远镜、光电探测器组成,通过同轴光路采集发射脉冲、回波脉冲和触发信号。其中,激光器是发射与接收单元的核心器件,决定了整个激光雷达测距系统的适用范围。该激光器为全固态 Nd:YAG 被动调 Q 脉冲激光器,其主要指标如表 1 所示。

因此,根据激光器参数、光电探测器的光学效率和电路参数,基于激光雷达方程可以估算出系统测距动态范围为 10 ~ 100 m。

扫描单元用于进行三维扫描,通过步进电机和云台实现水平方向和垂直方向的三维扫描。

表 1 脉冲激光器主要指标

Table 1 Pulse laser main indicators

指标	数值
激光波长/nm	1 064
单脉冲能量/μJ	16.6
脉冲宽度/ns	10
重复频率/kHz	1 ~ 5
发散角/mrad	1.5
平均功率/mW	93.55

控制单元主要利用 FPGA 实现对激光器和扫描单元的参数设置,同时完成主机与下位机之间数据的同步和传输,为点云成像提供必要的参数和数据包。测距单元利用 AGC 技术和 CFD 技术设计回波脉冲处理电路,通过 TDC-GP22 解算获得距离时间差。测距单元是激光雷达测距系统的关键组成部分,如图 3 所示,ADC 为模数转换芯片。

激光雷达测距系统的核心技术主要包括两方面:AGC 技术和 CFD 技术。AGC 技术提供稳定的有限脉冲幅值,减小时间抖动误差和额外的行走误差。CFD 技术则通过延时信号和衰减信号的相交实现回波脉冲准确时刻点的获取,减小回波脉冲动态变化所引起的行走误差。

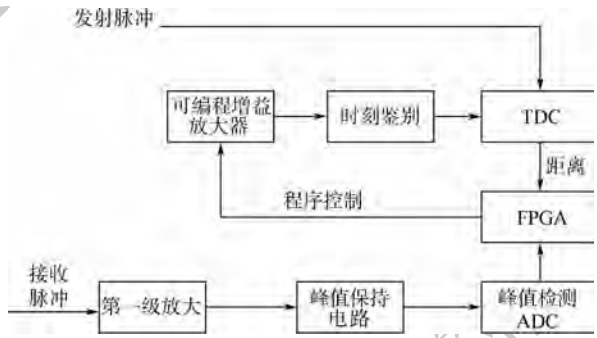


图 3 测距单元设计

Fig. 3 Design of ranging unit

2.2 AGC 设计

AGC 技术的设计目的主要有 2 点:一是使探测回波脉冲信号的激光雷达测距系统工作在线性区内;二是将回波脉冲信号的幅值控制在 CFD 电路的最佳输入范围内。也就是说,AGC 电路需要将远距离被测物体的微弱回波信号放大到一定程度,将近距离产生的回波信号衰减到一定程度,且保证信号不饱和不失真。AGC 模块的组成框图如图 4 所示。

AGC 电路主要包括 4 个部分:峰值保持单元、峰值检测单元、逻辑控制单元和程控放大单元。峰值保持单元主要是探测回波脉冲的峰值并将其保持更长时间,从而让峰值能够被峰值检测单元检测到[14];峰值检测单元则主要利用ADC

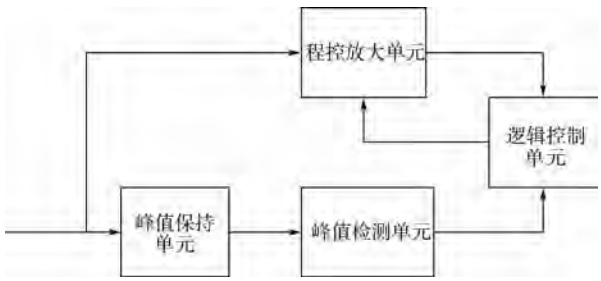


图 4 自动增益控制原理

Fig. 4 Automatic gain control principle

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

芯片检测回波脉冲的峰值并进行量化;逻辑控制单元依靠 FPGA 实现,根据 ADC 检测到的脉冲峰值大小,进行量程选择,并将该量程的增益信息传递给程控放大单元;程控放大单元则利用可编程增益放大器(PGA)和 FPGA 芯片根据接收到的增益信息对脉冲信号进行放大,从而对不同幅值的脉冲信号实现不同增益的放大。AGC 本质上是一个负反馈系统,将回波脉冲分成两路,其中一路通过峰值保持器,探测到脉冲峰值并保持一定的时间,利用 ADC 获取脉冲峰值并且进行量化,然后将量化的幅值传递给 FPGA,FPGA 根据幅值大小对量程进行选择,并将该量程的增益信息传递给 PGA;另一路直接通过 PGA,根据接收的增益信息对脉冲信号进行放大,以此达到自动增益控制的目的。AGC 电路将输出信号控制在 1.5 ~ 1.7 V,在 CFD 电路的最佳输入范围内。

2.3　CFD 设计

对于近程动态范围的目标,由于受到目标反射率和被测距离的影响,回波脉冲幅值会出现动态变化,测距精度随着距离增加而变差。为了减小距离变化引起的行走误差,系统采用 CFD 技术获得回波脉冲的准确时间,利用 CFD 电路中定时点的获取与回波脉冲幅值无关的特性,减小行走误差,从而提高测距精度。实验证明,CFD 电路的输入需要控制在一定范围内,系统可获得更好的测距性能。因此,采用 AGC 技术,控制 CFD 电路输入幅值在 1.5 ~ 1.7 V 范围内,进一步减小行走误差。

CFD 模块的设计原理如图 5 所示,将输入脉冲分为两路。其中一路连接前沿鉴别器,通过选择适当的阈值消除噪声可能引起的时间误判,从而减小激光雷达测距系统的虚警概率。而另外一路连接到由衰减电路、延时电路和高速比较器(比较器 2)构成的 CFD 电路,衰减信号幅值等于延时信号幅值的时刻即是回波脉冲的定时点。由于这个定时点就是输入脉冲幅值其峰值的某个分数值的时刻点,所以利用 CFD 电路获取的回波脉冲定时点是与输入脉冲幅值无关的。

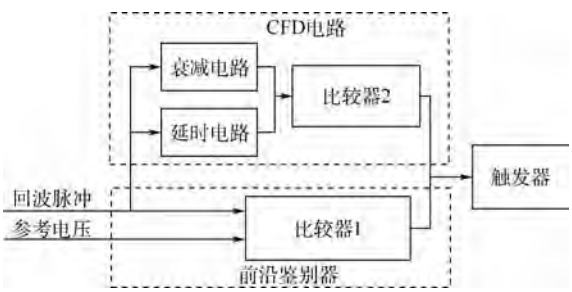


图 5　恒比定时鉴别器设计

Fig. 5　Constant fraction discriminator design

回波脉冲时刻点的获取主要依靠 CFD 电路,获得的时刻精度主要由延时电路和衰减电路决定。为了提高测距精度,尽量使延时电路和衰减电路相交的定时点发生在延时信号的上升沿最陡峭处,即是斜率最大的地方。因此,回波检测电路中,延时时间和衰减系数是关键参数,延时时间和衰减系数应该满足[15]:

$$t_d = t_r(1 - k) \tag{3}$$

式中:t_r 为脉冲上升时间;t_d 为延时时间;k 为衰减系数。根据此前的研究结果,衰减系数在 0.2 ~ 0.5 范围内比较合适[16]。这是由于衰减系数越小,CFD 电路所引起的标准偏差越小。衰减系数在大于某个极限值之后,测距精度会急剧恶化。但是考虑到过小的衰减系数会导致衰减信号的信噪比减小,反而会增大误差。故选择衰减系数为 0.5,延时时间为 2 ns。

2.4　TDC 算法设计

时间测量部分,需要选择高精度的时间测量方法获得发射与接收脉冲的时间差。常见的时间测量方法主要有直接计数法、模拟内插法、时间-幅值转换法和时间数字转换法[17-18]。考虑到系统所需的测量精度和集成化,选择 TDC-GP22 进行高精度时间间隔测量。在激光雷达测距系统的测距单元中,TDC 芯片以接收系统光路部分的触发信号作为开始信号(start),而回波信号经过第一级放大、AGC 电路和 CFD 电路之后进入 TDC 芯片作为停止信号(stop)。由此计算发射脉冲和接收脉冲的时间差,换算得到目标的距离信息。TDC-GP22 芯片的集成度高、功耗低、测量性能好,使用单通道测量时单次分辨率可达 45 ps,测量流程如图 6 所示。通过系统参数配置,可以确定其测量模式、参考时钟、脉冲个数、自校准和 ALU 数据处理等信息。在参数配置与初始化之后,TDC-GP22 才能被发射脉冲中断,启动测量流程。

设计过程中,基于 FPGA 进行编程开发,控制 TDC 芯片进行参数配置与测量模式选择。TDC 每次测量之前都必须进行初始化,所以将触发脉冲信号作为中断信号,每次检测到触发信号之后,才开始测量。TDC-GP22 这一型号的芯片可以测量多个脉冲,这对多脉冲目标测量是一大优势,但是在同一通道中,连续 2 个脉冲的间隔必须大于 20 ns。假如测量目标不满足这一条件,则需要重新选择性能更恰当的 TDC 芯片。

北航学报 赠阅

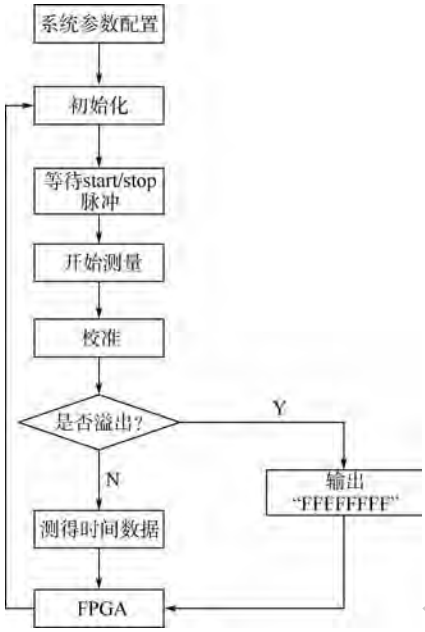


图 6 TDC-GP22 测量流程

Fig. 6 TDC-GP22 measurement process

3 实验结果及分析

3.1 静态测距实验

3.1.1 实验装置及指标

为了验证激光雷达测距系统精度是否达到要求,利用实验室自研激光雷达测距系统进行 10 ~ 100 m 目标的静态测距实验,在调试光路系统和电路系统后,通过示波器检测回波波形是否符合要求。然后调整目标距离,每 10 m 测量一组数据,每组80 000 个测量数据。在实验中,被测目标为反射率 70% 的标准漫反射板,利用激光测距仪(型号:GOLDM-41A,精度为 2 mm)进行距离标定,得到每个测量距离下的距离真值。下面主要采用 2 种指标衡量激光雷达测距系统的测距性能:测距精密度(precision)和测距准确度(accuracy)。

测距精密度用来估计系统随机误差,主要与目标距离有关,在某一距离下,可表示为多次测量结果的标准差。

$$E_{\mathrm{pre}} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}(R_j - \overline{R})^2} \tag{4}$$

式中:E_{pre}为测距精密度;N 为测量数据个数;R_j 为每一次的测量数据;$\overline{R}$为测量数据平均值。

测距准确度用来估计激光雷达测距系统的系统误差,一般将测量值与距离真值之间差值的平均值作为系统的准确度[19],即

$$E_{\mathrm{acu}} = \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}(R_j - R_{\mathrm{true}}) \tag{5}$$

式中:E_{acu}为测距准确度;R_{true}为距离真值。

为了校正得到的准确度数据,定义一个物理量偏差量(bias),将之前得到的测距准确度减去对应的偏差量,就得到校正后的准确度。偏差量的定义为

$$E_{\mathrm{bias}} = \frac{1}{M}\sum_{j=1}^{M}E_{\mathrm{acu},j} \tag{6}$$

式中:E_{bias}为偏差量;M 为测量目标组数;$E_{\mathrm{acu},j}$为第 j 组测量目标的准确度数据。

3.1.2 实验结果分析

本实验中,10 ~ 100 m 距离范围内的测距精密度和准确度曲线如图 7 所示。通过 AGC 技术和 CFD 技术的结合使用,激光雷达测距系统的测距精密度(即标准差)稳定在 1.05 ~ 2.88 cm,符合预期设计要求。而且精密度变化经历了一个先降低再上升的过程。主要原因是 CFD 模块中在前沿鉴别器上设置了一个参考电压 0.07 V 用以减少误触发。当测距距离较近时,噪声较大且部分时刻噪声高于参考电压,产生错误时刻鉴别点,在近距离降低了测距精密度;当测距距离较远时,根据激光雷达方程,距离增大,回波信号的信噪比降低,测距精密度也会下降。因此,测距精密度在距离为30 m时,达到最优为 1.05 cm,在测距距离更小或更大时,测距精密度都会逐渐下降。

从图 7 可知,校正后的准确度绝对值在经过校正后保持在 5 cm 以内,并随目标距离的增大准确度振荡上升。准确度用于测距系统标定,对测距测量结果进行修正。

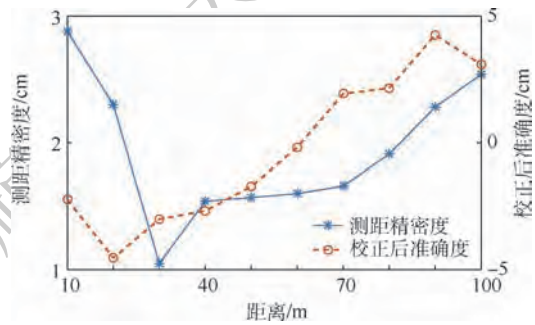


图 7 10 ~ 100 m 测距精密度及校正后准确度变化曲线

Fig. 7 Change curves of 10 – 100 m ranging precision and corrected accuracy

3.2 三维扫描测距实验

3.2.1 室内扫描实验

为了获得被测目标的三维信息并生成点云图像,采用实验室自研三维激光雷达扫描系统进行三维扫描测距实验。该系统的测距模块与静态测距系统的测距模块相同。利用扫描电机和 FPGA 的时序控制,使系统旋转扫描,角度信息与之前得到的距离信息传到上位机进行解算,获得激光脚

北航学报 赠阅

点的三维坐标,从而生成扫描物体的点云图像。

为了验证激光雷达测距系统在三维扫描系统中性能是否满足应用需要,进行 2 组扫描实验。第 1 组实验地点为北京航空航天大学新主楼二层长廊,在室内自然光下测量。扫描目标为反射率 70%,长宽皆为 0.64 m 的标准漫反射板,并确保反射板与地面垂直。从距离激光出射点 11.4 m 处开始到 31.2 m,每隔1.8 m进行一次扫描,扫描得到的点云图像如图 8 所示。利用 MATLAB 截取反射板点云,并剔除反射板支架和边框上的点云。为了衡量三维扫描系统中测距单元的性能,针对上述截取点进行平面拟合,计算所有截取点到拟合平面的距离均方根误差,即

$$E_{\mathrm{rms}} = \sqrt{\frac{1}{\mathrm{Num}}\sum_{i=1}^{\mathrm{Num}} D_i^2} \tag{7}$$

式中:E_{rms}为均方根误差;Num 为拟合平面的点云数量;D_i 为第 i 个点云到拟合平面的距离。

如图 9 所示,虚线为静态测距系统在 10 ~ 32 m范围内的测距精度曲线,实线为三维扫描系统的平面拟合均方根误差的曲线(11.4 ~ 31.2 m 范围内点云较密集,所以在此范围内作对比)。从对比结果可以看出,平面拟合均方根误差的变化趋势与静态测距精度的变化趋势相似,先下降,再振荡上升。且随着距离增大,两者的曲线逐渐接近。原因是点云测量误差除跟测距精度有关,也跟角度的分辨率有关,距离越远,扫描目标的视场角越小,拟合误差受点云角度信息的影响越小,两者的精度结果也就越接近。

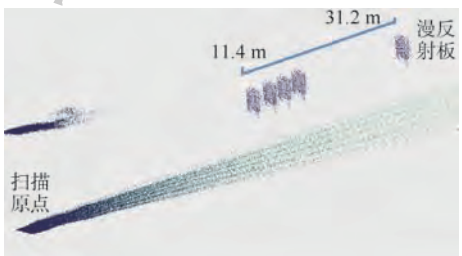


图 8　扫描目标成像

Fig. 8　Scanning target imaging

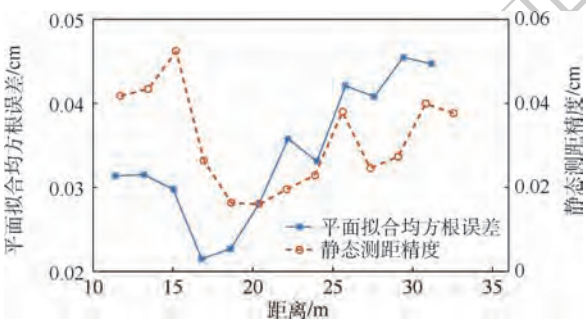


图 9　平面拟合均方根误差与静态测距精度对比

Fig. 9　Comparison of planar fitting root mean square error and static ranging precision

3.2.2　室外扫描实验

第 2 组扫描实验目标为北京航空航天大学晨兴音乐厅正面(尺寸 20.30 m × 7.85 m × 26.56 m),在室外自然光条件下测量。设置激光发射频率 5 kHz,电机转速 2 r/s,云台转速 0.37(°)/s,扫描目标示意图及扫描点云结果如图 10 所示,有效点云总数为 114 660,激光出射点距音乐厅表面墙体的垂直距离为 15.97 m。

从点云图像可以看出,扫描点云图像轮廓清晰,点云密度随出射点到目标点的距离增大而逐渐减小,玻璃由于镜面反射导致其周围点云数量极少。为了检测对室外目标的测量效果,选择截取部分墙面点云,计算各个截取点到拟合平面的距离,并求出所有截取点到平面拟合均方根误差。图 11 为平面拟合均方根误差的直方分布。

如图 11 所示,在截取的 4 774 个点云中 96.0% 的点分布在平面拟合均方根误差 5 cm 的范围内,60.6% 的点分布在平面拟合均方根误差 2 cm 的范围内,15.97 m 处平面拟合误差的均方根值为 3.54 cm。综合 2 组扫描实验,无论在室内环境还是室外环境,扫描系统都可以得到效果良好的点云图像。在11.4 ~ 31.2m的距离范围内,



图 10　室外扫描目标照片及点云示意图

Fig. 10　Outdoor scanning target photo and point cloud image

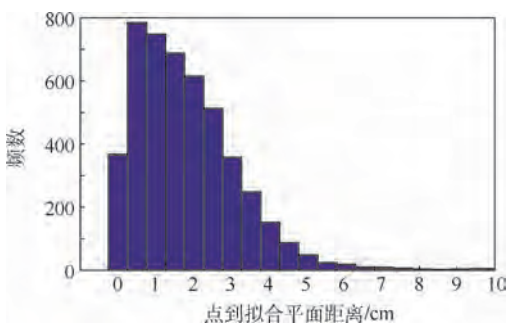


图 11　截取点云到拟合平面距离的误差分布

Fig. 11　Error distribution of distance from interception point cloud to fitted plane

北航学报 赠阅

平面拟合均方根误差为 2.05 ~ 4.35 cm。说明基于 AGC 与 CFD 的激光雷达测距系统可以在三维扫描系统上得到推广和应用。

4 结 论

本文介绍了一种基于 AGC 技术和 CFD 技术的激光雷达测距系统。通过 AGC 技术和 CFD 技术的结合,有效减小了行走误差和时间抖动误差,实现高精度激光测距。结论如下:

1) AGC 技术为 CFD 电路提供最佳输入脉冲,减小了时间抖动误差和额外行走误差。CFD 技术帮助 TDC 芯片获得稳定时刻点,减小了行走误差。2 种技术的结合使用有效地提高了测距精密度,静态测距实验结果验证了在 10 ~ 100 m 的测量范围内,该系统的静态测距精密度稳定在 1.05 ~ 2.88 cm。测距准确度校正后的绝对值保持在 5 cm 以内,动态变化范围不大,便于系统标定消除系统误差。

2) 该测距系统可以为实验室自研的三维激光雷达扫描系统提供高精度的测距信息,从而动态生成高精度点云图像。通过室内室外 2 组动态扫描实验可知,对于三维扫描系统,室内环境和室外环境都可以得到轮廓清晰的高质量点云图像。对距离出射点 11.4 ~ 31.2 m 内的室内反射板平面拟合均方根误差为 2.05 ~ 4.35 cm,距离出射点 15.97 m 处的室外建筑物平面拟合均方根误差为 3.54 cm。测距系统的测距指标为厘米级,满足三维扫描系统对于测绘应用的需求。

参考文献 (References)

[1] AMANN M C, BOSCH T M, LESCURE M, et al. Laser ranging: A critical review of unusual techniques for distance measurement[J]. Optical Engineering, 2001, 40(1): 10-19.

[2] NISSINEN J, KOSTAMOVAARA J. A high repetition rate CMOS driver for high-energy sub-ns laser pulse generation in SPAD-based time-of-flight range finding[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16(6): 1628-1633.

[3] PERENZONI D, GASPARINI L, MASSARI N, et al. Depth-range extension with folding technique for SPAD-based TOF LIDAR systems[C]// 13th IEEE Sensors Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 622-624.

[4] 许贤泽,翁名杰,徐逢秋,等. 正交调制降频相位式激光测距[J]. 光学精密工程,2017,25(8):1979-1986.
XU X Z, WENG M J, XU F Q, et al. Phase laser ranger based on quadrature modem and frequency reduction[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(8): 1979-1986(in Chinese).

[5] 贾豫东,欧攀,张春熹,等. 全光纤 M-Z 干涉仪激光器鉴频系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(12): 1421-1424.
JIA Y D, OU P, ZHANG C X, et al. All-fiber M-Z interferometer laser frequency discrimination system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(12): 1421-1424(in Chinese).

[6] LIU H B, FEI F, SHI X S, et al. Calibration method and uncertainty analyses of pulse laser ranging error[J]. Journal of Astronautic Metrology & Measurement, 2016, 36(2): 16-21.

[7] 刘鹏,栗苹,陈慧敏. 提高近程脉冲激光探测系统精度研究[J]. 激光杂志,2010,31(1):14-16.
LIU P, LI P, CHEN H M. Research on improving the accuracy of short range pulse laser detection system[J]. Laser Journal, 2010, 31(1): 14-16(in Chinese).

[8] 谢庚承,叶一东,李建民,等. 脉冲激光测距回波特性及测距误差研究[J]. 中国激光,2018,45(6):0610001.
XIE G C, YE Y D, LI J M, et al. Echo characteristics and range error for pulse laser ranging[J]. Chinese Journal of Lasers, 2018, 45(6): 0610001(in Chinese).

[9] 徐正平,沈宏海,姚园,等. 直接测距型无扫描激光主动成像验证系统[J]. 光学精密工程,2016,24(2):251-259.
XU Z P, SHEN H H, YAO Y, et al. Scannerless laser active imaging validing system by directly ranging[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(2): 251-259(in Chinese).

[10] XIAO J, LOPEZ M, HU X, et al. A continuous wavelet transform-based modulus maxima approach for the walk error compensation of pulsed time-of-flight laser rangefinders[J]. Optik International Journal for Light and Electron Optics, 2016, 127(4): 1980-1987.

[11] 王永志,孙超君,段存高,等. 基于回波强度的激光测距误差补偿算法研究[J]. 制导与引信,2017,38(3):35-43.
WANG Y Z, SUN C J, DUAN C G, et al. Algorithm reasearch of error compensation for laser ranging based on echo intensity[J]. Guidance and Fuze, 2017, 38(3): 35-43(in Chinese).

[12] LIM H. Constant fraction discriminator involving automatic gain control to reduce time walk[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2014, 61(4): 2351-2356.

[13] 朱福,林一楠. 一种提高脉冲激光测距精度的方法[J]. 光电技术应用,2011,26(2):42-44.
ZHU F, LIN Y N. Method to improve the accuracy of pulse laser ranging[J]. Application of Optoelectronic Technology, 2011, 26(2): 42-44(in Chinese).

[14] 冯刚,冯国斌,邵碧波,等. 高重复频率脉冲激光能[J]. 中国光学,2013,6(2):196-200.
FENG G, FENG G B, SHAO B B, et al. Energy measurement of high-repetition-rate pulsed laser[J]. Chinese Optics, 2013, 6(2): 196-200(in Chinese).

[15] LI X, WANG H, YANG B, et al. Influence of time-pickoff circuit parameters on LiDAR range precision[J]. Sensors, 2017, 17(10): 2369.

[16] 冯国旭,常保成. 高精度激光测距技术研究[J]. 激光与红外,2007,37(11):1137-1140.
FENG G X, CHANG B C. Study of high precision laser ranging technology[J]. Laser & Infrared, 2007, 37(11): 1137-1140(in Chinese).

[17] GAUGHAN W, BUTKA B. Using an FPGA digital clock manag-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

er to generate sub-nanosecond phase shifts for lidar applications [C]// Southern Programmable Logic Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 163-166.

[18] LI X, YANG B, XIE X, et al. Influence of waveform characteristics on LiDAR ranging accuracy and precision [J]. Sensors, 2018, 18(4): 1156.

[19] 刘红博，费丰，史学舜，等. 脉冲激光测距误差标定及不确定度分析[J]. 宇航计测技术，2016，36(2)：16-21.
LIU H B, FEI F, SHI X S, et al. Error calibration and uncertainty analysis of pulsed laser ranging [J]. Aerospace Surveying Technology, 2016, 36(2): 16-21 (in Chinese).

作者简介：

王皓　男，硕士研究生。主要研究方向：激光雷达硬件开发设计。

李小路　女，博士，副教授。主要研究方向：激光雷达及光信号处理。

Design of LiDAR ranging system for short-distance dynamic range and error analysis

WANG Hao, LUO Pei, LI Xiaolu *

(School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In this paper, a ranging system of LiDAR based on automatic gain control (AGC) circuit and constant fraction discriminator (CFD) circuit is designed for the problem that pulsed time of flight LiDAR ranging precision is limited by the walking error and time jitter error caused by dynamic range changes. It can adapt to measure the distance in short-distance dynamic range with better ranging precision. Through a series of experiments, within 10 – 100 m detection, the ranging precision is estimated to be on centimeter-scale. In the experiment of three-dimensional dynamic scanning, the planer fitting root mean square error of the target at 11.4 – 31.2 m achieves 2.05 – 4.35 cm indoors, and the planer fitting root mean square error of the target at 15.97 m achieves 3.54 cm outdoors.

Keywords: LiDAR; short-distance dynamic range; automatic gain control (AGC); constant fraction discriminator (CFD); ranging system; ranging precision

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-22; **Accepted**: 2019-08-30; **Published online**: 2019-09-03 11:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190903.1023.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB0504500); National Natural Science Foundation of China (61671038, 61721091)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0246

电磁层析成像中传感器阵列的优化设置

全下文载

岳远里，刘泽，武建利，苗宇*，刘向龙，王嘉伟
（北京交通大学 电子信息工程学院，北京 100044）

摘 要：电磁层析成像(EMT)中传感器阵列的设置决定了获得的感应电压测量值的数量，对成像的效果有着重要的影响。为了探究传感器设置对成像质量的影响规律，通过改变传感器阵列中线圈的数量及相对位置对传感器阵列进行优化。在 COMSOL Multi-physics 中建立不同线圈数量的传感器阵列模型，采用不同的成像算法进行成像并比较成像效果，发现适当增加传感器的个数可以提高成像质量，但增加到一定数量则成像效果下降；同时在传感器阵列固定的情况下将传感器阵列按照一定规则进行旋转，发现旋转之后叠加的复合成像效果要优于未旋转的成像效果。该结果对下一步 EMT 系统设计中传感器阵列的设置具有一定的指导意义。

关 键 词：电磁层析成像(EMT)；感应电压；传感器阵列；旋转；成像质量
中图分类号：TP23；TP212
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)02-0430-09

电学层析成像是20世纪80年代发展起来的一种基于电学敏感原理的成像技术[1]，其中基于电磁感应现象的电磁层析成像(Electromagnetic Tomography，EMT)技术以其独特的无创、非接触、低成本和易于使用等多项优势，具有广泛的发展前景和很多的潜在应用领域，比如用于工业多相流测量、熔融金属的可视化、异物监测、生物医学检测及其他应用领域等[2-5]。

对于EMT的研究一般集中在与EMT相关的场分析、EMT系统的设计及优化[5]、测量与激励模式的设计[6]、提高灵敏度矩阵灵敏性和优化成像算法[7]以及针对不同测试对象的具体应用方面。其中EMT系统的设计及优化包含传感器阵列的设置和优化。EMT传感器阵列的结构一般有经典的“O”型传感器[8]、平板型传感器[2]和“L”型传感器等[9]；传感器的设置既和实际的应用对象相关，又决定了检测信号的大小和数量，对成像效果的影响显著。

本文主要研究传感器阵列的设置对成像效果与成像质量的影响，使用多物理场耦合仿真软件COMSOL Multi-physics建立不同数量线圈的传感器阵列模型，通过对不同的物场分布模型进行检测和成像，探讨线圈数量及位置对成像效果的影响。本文仿真主要在MATLAB中来实现，利用MATLAB与COMSOL Multi-physics的联合仿真获取检测电压值和计算灵敏度矩阵。

在灵敏度矩阵求取的过程中使用了场量提取法，按照等分剖分的规则对物场内的电导率信息进行提取，并利用提取得出的数据计算灵敏度矩阵。为了分析线圈数量的变化对成像结果的影响，设计了不同的传感器阵列——10线圈、12线圈、16线圈和20线圈进行仿真研究，用相关系数的评价指标对图像质量进行评价，寻找传感器数量对成像质量的影响规律。

收稿日期：2019-05-22；**录用日期**：2019-08-19；**网络出版时间**：2019-08-22 15:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190822.1437.006.html
基金项目：国家自然科学基金（61771041）
* **通信作者**. E-mail：ymiao@bjtu.edu.cn

引用格式：岳远里，刘泽，武建利，等. 电磁层析成像中传感器阵列的优化设置[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(2)：430-438. YUE Y L，LIU Z，WU J L，et al. Optimization for settings of sensor array in electromagnetic tomography[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(2)：430-438 (in Chinese).

北航学报 赠阅

为了在传感器线圈数量固定的前提下获得更多的独立测量数据来提高图像的成像效果,对传感器阵列进行了特定角度的旋转,将旋转前后的测量数据进行叠加成像,并对旋转前后的成像效果与复合后数据的成像效果进行对比。

1　电磁层析成像原理

基本的 EMT 系统结构由电磁传感器阵列、信号激励、信号采集与 PC 端成像部分组成[8]。其中传感器阵列主要由激励线圈和检测线圈构成,将正弦激励信号施加在激励线圈上产生变化的磁场,根据电磁感应原理在检测线圈上接收到感应电压。每一个感应电压称为一个投影方向的数据,投影数据的多少决定了检测精度与成像质量。

与其他电学成像技术一样,EMT 技术包括正问题和逆问题两部分[10]。正问题是在已知被测敏感场空间中具有电导率和磁导率的分布信息,通过采集检测线圈的电压值并得到不同敏感场分布对检测线圈测量值影响的变化趋势。逆问题是由检测线圈上测得的感应电压信号通过图像重建确定被测敏感场空间 ϕ 中具有电导率 σ 和磁导率 μ 的媒质分布状况。EMT 技术的正问题与逆问题的关系如图 1 所示。

由图 1 可知:EMT 技术正问题是逆问题的基础,其求解可以为逆问题的解决提供所需要的先验知识,同时为逆问题的研究提供理论依据与数据来源,其解法可分为解析法、数值解法和实验研究法[11-13]。

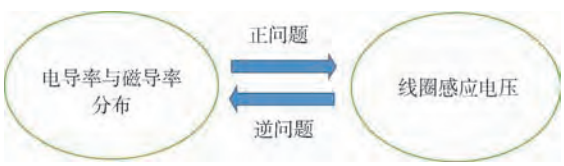


图 1　正问题与逆问题的关系

Fig. 1　Relationship between forward and inverse problems

2　正问题建模

本文的正问题建模是在多物理场耦合软件 COMSOL Multi-physics 中进行的。将检测区域设置为圆形,直径为 100 mm,介质性质设置为空气。为了分析不同数量的线圈对成像质量的影响,在被检测场域模型的周围分布不同数量的线圈,考虑到线圈数量太少造成的测量值数据太少,成像效果过差的问题。设计的传感器阵列分布从 10 线圈开始,分别为 10 线圈、12 线圈、16 线圈和 20 线圈。线圈的外径为 14 mm,内径为 10 mm,线圈匝数设定为 100,激励电流设置为 0.1 A,激励频率为 1 MHz,传感器阵列的模型如图 2 所示。

为分析不同数量的线圈对被测区域内物质分布的灵敏性,在被测场域内放置不同数量和形状的电磁性物体。共设计了 4 种不同的物场分布模型,分别为在物场中放置 1 个球(分布 1)、2 个球(分布 2)、3 个球(分布 3)和圆环(分布 4)。4 种不同的物场分布如图 3 所示。待检测物质的材料设置为铜,其电导率为 5.998×10^7 S/m。铜球的半径为 10 mm,圆心位置坐标分别为(35,0,0) mm、(0,35,0) mm 和(-35,0,0) mm,圆环外径为 38 mm,内径为 7 mm,对应圆心角度为 90°。

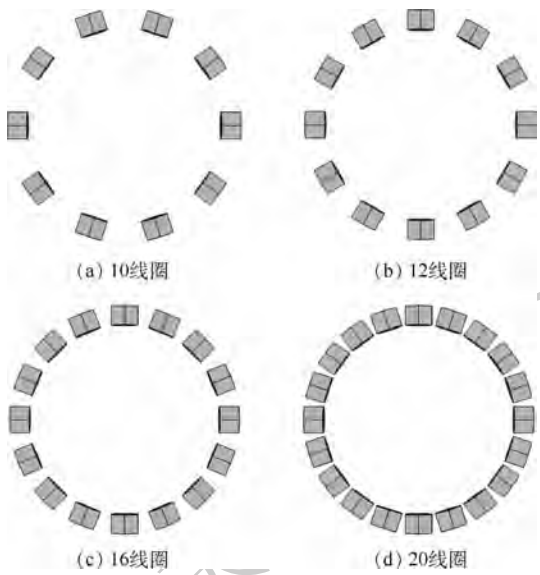


图 2　不同数量线圈的传感器阵列模型

Fig. 2　Sensor array models with different numbers of coils

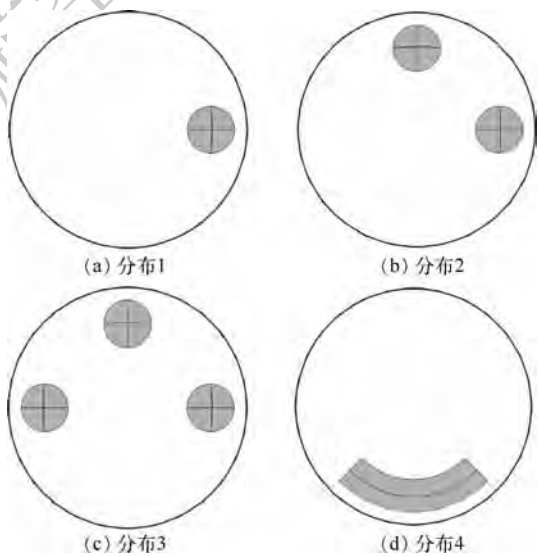


图 3　不同物场分布模型

Fig. 3　Different object field distribution models

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通过对不同的模型进行正问题求解，获取线圈的感应电压值。对于“O”型传感器阵列，循环测量一周的线圈感应电压值具有一定的规律。靠近激励线圈的检测线圈检测到的感应电压值较大，远离激励线圈的感应电压值较小，因此，感应电压值的整体呈现出“U”型曲线。以 12 线圈空场为例，对空场情况下的 12 个线圈进行循环激励和循环检测，共检测到 12 × 11 个电压值，感应电压值如图 4(a)所示；当 1 号线圈激励时，2 号到 12 号检测线圈的感应电压值如图 4(b)所示，由图中可以看出感应电压值与线圈距离的关系，靠近激励线圈的检测线圈检测到的电压值更大。

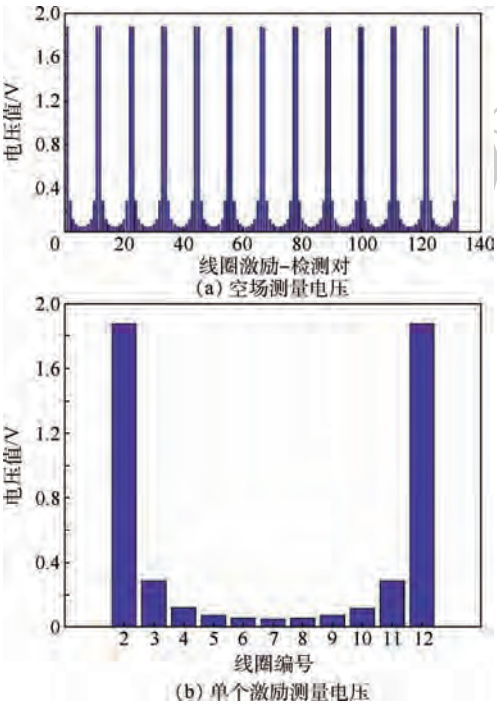


图 4 感应电压测量值

Fig. 4 Induced voltage measurements

3 灵敏度矩阵分析

灵敏度矩阵是 EMT 的重要参数，也是 EMT 图像重建算法的先决条件[10]。它表示电磁系统对内部材质的集合分布的灵敏度和精细度。灵敏度矩阵获取方法一般有 2 种：场量提取法[14]和扰动测量法[11]。本文采用场量提取法进行灵敏度矩阵求取，物场中包含的主要参数有电导率、磁导率和介电常数等。场量提取法的通用公式由徐凯等[14]在数学模型上给出了推导。其 3 个电学参数对应的灵敏度表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{S}_\sigma = \boldsymbol{E}_{\mathrm{A}} \cdot \boldsymbol{E}_{\mathrm{B}} \\ \boldsymbol{S}_\varepsilon = -\mathrm{j}\omega \boldsymbol{H}_{\mathrm{A}} \cdot \boldsymbol{E}_{\mathrm{B}} \\ \boldsymbol{S}_\mu = -\mathrm{j}\omega \boldsymbol{H}_{\mathrm{A}} \cdot \boldsymbol{H}_{\mathrm{B}} \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{S}_\sigma$、$\boldsymbol{S}_\varepsilon$ 和 $\boldsymbol{S}_\mu$ 分别为对应于电导率、介电常数和磁导率的灵敏度矩阵；$\boldsymbol{E}$ 为电场强度；$\boldsymbol{H}$ 为磁场强度；ω 为角频率；下标 A 和 B 分别表示对应于标号 A 和 B 的线圈中的场量。

本文提取的是电导率场量信息，分别对不同激励下电场中点的电导率进行提取并按照一定的分布规律进行对应点乘求取灵敏度矩阵。

为了对物场内的电导率信息进行提取，在空场模型环境下，将检测区域进行等分剖分处理，获取剖分点上的电场强度的值，然后进行求解。将检测场域进行了 32 等分，落在检测场域的共有 812 个点。为方便提取电导率的值，根据一定的次序对这些点进行排列与编号，从左到右，由上至下，进行编号，提取点的示意图如图 5 所示。

采用此方法进行灵敏度矩阵的求取并画出部分激励-检测组合的灵敏场如图 6 所示。图 6 以 12 线圈的空场灵敏度为例，(a)为 1 号线圈激励 4 号线圈接收的灵敏度、(b)为 1 号线圈激励 7 号线圈接收的灵敏度、(c)为 1 号线圈激励 9 号线圈接收的灵敏度、(d)为 1 号线圈激励 11 号线圈接收的灵敏度。

图 6 中检测区域颜色的深浅反映了该区域对于物场电导率变化的灵敏性。颜色越深，说明该区域的灵敏度越高，对于该区域电导率的变化越敏感，对成像的作用就越大；反之，区域的灵敏度越低，说明该区域对电导率改变引起的反应越小，越不利于图像重建。颜色的深浅代表敏感度的大小，颜色条的变化范围值设定为 0 到 1，表示灵敏度的大小，以图中的颜色条为标准，蓝色为最浅(0)，红色为最深(1)。

由图 6 可以看出，单个线圈激励单个线圈检测的灵敏性高低的区域分布规律，在对应线圈之间的区域灵敏性高，远离激励和接收线圈的区域灵敏性差。当循环激励循环检测时，所有激励-检测组合的灵敏度图进行叠加会呈现四周高，中心

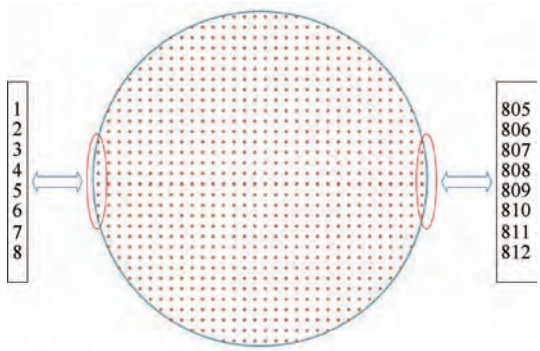


图 5 等分节点次序

Fig. 5 Order of equant nodes

北航学报 赠阅

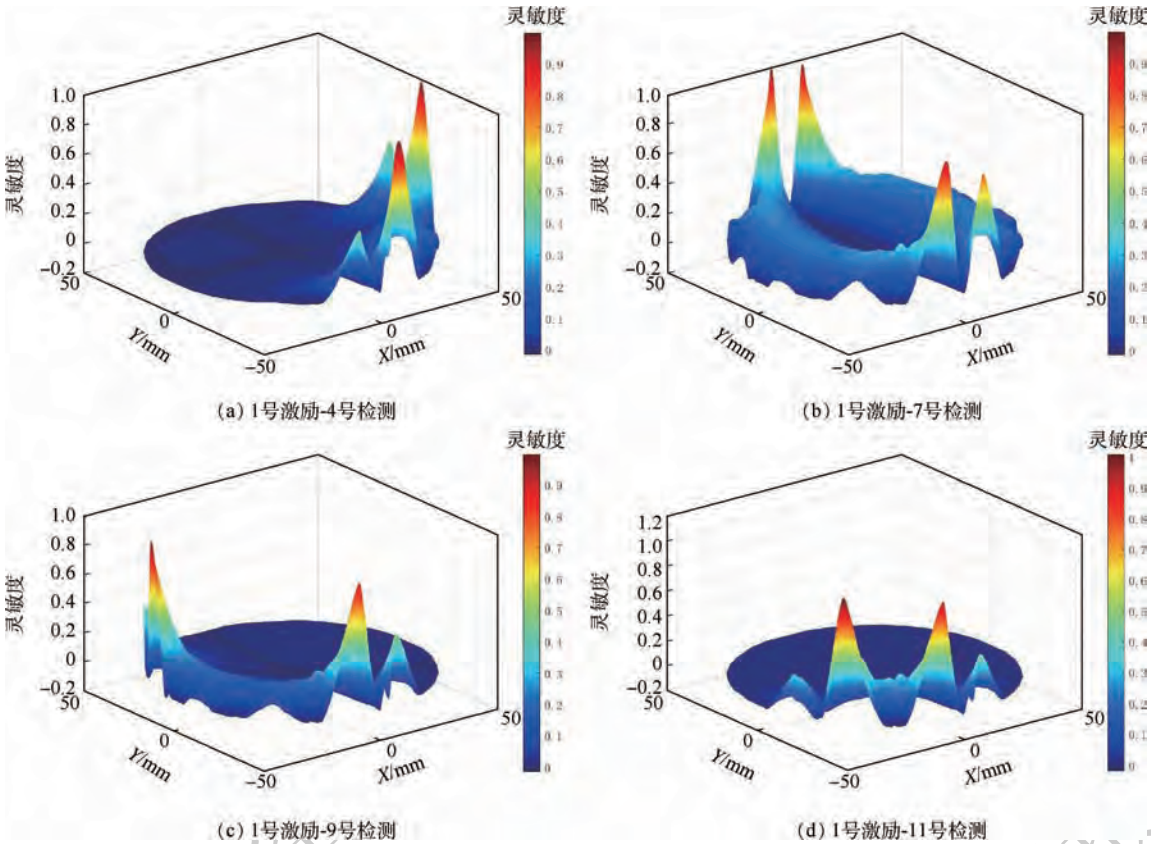


图 6　不同激励-检测对的灵敏度矩阵

Fig. 6　Sensitivity matrix of different excitation-detection

低的特点,所以检测物体放置在中心位置的检测效果较差,放置在靠近传感器的位置的成像效果和精度更高。

4　传感器阵列独立测量数据

对检测区域放置检测物体前后引起的检测线圈感应电压的变化称为边界电压变化量,也叫做边界测量值。它是成像的一个重要参数,造成边界测量值精确与否的一个决定因素就是独立测量数据的多少。独立测量投影数据少,边界检测电压的变化量小,会造成成像效果质量越差。独立测量数据的计算公式为[10]

$$A = \frac{M(M-1)}{2} \tag{2}$$

式中:A 为独立测量数据;M 为线圈的数量。由式(2)可以看出,增加线圈的数量也就意味着可以得到更多的独立测量数据。一般来说,10 线圈的传感器模型,若激励接收模式为单个线圈激励,其余线圈接收,则循环激励与循环检测后共有 10 ×9个检测电压数据,根据对称性,独立测量数据为 45 个;12 线圈、16 线圈和 20 线圈对应的独立测量数据分别为 66、120 和 190 个。

独立测量数据的增加不只是可以通过增加线圈数量来实现。在线圈数量一定的情况下,通过对传感器的线圈阵列进行一定角度的旋转也可以增加独立测量数据。将传感器阵列进行一次旋转,旋转之后就可以获得相同数量的独立测量数据,结合旋转前后的测量值,可以使独立测量数据加倍[15]。以 12 线圈为例进行传感器阵列旋转说明,传感器阵列旋转示意图如图 7 所示。

从图 7(a)可以看出,12 线圈的传感器阵列相邻 2 个传感器之间的夹角为 30°,设定传感器的旋转角度为 15°,将整个传感器阵列进行旋转,旋转之后就如图 7(b)所示。分别测量旋转之前的感应电压值和旋转之后的感应电压值,能够获得 2 倍数量的独立测量数据,因此 12 线圈的传感

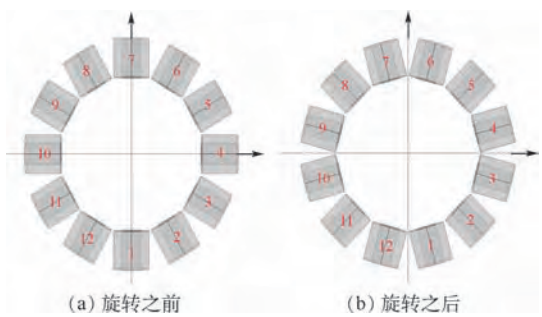


图 7　传感器阵列旋转前后对比示意图

Fig. 7　Comparison before and after rotation of sensor array

北航学报 赠阅

器阵列独立测量数据由 66 变为 132。

5 图像重建

图像重建算法是逆问题求解的关键,重建图像质量能够反映出测量结果的准确度和系统的成像性能。在 EMT 系统中,检测线圈上的感应电压 $\boldsymbol{U}$ 与被测敏感场中电导率 σ 的分布是非线性的,但当场域剖分密集时,两者之间可近似为线性关系。一般来说,成像的原理公式可以用矩阵形式简化为[8]

$$\boldsymbol{U} = \boldsymbol{SG} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{U}$ 为归一化后的电压变化量;$\boldsymbol{G}$ 为电导率分布的灰度值向量;$\boldsymbol{S}$ 为敏感场矩阵的灰度值。在对式(3)求解时,因为灵敏度矩阵 $\boldsymbol{S}$ 不是一个方阵,没有逆矩阵,所以用它的转置矩阵进行代替,即

$$\boldsymbol{G} = \boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U} \tag{4}$$

图像成像算法主要分为迭代算法和非迭代算法[7]。非迭代算法包括线性反投影算法[16]和 Tikhonov 算法[11]等;迭代算法包括 Spilt-Bregman 算法[17]和共轭梯度(CGLS)算法[18]等。

在仿真中分别选用不同算法进行图像重建。非迭代算法使用了 Tikhonov 算法,迭代算法使用了 Split-Bregman 算法和 CGLS 算法进行仿真。探究 4 种不同的物场分布在使用不同算法成像的差异。

为了对比通过对传感器阵列进行旋转来增加独立测量数据对成像结果的影响,对 10 线圈、12 线圈、16 线圈和 20 线圈的传感器分别进行旋转。在旋转后选用 Tikhonov 算法进行成像,并且将旋转前求得的灰度值向量与旋转后求得的灰度值向量进行相加,在使用相加复合后的数据进行成像,将它们得到的图像进行效果对比。不同数量线圈的仿真与成像结果对比如图 8 ~ 图 11 所示。

通过图 8 ~ 图 11 可以看出,并不是线圈越多成像的效果越好。图 8 ~ 图 11 中,第 1 列为待检测物体在检测区域内的位置与大小,第 2 列到第 4 列为不同算法的成像效果,第 5 列为传感器阵列旋转后使用 Tikhonov 算法的成像,最后一列为将旋转前后的成像灰度值向量相加进行成像得到的图像。

图 8 中,由于 10 线圈的线圈数量较少,只有 45 个独立测量电压值,造成了投影数据较少,成像效果质量不好,伪影存在的范围较大,还需要进行进一步的优化。随着测量线圈增加到 12 线圈和 16 线圈,如图 9 和图 10 所示,独立测量数据随之增加到 66 个和 120 个,成像效果较 10 线圈有了改善,伪影对成像物体的位置的影响也逐渐减小。12 线圈和 16 线圈的模型成像效果比较好,可以准确反映物体所在的位置信息,伪影较少。再随着线圈数量的增加到 20 线圈,如图 11 所示,

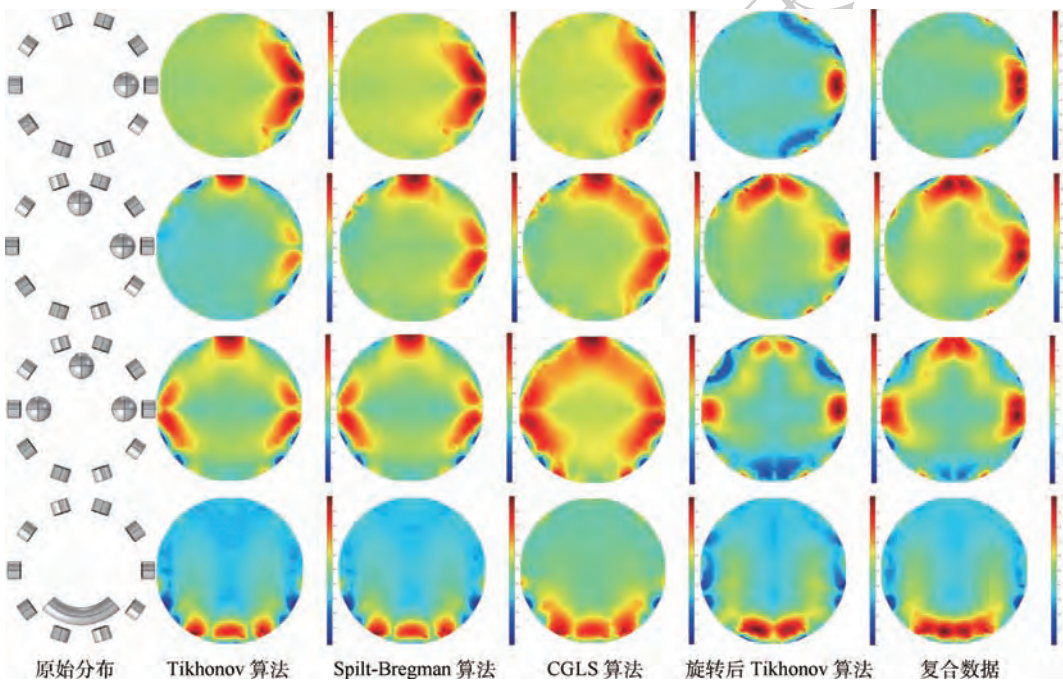


图 8 10 线圈图像重建

Fig. 8 Reconstructed images with 10 coils

北航学报 赠阅

在对物体进行成像的位置和大小上效果变差,不能反映出检测区域内物体的形状大小信息。综上所述,在线圈数量对成像效果的影响中,12 线圈和 16 线圈的仿真效果较好,线圈数量对成像结果的影响也不是越多越好,该结论对实验的指导作用较强,可以根据仿真效果和结果进行 EMT 实验系统的设计。

根据旋转前后成像效果的质量对比发现,经过传感器旋转之后的图像和经过复合相加后的图像效果要优于未经旋转的成像结果。由此可见,通过旋转增加的独立测量数据对成像效果起到了增强作用。

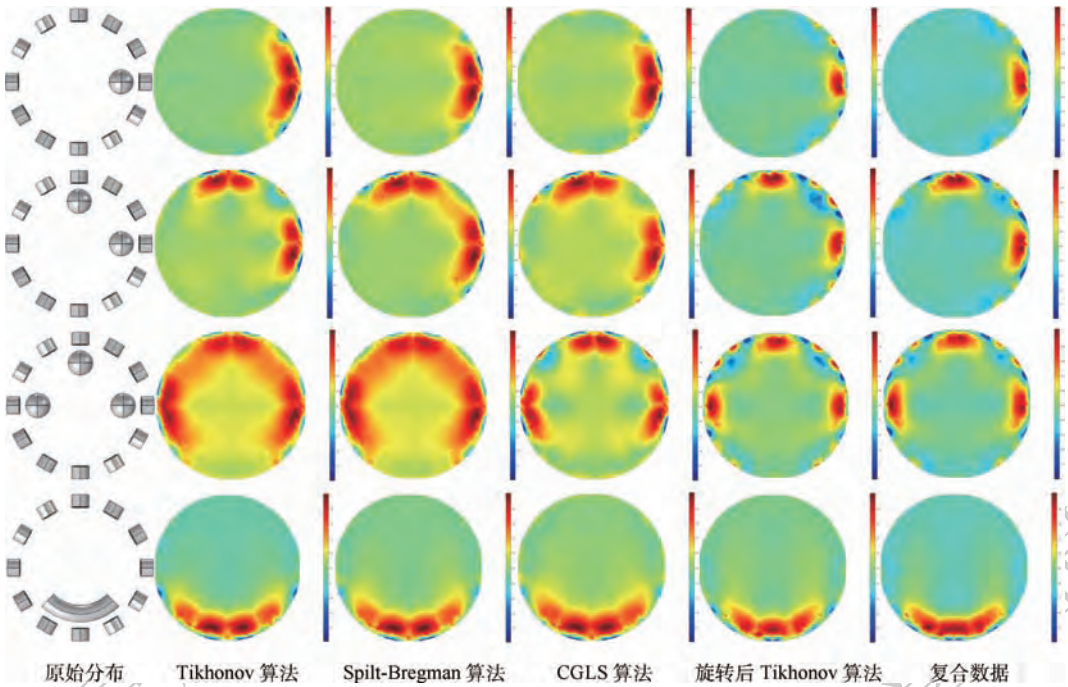


图 9　12 线圈图像重建

Fig. 9　Reconstructed images with 12 coils

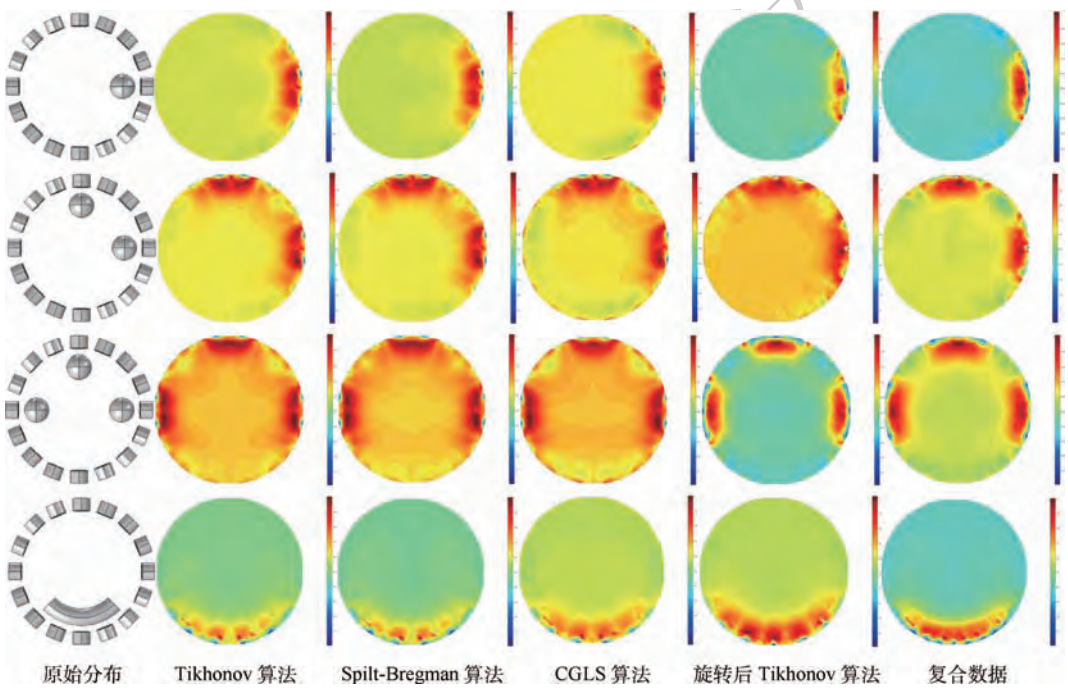


图 10　16 线圈图像重建

Fig. 10　Reconstructed images with 16 coils

北航学报 赠阅

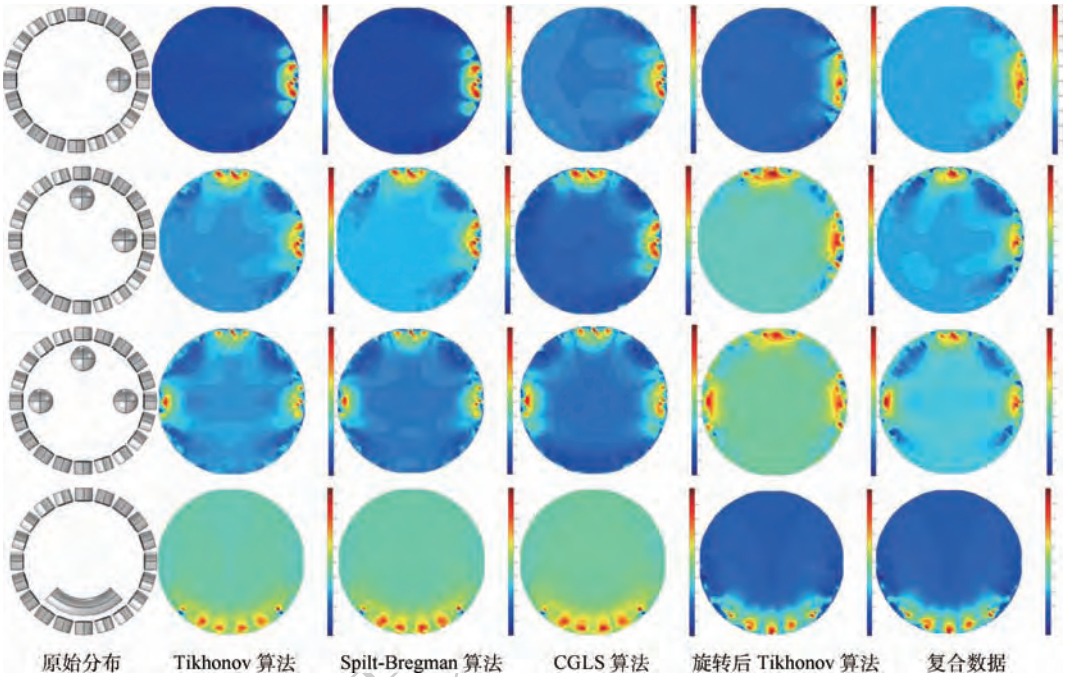


图 11 20 线圈图像重建

Fig. 11 Reconstructed images with 20 coils

6 图像质量评价

对于重建图像,要对其成像效果和成像质量进行评价,一般用相关系数(Correlation Coefficient, CC)作为评价指标,来判断成像的好坏[19-20]。

相关系数主要用来说明 2 个变量之间程度相关性的大小。相关系数的计算方法是积查方式,其基础是基于 2 个变量与它们之间的平均值的离差,用 2 个离差的乘积来描述 2 个变量之间的相关关系,即

$$CC = \frac{\sum_{i=1}^{N}(\sigma - \overline{\sigma})(\sigma_i^* - \overline{\sigma^*})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{N}(\sigma_i - \overline{\sigma})^2 \sum_{i=1}^{N}(\sigma_i^* - \overline{\sigma^*})^2}} \tag{5}$$

式中:σ 为通过有限元法得到的电导率;σ^* 为被测敏感场中物场中的电导率;$\overline{\sigma}$ 和 $\overline{\sigma^*}$ 分别为 σ 和 σ^* 的平均值。不同数量线圈和旋转前后的相关系数对比如表 1 ~ 表 4 所示。

表 1 10 线圈相关系数

Table 1 Correlation coefficient with 10 coils

分布	Tikhonov 算法	Spilt-Bregman 算法	CGLS 算法	旋转后 Tikhonov 算法	复合数据
分布 1	0.356 1	0.366 1	0.371 0	0.487 6	0.491 4
分布 2	0.355 9	0.386 5	0.372 7	0.405 1	0.434 6
分布 3	0.277 8	0.277 8	0.293 4	0.416 2	0.409 5
分布 4	0.642 7	0.642 8	0.659 1	0.697 4	0.723 0

表 2 12 线圈相关系数

Table 2 Correlation coefficient with 12 coils

分布	Tikhonov 算法	Spilt-Bregman 算法	CGLS 算法	旋转后 Tikhonov 算法	复合数据
分布 1	0.436 8	0.435 0	0.452 8	0.452 1	0.499 2
分布 2	0.396 5	0.400 4	0.406 3	0.455 8	0.495 3
分布 3	0.365 6	0.364 6	0.374 7	0.423 0	0.460 7
分布 4	0.736 8	0.741 4	0.750 8	0.760 9	0.770 0

表 3 16 线圈相关系数

Table 3 Correlation coefficient with 16 coils

分布	Tikhonov 算法	Spilt-Bregman 算法	CGLS 算法	旋转后 Tikhonov 算法	复合数据
分布 1	0.426 1	0.426 4	0.416 3	0.440 4	0.469 6
分布 2	0.376 5	0.376 7	0.390 5	0.433 4	0.442 6
分布 3	0.376 6	0.387 3	0.397 8	0.416 0	0.448 8
分布 4	0.644 7	0.644 9	0.640 0	0.673 4	0.711 3

表 4 20 线圈相关系数

Table 4 Correlation coefficient with 20 coils

分布	Tikhonov 算法	Spilt-Bregman 算法	CGLS 算法	旋转后 Tikhonov 算法	复合数据
分布 1	0.438 3	0.418 7	0.445 2	0.468 2	0.475 8
分布 2	0.433 9	0.432 3	0.427 0	0.440 6	0.484 4
分布 3	0.388 5	0.403 6	0.396 7	0.421 4	0.443 0
分布 4	0.552 5	0.550 1	0.597 2	0.594 2	0.594 9

从表 1 ~ 表 4 可以看出,不同算法和不同传感器阵列的成像图像的相关系数的变化规律。从 10 线圈到 12 线圈,随着线圈数量的增加,独立的

北航学报 赠阅

测量数据增加,图像的成像效果逐渐变好,相关系数变大。在 16 线圈之后,随着线圈数量的增加,相关系数开始下降,相关性逐渐减小。

从表 1 ~ 表 4 可以看出 4 种不同分布的成像质量差异。在物场中放置的 1 个球、2 个球和 3 个球分布的相关系数都低于圆环分布,因为圆环所靠近的传感器的个数更多,检测的精度更高,所以成像效果更好。

对于线圈数量固定的情况下,通过旋转传感器阵列来提高成像精度,从表 1 ~ 表 4 中可以看出,旋转之后的相关系数要高于旋转之前的相关系数,经过复合相加的图像相关系数要高于相加之前的。以 12 线圈传感器为例,经过旋转相加之后的相关系数比未旋转的 12 线圈传感器的相关系数更大。

由此可见,线圈旋转后,被检测物场获得了更多的独立测量数据,通过与原数据的叠加复合,旋转后的复合成像效果优于之前的成像效果。在不增加硬件成本的情况下,旋转传感器阵列可以提高成像精度。这种方法可以节约硬件成本,为之后的 EMT 实验系统设计可以提供指导和参考,在固定的传感器线圈阵列下,通过旋转来提高成像精度和效果,具有较大的应用前景。

7　结　论

1) 为了进行传感器优化设置,本文首先分析了不同数量线圈对 EMT 效果的影响。设计了 10 线圈、12 线圈、16 线圈和 20 线圈的传感器阵列,对不同物场分布进行仿真,使用不同算法进行成像。经过对重建图像的相关系数进行分析,发现 12 线圈的传感器模型图像重建的效果更好,对设计实验具有指导作用。

2) 为了探究独立测量数据对成像结果的影响,在不改变原有传感器阵列中线圈数量的前提下,对传感器阵列进行旋转来增加独立测量数据,并将旋转前后求得的灰度值矩阵相加进行成像。经过仿真发现,复合叠加后的图像能够减少伪影的影响,更清楚地反映物体分布的位置和形状信息。使用相关系数评价成像质量,发现在线圈数量一定的前提下,旋转传感器阵列可以提高成像质量。

参考文献 (References)

[1] 王化祥,崔自强,许燕斌,等. 电学层析成像技术及应用[C]//2009 年中国自动化大会暨两化融合高峰会议,2009:1-13.
WANG H X, CUI Z Q, XU Y B, et al. Electrical tomography: State of the art[C]//2009 China Automation Conference and Integration Conference, 2009: 1-13 (in Chinese).

[2] YIN W, PEYTON A J. A planar EMT system for the detection of faults on thin metallic plates[J]. Measurement Science and Technology, 2006, 17(8): 2130-2135.

[3] TERZIJA N, YIN W L, GERBETH G, et al. Electromagnetic inspection of a two-phase flow of GaInSn and argon[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2011, 22(1): 10-16.

[4] GRIFFITHS H, STEWART W R, GOUGN W. Magnetic induction tomography: A measuring system for biological tissues[J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 1999, 873(1): 335-345.

[5] PEYTON A J, BECK M S, BORGES A R, et al. Development of electromagnetic tomography (EMT) for industrial applications. Part1: Sensor design and instrumentation[C]//1st World Congress on Industrial Process Tomography, 1999: 306-312.

[6] ZAKARIA Z, RAHIM R A, SAIFUL M, et al. Advancement in transmitters and sensors for biological tissue imaging in magnetic induction tomography[J]. Sensors, 2012, 12: 7126-7156.

[7] BORGES A R, DE OLIVEIRA J E, VELEA J, et al. Development of electromagnetic tomography (EMT) for industrial applications. Part2: Image reconstruction and software framework [C]//1st World Congress on Industrial Process Tomography, 1999: 14-17.

[8] PEYTON A J, YU Z Z, LYON G, et al. An overview of electromagnetic inductance tomography: Description of three different systems[J]. Measurement Science and Technology, 1993, 7(3): 261-271.

[9] LIU Z, LI W, XUE F, et al. Electromagnetic tomography rail defect inspection[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2015, 51(10): 1-7.

[10] XIE C G, HUANG S M, HOYLE B S, et al. Electrical capacitance tomography for flow imaging: System model for development of image reconstruction algorithms and design of primary sensor[J]. IEEE Proceedings G, 1992, 139(1): 89-98.

[11] KTISTIS C, ARMITAGE D W, PEYTON A J. Calculation of the forward problem for absolute image reconstruction in MIT[J]. Physiological Measurement, 2008, 29: 455-464.

[12] XIONG H L, XU L A. Electromagnetic tomography (EMT): Theoretical analysis of the forward problem[J]. Applied Mathematics and Mechanics (English Edition), 2000, 21(9): 1034-1044.

[13] YIN W L, PEYTON A J, STEFANI F, et al. Theoretical and numerical approaches to the forward problem and sensitivity calculation of a novel contactless inductive flow tomography (CIFT)[J]. Measurement Science and Technology, 2009, 20 (10): 105503.

[14] 徐凯,陈广,尹武良,等. 基于场量提取法的电磁层析成像系统的灵敏度推算[J]. 传感技术学报,2011,24(4):543-547.
XU K, CHEN G, YIN W L, et al. Sensitivity estimation of electromagnetic tomography system based on field volume extraction method[J]. Journal of Transduction Technology, 2011, 24(4): 543-547 (in Chinese).

[15] LIU Z J, BABOUT L, BANASIAK R, et al. Effectiveness of ro-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

tatable sensor to improve image accuracy of ECT system[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2010, 21(3): 219-227.

[16] YANG W Q, PENG L H. Image reconstruction algorithm for electrical capacitance tomography[J]. Measurement Science and Technology. 2003, 14(1): 1-13.

[17] LI F, ABASCAL J F P J, DESCO M, et al. Total variation regularization with Split Bregman-based method in magnetic induction tomography using experimental data[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 14(1): 976-986.

[18] LIU L, SHAO F Q. Modified conjugate gradient algorithm for image reconstruction of electromagnetic tomography[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2010, 31(3): 655-658.

[19] XIE C G, HUANG S M, LENN C P, et al. Experimental evaluation of capacitance tomographic flow imaging systems using physical models[J]. IEE Proceedings Circuits Devices and Systems, 1994, 141(5): 357-368.

[20] 陈晓艳,常晓敏. 基于评价指标的 EIT 算法参数选择方法研究[J]. 天津科技大学学报, 2016, 31(6): 64-68.
CHEN X Y, CHANG X M. Study on parameter selection method of EIT algorithm based on evaluation index[J]. Journal of Tianjin University of Science and Technology, 2016, 31(6): 64-68 (in Chinese).

作者简介:

岳远里 男,硕士研究生。主要研究方向:电磁层析成像。

刘泽 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:过程参数检测、电磁层析成像。

苗宇 女,硕士,讲师,博士研究生。主要研究方向:深度学习、电磁层析成像及其应用。

Optimization for settings of sensor array in electromagnetic tomography

YUE Yuanli, LIU Ze, WU Jianli, MIAO Yu*, LIU Xianglong, WANG Jiawei

(School of Electronic Information Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: The settings of the sensor array in electromagnetic tomography (EMT) determine the number of induced voltages, which have an important influence on reconstructed image quality. To study the effect of the settings of coils on the quality of reconstructed images, the number and the position of the sensor array are discussed for optimization. In this paper, the models with different numbers of coils and different contributions are established by using COMSOL Multi-physics; the different algorithms are used to image reconstruction and the quality of the constructed images was compared by correlation coefficient. The simulation shows that the image quality improved by increasing the number of sensors, but when increased to a certain number, the image quality will become worse if the number of the coils continue to increase. In order to increase the measurement data instead of increasing the number of the sensor array, the sensor array is rotated. By comparing the image quality before and after rotation, the result shows that the quality of the reconstructed image is obviously improved after the combination. The simulation results can be a guide for the settings of the sensor array in the design of the EMT system in future work.

Keywords: electromagnetic tomography (EMT); induced voltage; sensor array; rotated; image quality

Received: 2019-05-22; **Accepted**: 2019-08-19; **Published online**: 2019-08-22 15:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190822.1437.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61771041)

* **Corresponding author**. E-mail: ymiao@bjtu.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0250

燃料电池无人机动力系统半实物仿真

全下文载

戴月领[1], 刘莉[1,*], 张晓辉[2]
(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 北京理工大学 机电学院, 北京 100081)

摘 要: 针对燃料电池无人机(UAV)动力系统飞行测试困难的问题,为了提升动力系统设计与开发水平,以燃料电池、锂电池、DC/DC 功率转换器、电子调速器和直流无刷电机组成的动力系统作为实物介入,无人机动力学、自动驾驶仪、螺旋桨、飞行环境等数学模型为软件部分,无人机的油门信号控制及飞行过程中电机的载荷等为模拟仿真部分,以信号发生器、测功机及扭矩加载装置为软硬件接口,设计并搭建了燃料电池无人机动力系统半实物(HIL)仿真平台。面向典型任务剖面,基于状态机管理策略,对燃料电池/锂电池电动无人机的动力系统进行了半实物仿真研究,分析了半实物仿真平台和管理策略的有效性和实用性。

关 键 词: 燃料电池; 无人机(UAV); 动力系统; 半实物(HIL)仿真; 能源管理
中图分类号: V216+.7
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0439-08

燃料电池无人机(UAV)作为长航时电动无人机逐渐成为研究热点[1],燃料电池动力系统是其核心关键技术之一。

燃料电池无人机面临的一个挑战是如何测量动力装置的性能。飞行试验[2]虽然能很好地验证、测试无人机的动力系统,但进行飞行试验准备周期长、费用多且有一定危险性;不可控因素多,在进行多次飞行试验时,很难保证每次试验的飞行环境相同,无法对试验结果的优劣做出正确的判断。燃料电池系统动态性能[3]的表征也是燃料电池无人机的一个挑战,一般来说,用于设计和开发燃料电池的数学模型是基于恒温、充分湿润、稳态试验数据的静态极化曲线,不适用于动态系统设计。

半实物仿真(Hardware-in-the-loop, HIL),又称硬件在环仿真,是指在对某些系统的研究中,把数学和物理模型、控制策略或实物连接起来一起进行试验,即对系统的一部分建立数学模型,进行计算机实时运算,实现数学仿真;将系统中另外某些部分或环节,如控制器或部分执行机构以实物的形式引入仿真回路,连接成系统进行试验、调试的过程[4-5]。半实物仿真是实时仿真的重要组成部分,在各种仿真系统中置信度最高[6]。在系统开发的初期阶段就引入半实物仿真,并贯穿于整个系统研发过程中,可以最大限度提高设计和开发效率。

通过燃料电池无人机动力系统的半实物仿真试验,可以将燃料电池动力学对飞行性能的影响进行可重复的试验表征,能够更详细地测试燃料电池动力系统及子系统的系统行为。因此,开展动力系统的半实物仿真是十分重要的。

与飞行测试相比[7-8],半实物测试的试验不确定度要低很多。Vural 等[9]采用真实的电机作为负载,利用 dSpace 模拟汽车行驶时的功率状态,搭建了燃料电池和超级电容的混合动力试验平台,并进行了混合动力半实物仿真试验。Bradley 等[8]对燃料电池无人机动力系统进行了半实物仿真研究,并取得了较好的试验结果。Green-

收稿日期: 2019-05-22; **录用日期**: 2019-09-06; **网络出版时间**: 2019-10-08 11:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191008.0948.003.html
* **通信作者**. E-mail: liuli@bit.edu.cn

引用格式: 戴月领, 刘莉, 张晓辉. 燃料电池无人机动力系统半实物仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 439-446.
DAI Y L, LIU L, ZHANG X H. Hardware-in-the-loop simulation of fuel cell UAV power system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 439-446 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

well[10]、Verstraete[11-12]和张晓辉[13-14]等分别用电子负载代替电机进行了燃料电池混合能源系统试验,通过控制电子负载模拟无人机飞行时所需电功率剖面,进行了混合能源半实物仿真试验。电子负载虽然可以模拟功率需求,但是与感性电机的电特性有一定差异,而且需求功率和真实飞行所需功率相差较多。如果只用电子负载模拟飞行功率进行地面试验,则不能对动力系统进行很好的验证。

对于燃料电池无人机,综合动力装置和动力传动系统已被证明是设计和开发期间飞机性能不确定性的主要来源[15]。为了降低与性能模拟相关的不确定性,将实际的动力装置和动力传动设备作为硬件引入到半实物仿真中,构建燃料电池无人机动力系统的半实物仿真平台。本文设计并搭建了燃料电池无人机动力系统半实物仿真平台,联合无人机、自动驾驶仪、螺旋桨等数学模型,完成了面向飞行轨迹需求的能源管理策略半实物仿真试验。

1 半实物仿真平台设计

本文所提出的半实物仿真体系结构如图 1 所示。仿真由 4 部分组成:仿真软件、硬件平台、动力系统硬件、接口。仿真软件主要包括:飞行任务轨迹、飞机六自由度模型、自动驾驶仪、螺旋桨等数学模型;硬件平台主要包括:储氢装置、流量计、实时仿真计算机;接口部分驱动硬件系统并通过测功机采集硬件数据作为软件模拟的输入;动力系统实物包括除螺旋桨外的所有混合动力系统组件,包括燃料电池系统、蓄电池系统、DC/DC 功率转换器、能源管理算法、电子调速器、无刷电机等。

图 1 中的箭头显示了半实物仿真各部分之间的信号流方向。半实物仿真的输入是无人机的飞行任务路径,将期望和实际飞行轨迹作为仿真软件自动驾驶仪的输入,自动驾驶仪的输出是给电机的油门命令。无刷电机通过直流总线与燃料电池/锂电池系统耦合,并通过转轴与测功机和磁滞阻尼器物理耦合。测功机与磁滞阻尼器提供了仿真硬件和软件之间的物理接口。磁滞阻尼器根据从螺旋桨仿真软件中获得的转矩信号,对电机施加转矩负载。螺旋桨模型的输入是测量得到的电机转速及仿真得到的无人机空速,基于这些输入,螺旋桨模型计算螺旋桨扭矩和推力。螺旋桨推力传递给无人机模型,无人机模型计算无人机的动态状态。混合动力系统中,能源管理算法监测当前时刻电源的状态和总线需求功率,根据能源管理算法得到此时的功率分配情况,控制 DC/DC 功率转换器的输出电流以限制燃料电池的输出功率,实现功率流的分配。

本文半实物仿真平台,通过结合无人机系统的硬件和软件模型,可以实现对无人机燃料电池混合动力系统的性能进行有效和准确的模拟。而燃料电池等动力系统以实物介入,其性能可以在半实物仿真中进行测试、控制、调整和修改;无人机、螺旋桨和自动驾驶仪部件用软件表示,半实物仿真可以在更具适应性和可重复的测试环境中模拟整个无人机的系统行为。

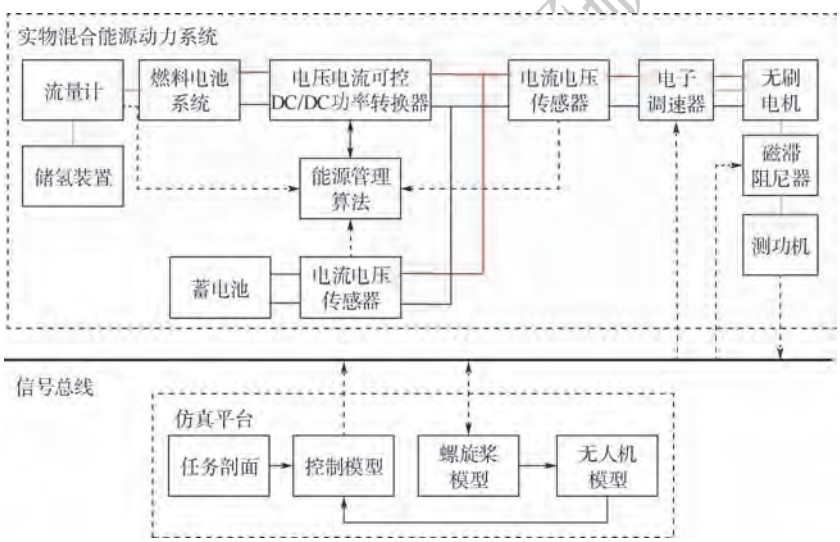


图 1 燃料电池混合动力系统半实物仿真架构

Fig. 1 Hardware-in-the-loop simulation architecture for fuel cell hybrid power system

北航学报 赠阅

2　半实物仿真平台搭建

2.1　动力系统实物

2.1.1　燃料电池

燃料电池是一种将化学能转化为电能的装置,与其他能量转换装置(如汽油发动机和太阳能电池板)相比,燃料电池具有更高效的节能过程。随着技术的发展,氢燃料电池组在稳态运行时的能效为 50% ~60%。质子交换膜燃料电池主要由聚合物电解质膜、电极和催化剂等部分组成,可以将燃料电池片堆积在一起,形成一个功率较大的燃料电池堆。

本文采用上海攀业氢能源科技有限公司的 EOS-600 型燃料电池(如图 2 所示),其额定功率为 600 W,利用空气作为氧化剂和冷却介质,通过调节风扇转速对燃料电池系统进行冷却,具体参数见表 1。

燃料电池特性数据由试验测得,燃料电池放置一段时间后性能下降,使得额定功率达不到 600 W。伏安(*U-I*)特性曲线如图 3 所示,由图可知,燃料电池电压随着电流的增大在不断减小,因此为了其能与锂电池匹配输出,需要 DC/DC 功率转换器稳定母线电压,同时可以对燃料电池的输出电流进行限制,以达到控制燃料电池功率的目的。

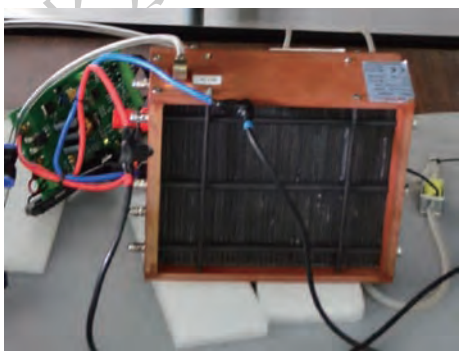


图 2　EOS-600 型燃料电池

Fig. 2　EOS-600 fuel cell

表 1　燃料电池基本参数

Table 1　Basic parameters of fuel cell

参数	数值
额定功率/W	600
额定电压/V	24
额定电流/A	25
电压范围/V	20 ~40
氢气纯度/%	≥99.95
氢气工作压力/MPa	0.05 ~0.06
氢气消耗量(额定)/(L · min^{-1})	7
环境温度/℃	-5 ~40
环境湿度/%	10 ~95

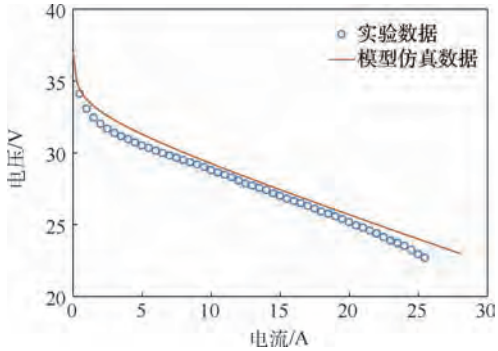


图 3　燃料电池伏安特性曲线

Fig. 3　*U-I* characteristic curves of fuel cell

2.1.2　锂电池

锂电池具有良好的动态响应性能、电压高、比能量大、循环寿命长、安全性能好,目前电动无人机上应用的多为锂电池。锂电池能够以额定电流进行长时间放电,而且可以短时间内进行大电流放电,用于无人机起飞、爬升和遭遇风速变化时所需功率。本文采用 EOS-600 型燃料电池,容量 5 300 mAh,电压范围 22.2 ~25.2 V。图 4 为所用锂电池的伏安特性曲线。

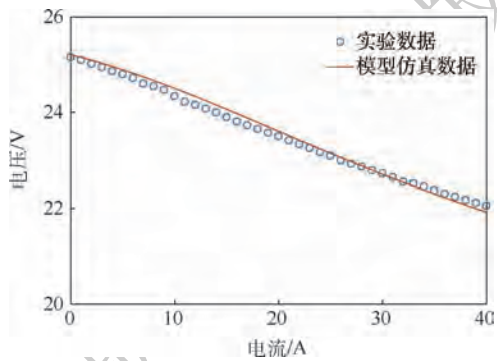


图 4　锂电池伏安特性曲线

Fig. 4　*U-I* characteristic curves of lithium battery

2.1.3　直流无刷电机

直流无刷电机具有更高的工作效率,更广的转速范围以及更好的转速转矩特性,可以满足低速螺旋桨运行的要求。与其他类型的电机相比,直流无刷电机的尺寸相对较小且有较大的速度范围。

电机规格根据无人机的需求功率要求确定,无人机峰值需求功率出现在无人机起飞和最大爬升速度时。在巡航和盘旋模式下,无人机动力系统在峰值功率以下运行。当电机和电子调速器规格可满足爬升时的功率要求,则可以满足各飞行模式的功率需求。本文采用文献[16]中的无人机模型及飞行剖面,该无人机飞行速度约为 27.8 m/s,爬升时所需最大功率约为 1 200 W,所需最大推力约为 20.2 N。本文选用上海双天模型

北航学报 赠阅

有限公司的 ECO 4130C KV290 型直流无刷电机，图 5 为该电机的机械特性曲线，可以满足无人机飞行时的功率需要。

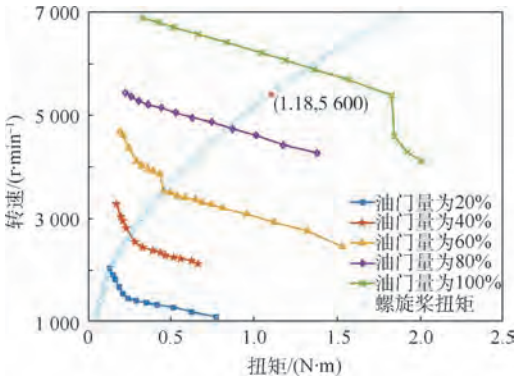


图 5 无刷电机特性曲线与螺旋桨扭矩曲线

Fig. 5 Characteristic curves of brushless motor and torque curve of propeller

2.2 实时仿真计算机与接口

本文使用并行实时计算机公司开发的实时仿真计算机进行燃料电池/锂电池混合动力系统半实物仿真试验。仿真机通过高精度定时同步时钟板卡的实时时钟中断模块提供高精度时钟，适合强实时、多任务仿真系统开发。仿真计算机还提供了时钟板卡、Moxa 多串口板卡、A/D 采集板卡和光纤等多种信号接口。实时仿真计算机的主要任务是实时解算飞行环境模型和无人机运动模型，将计算结果通过相应接口发送给电子调速器等硬件。仿真计算机的时钟板卡是自动驾驶仪仿真模块与燃料电池混合动力系统硬件之间的通信连接，仿真计算机从自动驾驶仪模块处获得当前时刻的油门量，然后控制时钟板卡输出信号的占空比，得到电子调速器所需的 PWM 信号以控制电机转速。

实物电机和螺旋桨仿真模型之间的连接是通过测功机与磁滞阻尼器完成的。动力系统机械连接如图 6 所示，电机被固定在与电机旋转轴同心的法兰盘上。电机输出轴通过一个联轴器连接到测功机上，测功机实时测量电机的转速，通过

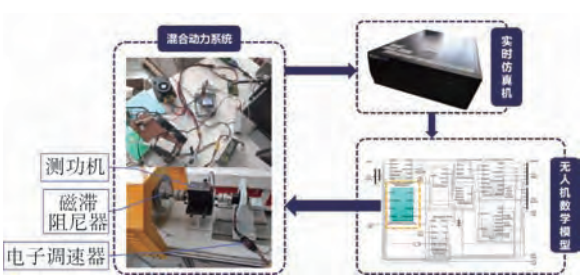


图 6 半实物仿真动力系统

Fig. 6 Power system in hardware-in-the-loop simulation

RS485 串口，将转速信息传给螺旋桨仿真模块。计算此时螺旋桨产生的扭矩大小。测功机另一侧连接磁滞阻尼器，模拟无人机飞行中螺旋桨产生的扭矩。

2.3 数学仿真模型

2.3.1 螺旋桨模型

无人机螺旋桨是通过桨叶在空气中旋转，将电机的转动转化为推力的装置。螺旋桨模型的输入是无人机的空速和电机轴的转速，输出是螺旋桨产生的推力和施加在电动机上的力矩，螺旋桨模型为

$$F_p = (4/\pi^2)\rho R^4 \Omega^2 C_T \tag{1}$$

$$M_p = (4/\pi^3)\rho R^5 \Omega^2 C_P \tag{2}$$

$$J = \frac{V}{\Omega D} \tag{3}$$

式中：F_p 和 M_p 分别为螺旋桨的拉力和扭矩；ρ 为空气密度；R 为螺旋桨半径；Ω 为转速；C_T 和 C_P 分别为拉力和扭矩系数，它们是无人机空速 V、螺旋桨转速 Ω 和直径 D 的函数，与前进比 J 的关系如图 7 所示。

本文选择的螺旋桨半径为 0.254 m，螺旋桨转动惯量为 0.002 kg·m^2。图 8 为根据螺旋桨拉力系数计算得到的在不同转速下的拉力曲线。由曲线可知，当转速为 5 600 r/min 时，螺旋桨产生的拉力为 20.4 N，可满足无人机爬升时所需最大拉力。由图 8 可知，此时螺旋桨产生的扭矩为 1.18 N·m，所选电机可满足螺旋桨产生的扭矩负载。

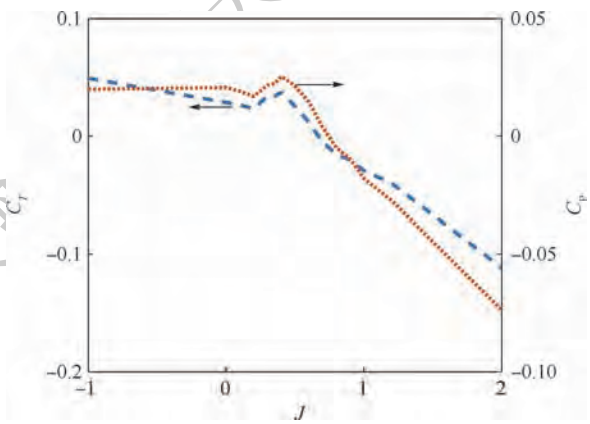


图 7 前进比与拉力系数和扭矩系数的关系

Fig. 7 Relation between advance ratio and tension coefficient and torque coefficient

2.3.2 无人机模型

Simulink 中的 Aerosim 模块是航空航天工业中经常使用的飞机仿真和分析模块，它为开发非线性六自由度无人机模型提供了一整套综合工具。无人机模块如图 9 所示，其内部有详细的各

北航学报 赠阅

子模块的模型,包括无人机运动学模型、动力学模型、地球大气环境模型等。Aerosim 模块还提供了一套商用小型油动的固定翼无人机 Aerosonde 的详细参数。通过将无人机模块中的动力系统替换为实物动力系统和螺旋桨模型,并在外围搭建无人机控制与导航模块和任务剖面模块,组成混合动力系统半实物仿真平台。

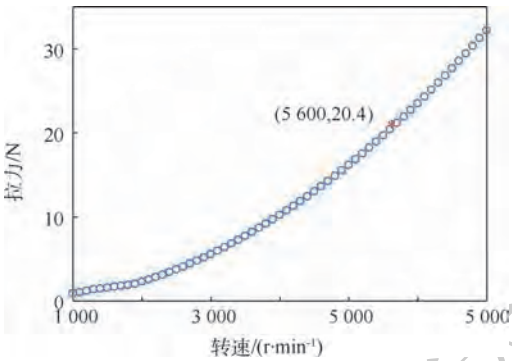


图 8　螺旋桨拉力曲线

Fig. 8　Propeller tension curve

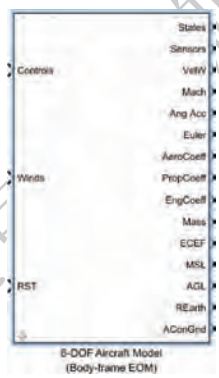


图 9　无人机模块

Fig. 9　UAV module

2.3.3　自动驾驶仪模型

无人机导航控制算法基于大圆导航算法,利用当前时刻的 GPS 坐标(纬度、经度和高度)和任务点 GPS 坐标,计算出无人机从当前位置到下一个航迹点所需的方位/偏航调整量。

无人机飞行控制[16]采用比例积分微分(PID)控制无人机的方向。无人机通过调整控制舵面偏转和油门,以满足所需飞行条件。

采用 2 个比例积分(PI)控制器,在无人机控制模块中实现滚转姿态自动驾驶仪。该自动驾驶仪将当前滚转角度和所需的滚转/偏航调整(由导航控制算法计算得到)作为输入,PI 控制器利用这些测量值之间的差值来确定方向舵和副翼所需的调整量,作为 2 个控制输入传递给 Aerosonde 无人机模块。

在空速保持控制器中,当无人机爬升或巡航时,PID 控制器利用输入的当前空速和目标空速之差来确定升降舵偏转的角度,保持无人机的恒定空速。高度保持 PID 控制器根据预先指定的航迹点,以当前高度和目标高度的差值确定电机油门量,将无人机保持在所需高度。具体参数如表 2所示[16]

表 2　PI 和 PID 控制器的增益[16]

Table 2　Gain of PI and PID controller[16]

控制面	控制类型	增益
副翼	P	0.4π/180°
	I	0.05π/180°
方向舵	P	0.1π/180°
	I	0.05π/180°
升降舵	P	0.03
	I	0.07
	D	0.35
油门	P	0.1
	I	0.000 001
	D	0.03

3　能源管理半实物仿真

3.1　典型任务剖面

为测试能源管理算法,采用文献[16]中典型任务剖面,如图 10 所示,该剖面包含爬升、巡航、巡逻和下降等阶段。在所给飞行路径中,任务点 1 为起始点,任务点 2 ~ 9 为过程点。

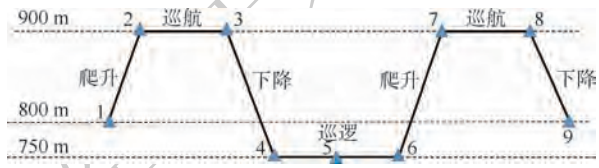


图 10　典型任务剖面[16]

Fig. 10　Typical mission profile[16]

3.2　状态机能源管理策略

状态机能源管理算法原理是:根据锂电池的荷载状态和负载需求功率,在功率跟随的基础上将燃料电池/锂电池功率分配划分为明确的几种状况,从而在锂电池和燃料电池系统之间分配功率,避免燃料电池在较低的效率范围内工作,并确保锂电池的 SOC(State of Charge)在目标范围内的变化。为避免锂电池过放导致电池损坏,状态机策略[13]以锂电池 SOC 和需求功率为门限值,对燃料电池/锂电池混合动力系统的工作模式进行划分,共分为 6 个状态,如图 11 所示。图中,P_D 为总线功率,P_{fc_opt} 为燃料电池最优放电功率,P_{chg} 为锂电池最大充电功率,P_{fc_max} 和 P_{fc_min} 分别为燃

北航学报 赠阅

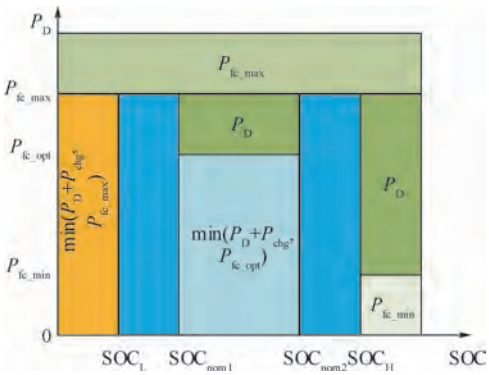


图 11 状态机控制策略

Fig. 11 State machine control strategy

料电池最大和最小功率。如果锂电池的临界状态两侧分别是充电和放电,则锂电池有可能在临界点频繁充放电,为避免这一现象,需要锂电池延续上一电量状态直到达到一定电量水平,因此本文设置 SOC_{nom1} 和 SOC_{nom2} 避免锂电池在状态边界反复切换。

3.3 试验结果与分析

针对给定的典型飞行任务剖面进行了半实物仿真验证,将数学模型仿真结果与半实物仿真试验结果进行对比分析。图 12(a)为电机转速,在 2 次爬升阶段试验测得的实际转速比仿真转速略低,在平飞阶段电机的转速吻合得较好。图 12(b)为电机在旋转时所受的负载扭矩大小,由图中可知,在平飞阶段实际施加的扭矩要略小于仿真时的扭矩大小,但总体趋势一致,由于加载扭矩的波动,导致电机转速在平飞阶段有轻微的波动。

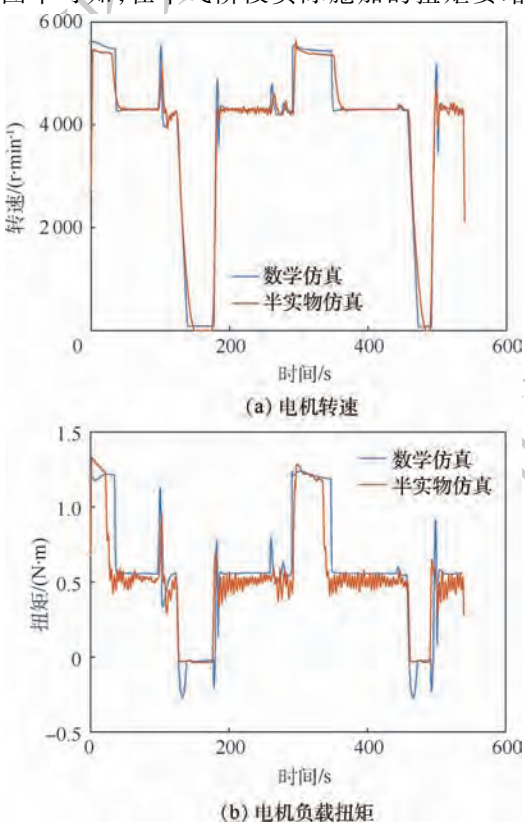


图 12 动力系统状态

Fig. 12 State of power system

图 13 为状态机控制策略下电源电压和功率分配情况,当需求功率大于燃料电池最大输出功率时,燃料电池以最大功率进行输出,其余不足部分由锂电池补充。由于功率较大,DC 的输出电压和锂电池电压快速下降,由于 DC 具有输出稳压的作用,锂电池电压较 DC 下降的更多。当总线需求功率降低时,燃料电池功率迅速降低,没有缓冲时间,对于动态响应较差的燃料电池健康不利。锂电池和 DC 输出电压快速回升,同时对锂电池进行充电。

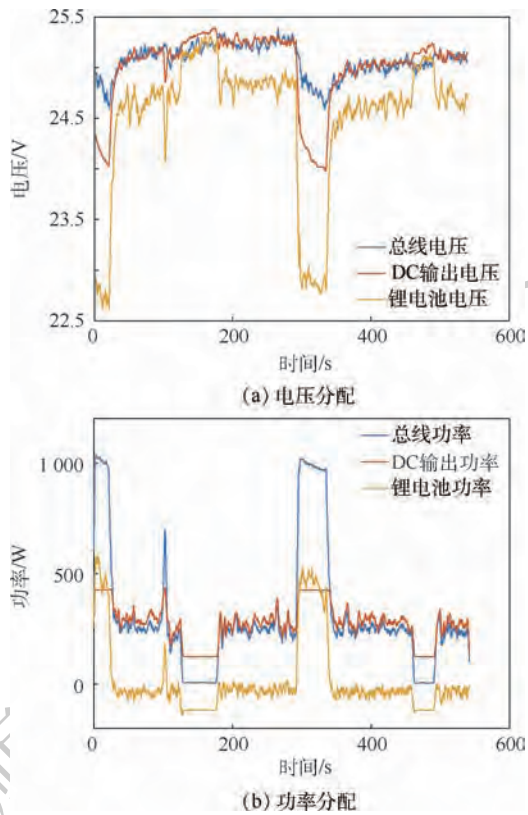


图 13 状态机策略试验结果

Fig. 13 Test results of state machine strategy

4 结 论

本文设计并搭建了燃料电池无人机动力系统半实物仿真试验平台,通过能源管理算法实现了燃料电池与锂电池之间的功率分配,完成了面向典型剖面的能源管理半实物仿真试验,并对结果进行了分析。

1)将包含电机的燃料电池混合动力系统集成到半实物仿真平台,以便对无人机动力系统进行开发研究。

北航学报 赠阅

2）对比分析了电机模型与实际电机的性能,电机在转动时,转速和扭矩相对数学仿真会有波动。

3）在无人机爬升时,锂电池能很好地补充燃料电池不足的功率;燃料电池额定功率大于需求功率时,为锂电池进行充电,以应对下次爬升或飞行环境变化时带来的功率突变。

4）通过硬件在环半实物仿真试验,验证了设计的状态机能源管理算法的有效性和半实物仿真平台的实用性。

参考文献（References）

[1] 刘莉,杜孟尧,张晓辉,等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究[J]. 航空学报,2016,37(1):144-162.
LIU L,DU M Y,ZHANG X H,et al. Conceptual design and energy management stragement strategy for UAV with hybrid solar and hydrogen energy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(1):144-162(in Chinese).

[2] 王刚,胡峪,宋笔锋,等. 电动无人机动力系统优化设计及航时评估[J]. 航空动力学报,2015,30(8):1834-1840.
WANG G,HU Y,SONG B F,et al. Optimal design and endurance estimation of propulsion system for electric-powered unmanned aerial vechicle[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(8):1834-1840(in Chinese).

[3] 周苏,高昆鹏,文雪磊. 一种改进的质子交换膜燃料电池系统动态模型[J]. 同济大学学报(自然科学版),2015,43(6):882-887.
ZHOU S,GAO K P,ZHI X L. An improved dynamic model for proton exchange membrane fuel cell system[J]. Journal of Tongji University(Natural Science),2015,43(6):882-887(in Chinese).

[4] 徐林. 基于 Simulink 的一体化实时半实物仿真平台的研究与实现[D]. 长沙:国防科学技术大学,2008.
XU L. Reasearch and implementation of integrative real-time & hardware-in-the-loop simulation platform based on Simulink[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2008(in Chinese).

[5] 宋静婧,祝明,武哲,等. “人在回路”无人飞艇半实物仿真系统设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(5):595-599.
SONG J J,ZHU M,WU Z,et al. Design and implementation of man-in-the-loop unmanned airship HIL simulation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(5):595-599(in Chinese).

[6] 常城. 汽车电子半实物仿真平台的研究[D]. 大连:大连理工大学,2008.
CHANG C. Research on the automotive electronics HIL simulation platform[D]. Dalian:Dalian University of Technology,2008(in Chinese).

[7] TIGNER B,MEYER M,HOLDEN M,et al. Test techniques for small-scale research aircraft:AIAA-1998-2726[R]. Reston:AIAA,1998.

[8] BRADLREY T,MOFFITT B,PAREKH D,et al. Flight test results for a fuel cell unmanned aerial vehicle:AIAA-2007-32[R]. Reston:AIAA,2007.

[9] VURAL B,BOYNUEGRI A R,NAKIR I,et al. Fuel cell and ultra-capacitor hybridization:A prototype test bench based analysis of different energy management strategies for vehicular applications[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2010,35(20):11161-11171.

[10] GREENWELL W,VAHIDI A. Predictive control of voltage and current in a fuel cell-ultracapacitor hybrid[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2010,57(6):1954-1963.

[11] VERSTRAETE D,LEHMKUEHLER K,GONG A,et al. Characterisation of a hybrid,fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft[J]. Journal of Power Sources,2014,250:204-211.

[12] VERSTRAETE D,GONG A,LU D D C,et al. Experimental investigation of the role of the battery in the aerostack hybrid,fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2015,40(3):1598-1606.

[13] ZHANG X H,LIU L,DAI Y L,et al. Experimental investigation on the online fuzzy energy management of hybrid fuel cell/battery power system for UAVs[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2018,43(21):10094-10103.

[14] 张晓辉,刘莉,戴月领,等. 燃料电池无人机动力系统方案设计与试验[J]. 航空学报,2018,39(8):221874.
ZHANG X H,LIU L,DAI Y L,et al. Design and test of propulsion system for fuel cell powered UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(8):221874(in Chinese).

[15] MOFFITT B,BRADLREY T,MAVRIS D,et al. Reducing uncertainty of a fuel cell UAV through variable fidelity optimization:AIAA-2007-7793[R]. Reston:AIAA,2007.

[16] HUNG J Y C. Investigation of methods for increasing the energy efficiency on unmanned aerial vehicles(UAVs)[D]. Brisbane:Queensland University of Technology,2011.

作者简介:

戴月领　男,硕士研究生。主要研究方向:混合能源管理与动力系统半实物仿真。

刘莉　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计与强度分析、飞行器制导与控制技术。

张晓辉　男,博士。主要研究方向:飞行器总体设计与混合能源管理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Hardware-in-the-loop simulation of fuel cell UAV power system

DAI Yueling[1], LIU Li[1,*], ZHANG Xiaohui[2]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Focusing on the flight test difficulty of fuel cell unmanned aerial vehicle (UAV) power system and aimed at improving the design and development level of power system, this paper designs and builds a hardware-in-the-loop (HIL) simulation platform of fuel cell UAV power system, on which the power system composed of fuel cell, lithium cell, DC/DC power converter, electronic governor and brushless motor is taken as the hardware, the mathematical models of UAV, autopilot, propeller and flight environment are taken as the software part, the throttle signal control of UAV and the load of motor in flight are taken as the simulation part, and the signal generator, dynamometer and torque loading device are taken as software and hardware interfaces. Facing the typical mission profiles and based on the state machine management strategy, the paper conducts a HIL simulation for power system of fuel cell/battery electric UAV, and analyzes the effectiveness and practicability of the HIL simulation platform and management strategy.

Keywords: fuel cell; unmanned aerial vehicle (UAV); power system; hardware-in-the-loop (HIL) simulation; energy management

北京航空航天大学学报

Received: 2019-05-22; **Accepted**: 2019-09-06; **Published online**: 2019-10-08 11:22
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191008.0948.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: liuli@bit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0251

纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力

全下文载

顾苏程[1,2], 王保兴[1,2], 刘俊辰[1,2], 李巍[3], 曹毅[1,2,*]

(1. 江南大学 机械工程学院, 无锡 214122; 2. 江苏省食品先进制造装备技术重点实验室, 无锡 214122;
3. 苏州工业职业技术学院, 苏州 215104)

摘 要: 针对目前软体机器人缺乏变形和接触力方面理论研究的问题,以软体夹持器为研究对象,开展了纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力的研究。首先设计了气动软体夹持器,该夹持器由纤维增强型单向弯曲驱动器、接触气囊以及单元的连接装置组成;其次基于 Yeoh 模型、Neo-Hookean 模型分别建立了弯曲驱动器驱动压强与弯曲变形圆心角的非线性数学模型和弯曲驱动器末端接触力理论模型;然后开展了软体夹持器变形和末端接触力的仿真及实验,结果证明了理论模型的正确性;最后进行了纤维增强结构对软体夹持器变形和末端接触力影响的研究,实验结果表明:纤维增强结构能大幅度提高软体夹持器的变形和末端接触力。上述研究为其他纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力的研究提供了理论基础。

关 键 词: 纤维增强型; 软体夹持器; Yeoh 模型; Neo-Hookean 模型; 变形; 末端接触力

中图分类号: TP241

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)02-0447-10

软体机器人具有良好的安全性和柔顺性,可通过柔顺变形的方式与障碍物相容并在狭小的空间、非结构环境下完成诸多复杂的任务[1-3]。近年来,随着新材料与快速成型技术的发展,软体机器人的应用领域得到极大的扩展,如医疗手术、勘探救灾、人机交互等[4-7]。软体夹持器凭借其良好的适应性与安全性,已然成为当前软体机器人的研究热点[8]。

目前,国内外学者针对软体夹持器进行了诸多研究[9-12],综合国内外的研究不难发现,软体夹持器可划分为:纤维增强型软体夹持器[13]和非纤维增强型软体夹持器。其中非纤维增强型软体夹持器又可细分为:多腔体结构夹持器[14]、环形闭合结构夹持器[15]、绳驱动夹持器[16]和颗粒塑形夹持器[17]。在纤维增强结构方面,魏树军等[18]设计了一款软体抓手,进行了包括抓取直径、抓取重量和自适应能力等相关性能测试;Kevin 等[19]开发了一款可在深海无损采样的生物学纤维增强型夹持器。在多腔体结构方面,郝宇飞等[20]设计了一款气动多腔体四指夹持器,通过异形物体夹取实验探索了夹持的有效指长;王宁扬等[21]设计了一款基于蜂巢气动网络的软体夹持器,通过改变气囊内部压强,实现对物体的指尖抓取和远距离抓取。在环形闭合结构方面,Martin 等[22]提出了一种新型的环形夹持器构想,建立了机构收缩变形的准静态理论模型;姚建涛等[23]设计了一种基于仿生缠绕效应的软体抓持机器人,采用封闭内腔收缩包裹的方式夹取物体。在绳驱动结构方面,Wu 等[24]利用绳驱动原理设计了一款半包络夹取形式的夹持器,进行了夹取对象有限范围的

收稿日期: 2019-05-22; **录用日期**: 2019-07-19; **网络出版时间**: 2019-08-07 16:13
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190807.1508.003.html
基金项目: 江苏省“六大人才高峰”计划 (ZBZZ-012); 江苏省研究生创新计划 (SJCX18-0630,KYCX18-1846)

* **通信作者**. E-mail: caoyi@jiangnan.edu.cn

引用格式: *顾苏程, 王保兴, 刘俊辰, 等. 纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 447-456. GU S C, WANG B X, LIU J C, et al. Deformation and end contact force of fiber-reinforced soft gripper[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 447-456 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

测试;Manti 等[25]设计了一款可根据目标物的形状和大小任意改变其自身形态并实现无损抓取的软体手。在颗粒塑形结构方面,Brown 等[26]设计了一款通用软体夹持器,利用负压作用下内部可流动的颗粒被压紧使薄膜能够紧锁物体的原理,实现通用夹取。

综上所述,非纤维增强型软体夹持器普遍存在结构复杂、气密性差、接触力小等问题,而纤维增强型软体夹持器结构简单、能提供较大的末端接触力且针对此结构的研究相对较少。目前纤维增强型软体夹持器的研究,多以实验探究为主,鲜有对其变形和接触力等相关性能的理论分析及建模。针对上述问题,本文首先设计了气动软体夹持器;其次基于 Yeoh 模型、Neo-Hookean 模型分别建立了弯曲驱动器驱动压强与弯曲变形圆心角的非线性数学模型和弯曲驱动器末端接触力理论模型,并通过仿真及实验验证了理论模型的正确性;最后通过对比实验,可知纤维增强结构能大幅度提高软体夹持器的变形和末端接触力。

1 纤维增强型软体夹持器结构设计

软体夹持器具有自适应能力强、安全性高等优点,为提高夹持器的负载力,实现对异形物体的抓取,设计了如图1所示的纤维增强型软体夹持器。该夹持器由手指模块和滑移平板组成,其中手指模块由单向弯曲驱动器、接触气囊以及连接装置构成。



图 1 纤维增强型软体夹持器结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of structure of a fiber-reinforced soft gripper

1.1 单向弯曲驱动器的设计及工作原理

驱动器内部为单气囊空腔,外部采用与径向截面呈 0°的缠绕方式,驱动器底部嵌入不可延展层。如图 2 所示,压缩空气进入驱动器气腔,气腔充气膨胀,线圈限制了腔体的径向膨胀,因此腔体的主要变形方式为轴向伸长,而腔体底部的伸长被不可延展层限制,从而使驱动器整体向底面弯曲。

相较于其他软体结构,纤维增强结构能够更有效地限制气囊的径向膨胀,因此在较大的气压下,其变形以弯曲为主,故具有较大的接触力。线圈的匝数是影响单向弯曲驱动器性能主要因素,并且是本文的研究重点。其他参数如长度、截面大小形状、壁厚等为次要因素,因此设为定值。其具体结构参数如表 1 所示。

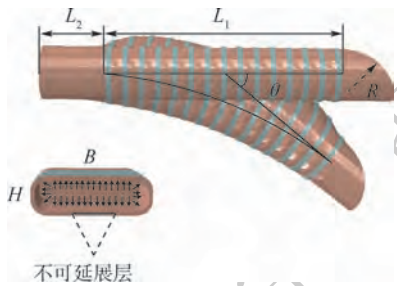


图 2 单向弯曲驱动器

Fig. 2 Unidirectional bending actuator

表 1 单向弯曲驱动器结构参数

Table 1 Structure parameters of unidirectional bending actuator

参数	数值
驱动器空腔长度 L_1/mm	45
驱动器总宽 B/mm	30
驱动器总高 H/mm	10
驱动器末端长度 L_2/mm	10
驱动器接触端半径 R/mm	10
气囊壁厚 t/mm	1
线圈匝数 N	15

1.2 接触气囊的设计及工作原理

如图 3 所示,接触气囊采用双层气囊结构,分为膨胀层气囊和接触层气囊。接触层气囊略小于膨胀层气囊,相同压强下形变量较小,膨胀层充分膨胀提供足够接触力,具体结构参数如表 2 所示。压缩气体进入气囊空腔,基于空腔双层的结构特性,膨胀层气腔先充气膨胀,为气囊提供轴向伸长的驱动力,接触层气囊充气,与夹持对象充分接触并夹紧。

北航学报 赠阅

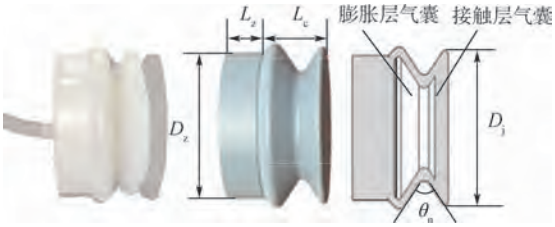


图 3　接触气囊

Fig. 3　Contact airbag

表 2　接触气囊结构参数

Table 2　Contact airbag structure parameters

参数	数值
接触层气囊直径 D_j/mm	25
柱状固定末端直径 D_z/mm	24
双层气囊初始长度 L_c/mm	10
柱状固定末端长度 L_z/mm	6
气囊层间夹角 θ_n/(°)	67

2　软体夹持器理论建模

为进一步研究软体夹持器的运动特性和末端接触力，为软体夹持器的变形和接触力研究奠定理论基础，因此有必要建立软体夹持器变形和接触力的理论模型。

2.1　单向弯曲驱动器变形的理论建模

考虑到超弹性材料的各向同性和不可压缩性，故首先研究硅橡胶材料的非线性力学特性。根据文献[27]中硅胶材料的硬度分级，选择适中硬度硅胶 shore A20 作为驱动器本体材料，考虑到硅橡胶的大变形行为以及柔性材料的非线性力学性质，故采用 Yeoh 模型建立硅橡胶材料的本构关系，建立典型的二参数形式能量方程：

$$W = C_{10}(I_1 - 3) + C_{20}(I_1 - 3)^2 \tag{1}$$

式中：W 为单向弯曲驱动器的应变能密度函数；$I_1 = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2$，$\lambda_1$、$\lambda_2$ 和 λ_3 分别为轴向、周向和径向主拉伸比；C_{10}、C_{20} 为硅橡胶材料的 Yeoh 模型材料常系数，通过拉伸实验（如图 4 所示）和数据拟合确定材料常系数[28]，$C_{10} = 0.072$，$C_{20} = 0.0025$。

对于驱动器来说，当空腔中充入一定气压时，考虑壁的厚度，空腔内壁在 3 个方向上的尺寸变化关系式为

$$\begin{cases} \lambda_1 = \dfrac{L}{L_1} \\ \lambda_2 = \left(\dfrac{b-2t}{B-2t} + \dfrac{h-t_1-t_2}{H-2t}\right)\Big/2 \\ \lambda_3 = \left(\dfrac{t_1}{t} + \dfrac{t_2}{t} + \dfrac{t_3}{t} + \dfrac{t_4}{t}\right)\Big/4 \end{cases} \tag{2}$$

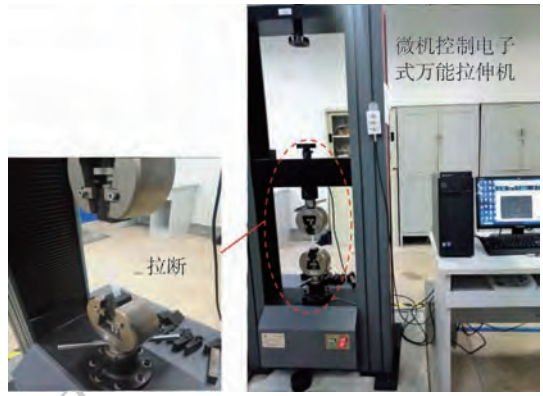


图 4　拉伸实验

Fig. 4　Stretching experiment

式中：L_1、$B-2t$ 和 $H-2t$ 分别表示变形前驱动器空腔中心轴线的长度、驱动器的宽和高；L、$b-2t$ 和 $h-t_1-t_2$ 分别表示变形后驱动器空腔中心轴线的长度、驱动器的宽和高，b 为变形后驱动器总宽，h 为变形后驱动器总高；t 为变形前驱动器空腔的壁厚（即气囊壁厚），t_1、t_2、t_3、t_4 为变形后驱动器空腔各方向上的厚度，如图 5 所示。

驱动器充气时在平面内常曲率弯曲，由几何关系知：

$$\begin{cases} L = L_1 + e_1\theta \\ l_1 = L_1 + (e_1 + e_2)\theta \end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases} t_1 = \left(\dfrac{h}{2} - e_2\right) \\ t_2 = 2\left(\dfrac{h}{2} - e_1\right) \\ t_3 = t \\ t_4 = t \end{cases} \tag{4}$$

式中：e_1 为未充气时空腔底面偏离中心轴线的距离；e_2 为充气时空腔上表面偏离中心轴线的距离。已知纤维均匀缠绕，驱动器长度一定，忽略线圈宽度，由绕线的不可伸长可知：

$$C = [2b + 2h + (2\pi - 8)r]N + L - N \tag{5}$$

其中：C 为缠绕线长；N 为线圈匝数；r 为内腔过渡

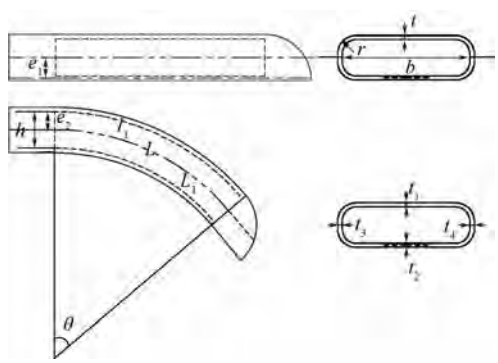


图 5　变形前后的单向弯曲驱动器的尺寸

Fig. 5　Size of unidirectional bending actuator before and after deformation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

圆角半径。当驱动器充气弯曲时,硅橡胶体积 V_r 与内部气压所占体积 V_a 分别为

$$V_r = S_r L \tag{6}$$

$$V_a = S_a L \tag{7}$$

式中:S_r 为硅橡胶底面积;S_a 为内部气压所占空间的底面积。由于硅胶的不可压缩性,驱动器变形前所占的体积 V_r 与变形后所占的体积 V_{r0} 保持不变,可知:

$$V_r = V_{r0} \tag{8}$$

联立式(5)~式(8),可得空腔宽 b、高 h 的表达式分别为

$$\begin{aligned} b = {} & \frac{4-\pi}{2}r - e_1 + \frac{1+2t}{4} + \frac{C-L}{4N} - \\ & \left(\frac{(-2\pi r - 2B - 2H + 8r + \pi t)L_1 t}{2L} + \right. \\ & \frac{(\pi^2 - 8\pi + 16)r^2}{4} + \left\{(\pi - 4)re_1 + \right. \\ & \frac{(3\pi - 12)rt}{2} + \frac{9-2\pi}{4}t^2 + \\ & \frac{1}{N}[(-2\pi r + 8r - 4e_1 - 2t + 1)C + \\ & (2\pi r - 8r + 4e_1 + 2t - 1)L]/8 + \\ & \left.\left.\frac{4-\pi}{4}r + e_1^2 + 3e_1 t - \frac{8e_1 + 4t + 1}{16}\right\} + \right. \\ & \left.\frac{C^2 - 2CL + L^2}{16N^2}\right)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \tag{9}$$

$$\begin{aligned} h = {} & \frac{1}{4}\left\{\frac{1}{N}[(16 - 4\pi)Cr + (4\pi - 16)rL + \right. \\ & (-8e_1 - 4t + 2)C + (8e_1 + 4t - 2)L] + \\ & \frac{(C-L)^2}{N^2} + (2\pi - 8)^2 r^2 + (16\pi - 64)re_1 + \\ & (24\pi - 96)rt + (36 - 8\pi)t^2 + (48t + 8)e_1 - \\ & 4\pi r + 16e_1^2 - 4t + 1 + \frac{L_1 t}{L}[(64 - 16\pi)r + \\ & \left. 8\pi t - 16(B + H)]\right\}^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{4N}(C - L) + \\ & \frac{(8 - 2\pi)r + 4e_1 - 2t + 1}{4} \end{aligned} \tag{10}$$

因为无外力作用,所以驱动器的弯曲变形完全来源于驱动压强 P 所做的功,根据虚功原理可知:

$$P\frac{\mathrm{d}V_a}{\mathrm{d}\theta} + V_r\frac{\mathrm{d}W}{\mathrm{d}\theta} = 0 \tag{11}$$

联立式(1)~式(5)、式(7),可得

$$P = \frac{[-bh + 2e_2(b-2t) - (\pi-4)(2rt - t^2)]L\dfrac{\mathrm{d}W}{\mathrm{d}\theta}}{2Le_2\dfrac{\mathrm{d}b}{\mathrm{d}\theta} + [2e_2(b-2t) + (\pi-4)(r-t)^2]e_1} \tag{12}$$

式中:$\mathrm{d}W/\mathrm{d}\theta$、$\mathrm{d}b/\mathrm{d}\theta$ 均可表示为只含有 θ、N 的函数,则驱动器弯曲变形圆心角 θ 与驱动压强 P、线圈匝数 N 的关系式为

$$\theta = \theta(P, N) \tag{13}$$

2.2 单向弯曲驱动器末端接触力的理论建模

纤维增强结构可有效限制驱动器径向膨胀,单纯输出弯曲变形,能量利用率高,为量化驱动器末端接触力、输入压强和线圈匝数之间的关系,实现无力传感器情况下力的可估计,基于 Neo-Hookean[29] 模型根据硅橡胶材料的应力应变特性和驱动器的外形尺寸特征建立了弯曲驱动器末端接触力的理论模型。

考虑材料的不可压缩性和大变形行为,应变能密度函数 Q 可表示为

$$Q = \frac{\mu}{2}(I_1 - 3) \tag{14}$$

式中:μ 为硅橡胶材料的初始剪切模量。沿各坐标轴方向正应力 σ_i 的函数表达式为

$$\sigma_i = \frac{\partial Q}{\partial \lambda_i} - \frac{p}{\lambda_i} \tag{15}$$

其中:p 为公共拉格朗日乘子。

在静力学分析过程中,假设驱动器运动时硅橡胶内部材料各向同性且具有均匀弯曲率。由于线圈的径向约束,周向应变可忽略不计即 $\lambda_2 = 1$,又硅橡胶为不可压缩材料即 $\lambda_1\lambda_2\lambda_3 = 1$,所以 $\lambda_1 = \lambda$,$\lambda_2 = 1$,$\lambda_3 = 1/\lambda$。假定径向应力 σ_3 消失,联立式(14)、式(15)可知,轴向应力 σ_1 和周向应力 σ_2 可列方程组:

$$\begin{cases} \sigma_1 = \dfrac{\partial Q}{\partial \lambda_1} - \dfrac{p}{\lambda_1} = \mu\left(\lambda - \dfrac{1}{\lambda^3}\right) \\ \sigma_2 = \dfrac{\partial Q}{\partial \lambda_2} - \dfrac{p}{\lambda_2} = \mu\left(1 - \dfrac{1}{\lambda^2}\right) \\ \sigma_3 = \dfrac{\partial Q}{\partial \lambda_3} - \dfrac{p}{\lambda_3} = 0 \end{cases} \tag{16}$$

公共拉格朗日乘子 p 为

$$p = \mu\lambda_3^2 = \frac{\mu}{\lambda^2} \tag{17}$$

因为 $1 \leqslant \lambda \leqslant 1.5$,$\sigma_2 \ll \sigma_1$,所以 σ_1 是唯一正应力,表示为 σ。如图 6 所示,σ_β 和 σ_τ 分别为底层和顶层材料拉伸产生的应力;驱动器的弯曲涉及 5 个弯矩,M_a 为内部压缩空气产生的压力绕 o 点产生的弯矩,M_t 为顶层材料拉伸产生的力矩,M_b 为底层材料拉伸产生的力矩,M_c 为侧壁材料拉伸产生的力矩,M_f 为驱动器尖端与外界接触相互作用产生的弯矩。当 M_a 绕 o 点顺时针,则 M_t、M_b、M_f、M_c 绕 o 点逆时针,满足力矩平衡条件:

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

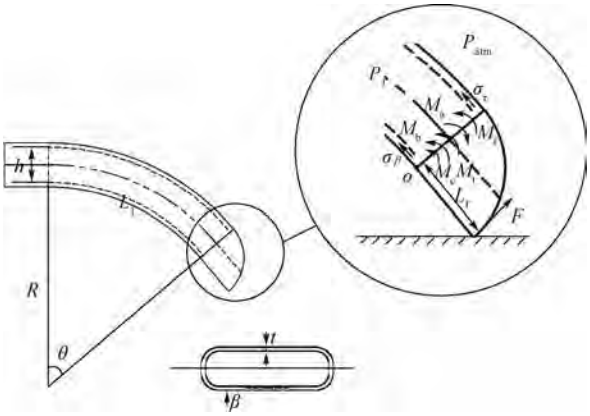


图 6　单向弯曲驱动器弯曲力矩分析

Fig. 6　Analysis of unidirectional bending actuator bending torque

$$M_a - M_t - M_b - M_f - 2M_c = 0 \tag{18}$$

式中：

$$\begin{cases} M_a = \int_0^h (P_1 - P_{atm}) B(\beta + t)\,\mathrm{d}\beta \\ M_t = \int_{t+h}^{2t+h} B\beta\sigma_\beta L_1\,\mathrm{d}\beta \\ M_b = \int_0^t B\beta\sigma_\beta L_1\,\mathrm{d}\beta \\ M_f = L_f F \\ M_c = \int_0^{2t+h} t\beta\sigma_\beta L_1\,\mathrm{d}\beta \end{cases} \tag{19}$$

其中：$M_\theta = M_t + M_b + 2M_c$；$P_1$ 为空腔内压强；P_{atm} 为外界大气压强；β 为引入厚度变量；L_f 为驱动器端部长度（不考虑力的作用使驱动器尖端变形）；F 为末端接触力；M_θ 为关于驱动器弯曲变形圆心角 θ 和线圈匝数 N 的函数。

由式（18）、式（19）得

$$L_f F = M_a - M_\theta \tag{20}$$

联立式（10）、式（20）得末端接触力与驱动压强、线圈匝数间的关系为

$$F = F(P, N) \tag{21}$$

3　软体夹持器仿真与实验验证

3.1　单向弯曲驱动器变形的仿真与实验验证

为验证单向弯曲驱动器变形理论模型的正确性，利用 ABAQUS 有限元分析软件，建立了仿真分析模型（包含 17 862 个单元，单元类型为 Tet）。并对其进行了运动特性的仿真研究，记录不同驱动压强下驱动器弯曲变形圆心角的数值。图 7 所示为 P = 0.04 MPa 时驱动器弯曲状态仿真示意图。

对软体夹持器进行实验验证，首先制备实验试件，单向弯曲驱动器和接触气囊均采用模具浇铸法制得，其具体制备过程如图 8 所示。实验试件制备完成后，搭建实验平台，如图 9 所示。将实验试件安装在固定板上，由小型隔膜泵（DC12V）直接供气，电源（DC12V3A）连接直流电机调速板（DC5-18 V）控制气泵的输出压强，从 Y100 气压表（气压表最大可读气压为 0.1 MPa）可读出输出压强。

基于上述实验平台，将驱动器充气端固定，对运动端进行数据采集，并由坐标纸得到相关实验数据。不同驱动压强作用下驱动器的弯曲状态如图 10 所示。

记录不同驱动压强下驱动器弯曲变形圆心角的理论计算值 θ_J、有限元仿真值 θ_F 及实验值 θ_S，

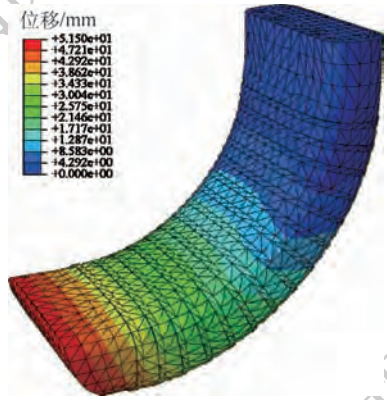


图 7　单向弯曲驱动器弯曲仿真示意图

Fig. 7　Schematic diagram of unidirectional bending actuator bending simulation

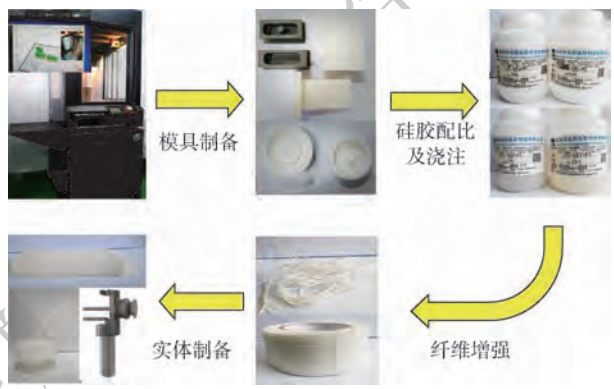


图 8　软体夹持器制备流程示意图

Fig. 8　Flowchart of manufacturing for a soft gripper

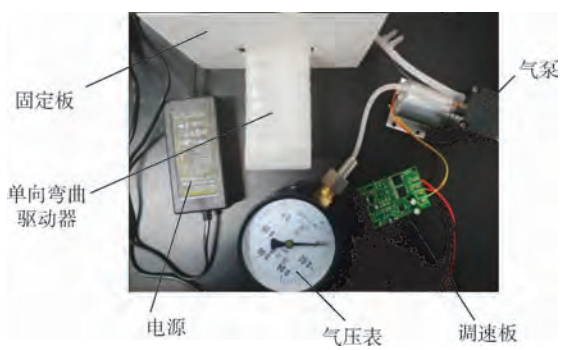


图 9　实验平台

Fig. 9　Experiment platform

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

如表 3 所示,并绘制其弯曲效果对比图,见图 11。

单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角理论计算值

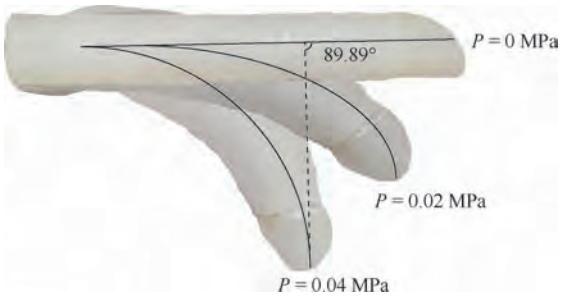


图 10 单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角示意图

Fig. 10 Schematic diagram of bending deformation central angle of unidirectional bending actuator

表 3 单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角对比

Table 3 Comparison of bending deformation central angle of unidirectional bending actuator

P/MPa	θ_J/(°)	θ_F/(°)	θ_S/(°)
0.029	60.123 3	67.115 8	61.5
0.030	66.747 3	69.290 0	65.0
0.031	73.452 1	71.418 8	68.0
0.032	80.234 4	73.547 9	71.5

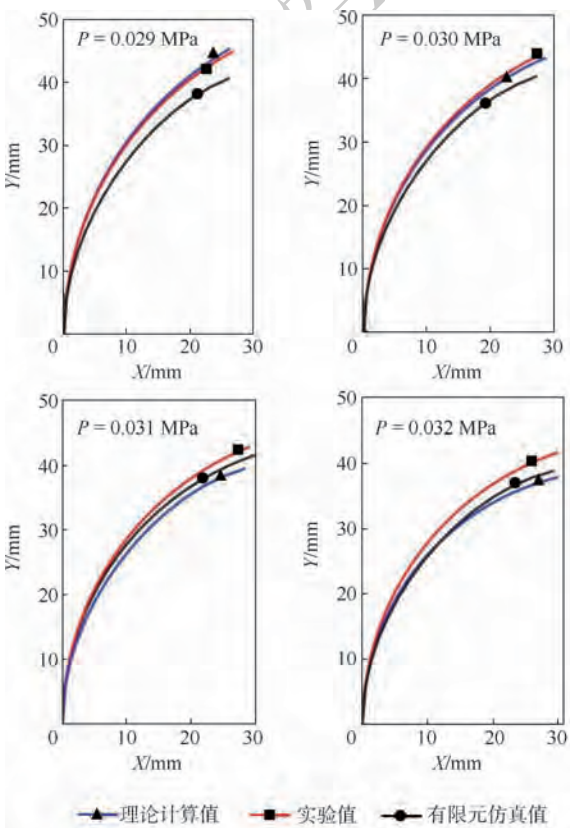


图 11 单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角的理论计算值、有限元仿真值和实验值

Fig. 11 Theoretical calculation values, finite element simulation values and experimental values of bending deformation central angle of unidirectional bending actuator

与有限元仿真值的相对误差为 6.64%,理论计算值与实验值的相对误差为 5.81%,验证了软体夹持器变形理论模型的正确性。

3.2 单向弯曲驱动器末端接触力的仿真与实验验证

为验证弯曲驱动器末端接触力理论模型的正确性,根据力反馈原理对驱动器进行有限元仿真,记录反馈力的数据,同时进行了驱动器末端接触力的实验研究,将驱动器充气端固定,通过置于驱动器末端的 YD-3103 压电石英力传感器(灵敏度:4.06 pC/N)采集数据,如图 12 所示。

将不同驱动压强作用下驱动器末端接触力的理论计算值 F_J、有限元仿真值 F_F 及实验值 F_S 进行对比,数据如表 4 所示,并绘制出对比图,如图 13所示。

单向弯曲驱动器末端接触力理论计算值与有限元仿真值的相对误差为 10.68%,理论计算值与实验值的相对误差为 6.4%,验证了软体夹持器末端接触力理论模型的正确性。

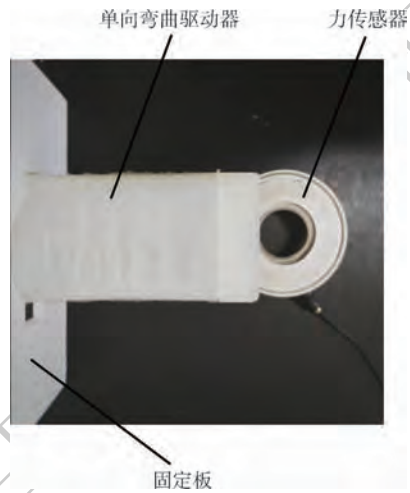


图 12 单向弯曲驱动器末端接触力实验

Fig. 12 Experiment on end contact force of unidirectional bending actuator

表 4 单向弯曲驱动器末端接触力对比

Table 4 Comparison of end contact force of unidirectional bending actuator

P/MPa	F_J/N	F_F/N	F_S/N
0.01	0.124 896	0.142 313	0.13
0.02	0.449 792	0.513 339	0.49
0.03	0.899 584	0.966 668	0.88
0.04	1.324 480	1.479 03	1.38
0.05	1.874 688	1.991 392	2.14

3.3 接触气囊末端接触力的仿真与实验验证

由于接触气囊需要实现较大的接触力且变形较小故选择大硬度硅胶 shore A50 作为气囊本体

北航学报 赠阅

材料，并采用 Mooney-Rivlin 模型应变能密度函数方法建立接触气囊材料的本构模型[30]，基于 Mooney-Rivlin 模型的典型二参数形式能量方程为

$$Z = C_{30}(I_1 - 3) + C_{03}(I_2 - 3) \tag{22}$$

式中：Z 为接触气囊的应变能密度函数；$I_1 = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2$，$I_2 = \lambda_1^2\lambda_2^2 + \lambda_2^2\lambda_3^2 + \lambda_1^2\lambda_3^2$ 均为张量不变量；C_{30}、C_{03} 为硅橡胶材料的 Mooney-Rivlin 模型材料常系数。根据文献[30]，得到主应力 V_1、主拉伸比 λ_1、张量不变量 $I_{1,2}$ 之间的关系：

$$V_1 = \frac{2}{\lambda_1}\left(\lambda_1^2 - \frac{1}{\lambda_1^2\lambda_2^2}\right)\left(\frac{\partial Z}{\partial I_1} + \lambda_2^2\frac{\partial Z}{\partial I_2}\right) \tag{23}$$

将 $V_1/[2(\lambda_1 - 1/\lambda_1^2)]$ 作为 Y 轴，$1/\lambda_1$ 作为 X 轴，可以拟合成一次函数并计算出材料常数：$C_{30} = 0.7516$，$C_{03} = -0.5762$。

利用材料常数，基于 ABAQUS 有限元分析软件，建立了仿真分析模型，图 14 所示为 $P = 0.01$ MPa时接触气囊膨胀仿真示意图。

为验证接触气囊末端接触力有限元仿真的正确性，进行了相关的实验研究，将接触气囊充气端固定，通过置于驱动器末端的压力传感器采集数据。接触气囊末端接触力实验值与有限元仿真值如图 15所示，得到有限元仿真值与实验值相对误差为 6.1%。

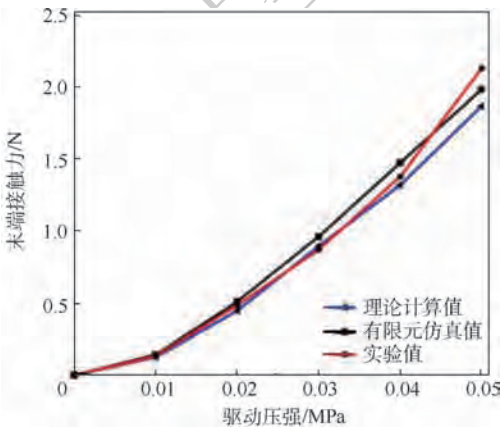


图 13　单向弯曲驱动器末端接触力的理论计算值、有限元仿真值和实验值

Fig. 13　Theoretical calculation values, finite element simulation values and experimental values of end contact force of unidirectional bending actuator

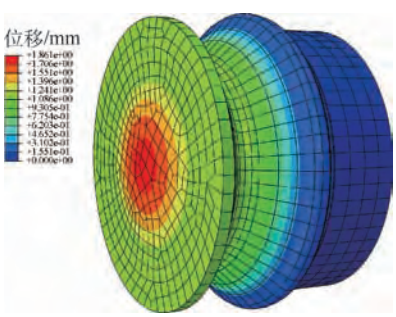


图 14　接触气囊仿真示意图

Fig. 14　Schematic diagram of contact airbag simulation

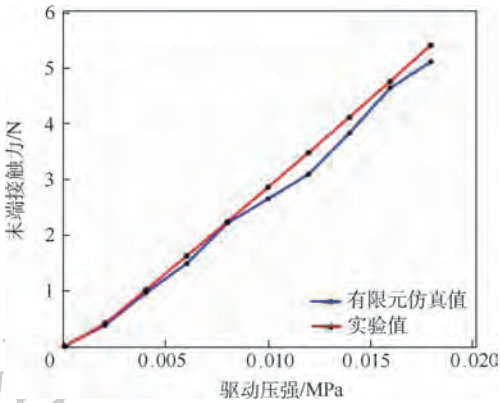


图 15　接触气囊末端接触力实验值与有限元仿真值对比

Fig. 15　Comparison of end contact force of contact airbag between experiment and finite element simulation

3.4　纤维增强结构对弯曲驱动器变形和末端接触力的影响

为确定驱动器纤维增强结构的最优线圈数，记录了在相同条件下，不同线圈匝数驱动器弯曲变形圆心角的仿真与实验结果（见表 5），并绘制出对比图（见图16）。不难发现，随着线圈匝数

表 5　线圈匝数对单向弯曲驱动器弯曲程度的影响

Table 5　Influence of coil number on bending degree of unidirectional bending actuator

N	P/MPa	$\theta_{F/}$(°)	θ_S/(°)	相对误差/%
5	0.02	20.08	19.14	4.91
10	0.02	39.69	37.23	6.61
15	0.02	48.92	47.25	3.53
16	0.02	49.85	47.38	5.21
17	0.02	50.61	47.50	6.55
18	0.02	51.34	47.61	7.83
19	0.02	51.93	47.69	8.89
20	0.02	52.14	47.73	9.24

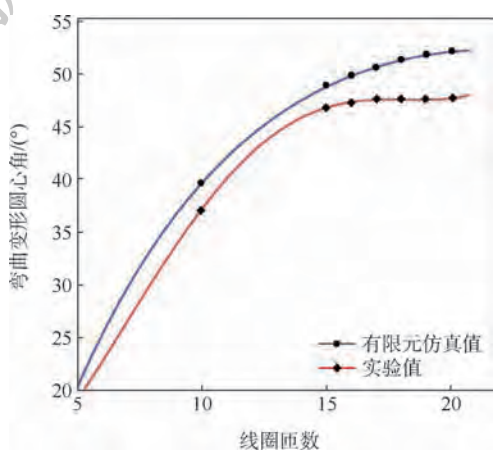


图 16　线圈匝数对单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角的影响

Fig. 16　Influence of coil number on bending deformation central angle of unidirectional bending actuator

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

的增加,驱动器弯曲变形圆心角逐渐增大,当线圈匝数超过 15 时,圆心角增长的幅度明显减小,相对误差逐渐增大。

其原因在于随着线圈匝数的增加,超过驱动器限定匝数,处于多匝数低螺距的情况,纤维增强结构可简单的看作是对驱动器的径向约束,继续增加线圈数对圆心角的影响不明显[29],综合考虑,选择最优线圈数 15。

为探究纤维增强结构对驱动器变形程度的影响,基于上述模型,开展了相同条件下有无纤维增强结构驱动器弯曲变形圆心角的对比实验,结果如表 6 所示,θ_1 为有纤维增强结构的圆心角,θ_2 为无纤维增强结构的圆心角。由表中可知,具有纤维增强结构的驱动器比不具备此结构的驱动器弯曲圆心角增大了至少 3.48 倍,平均增大了 542%。驱动器弯曲变形圆心角随驱动压强的变化趋势如图 17 所示,实验结果表明,纤维增强结构具有增大驱动器圆心角的作用。

同理,探究纤维增强结构对驱动器末端接触力的影响,方法同上,不同驱动压强下末端接触力数据如表 7 所示,F_1 为有纤维增强结构的末端接触力,F_2 为无纤维增强结构的末端接触力。基于实验数据,纤维增强结构的驱动器比不具备此结构的驱动器末端接触力增大了至少 1.88 倍,平均增大了 214%。末端接触力随输入压强变化的趋势如图 18 所示,实验结果表明,纤维增强结构具有增大驱动器末端接触力的作用。

表 6 纤维增强结构对单向弯曲驱动器弯曲程度的影响

Table 6 Influence of fiber-reinforced structure on bending degree of unidirectional bending actuator

P/MPa	θ_1/(°)	θ_2/(°)	增大倍数
0.01	6.93	24.14	3.48
0.02	9.27	47.11	5.08
0.03	12.35	69.29	5.61
0.04	14.40	89.89	6.24
0.05	16.12	107.89	6.69

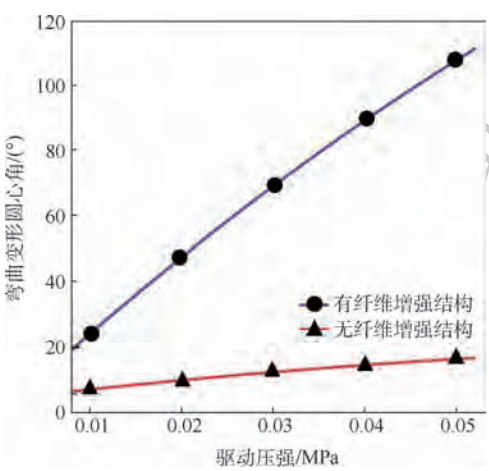


图 17 单向弯曲驱动器弯曲变形圆心角拟合曲线

Fig. 17 Fitting curve with bending deformation central angle of unidirectional bending actuator

表 7 纤维增强结构对单向弯曲驱动器末端接触力的影响

Table 7 Influence of fiber-reinforced structure on end contact force of unidirectional bending actuator

P/MPa	F_1/N	F_2/N	增大倍数
0.01	0.0623	0.1313	2.11
0.02	0.2133	0.4880	2.29
0.03	0.4667	0.8751	1.88
0.04	0.6790	1.3828	2.04
0.05	0.8914	2.1384	2.40

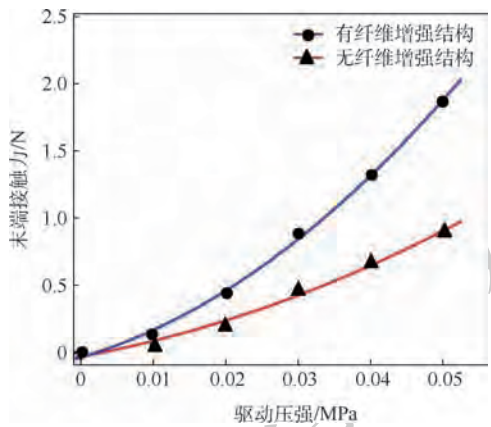


图 18 单向弯曲驱动器末端接触力拟合曲线

Fig. 18 Fitting curve with end contact force of unidirectional bending actuator

4 结 论

1)本文设计了一款纤维增强型软体夹持器,基于 Yeoh 模型、Neo-Hookean 模型分别建立了单向弯曲驱动器的变形理论模型和末端接触力理论模型,并进行了有限元仿真和实验验证,结果证明了理论模型的正确性。

2)本文开展了纤维增强结构对软体夹持器变形和末端接触力影响的研究,结果表明:具有纤维增强结构的软体夹持器,其圆心角平均增大了 542%,末端接触力平均增大了 214%。

为进一步研究纤维增强型软体夹持器的整体抓取性能,其整体抓取实验在后续工作中进行。

参考文献(References)

[1] 李铁风,李国瑞,梁艺鸣,等. 软体机器人结构机理与驱动材料研究综述[J]. 力学学报,2016,242(4):756-766.
LI T F,LI G R,LIANG Y M,et al. Study on structural mechanism and driving material of soft robot[J]. Chinese Journal of

北航学报 赠阅

Theoretical Applied Mechanics, 2016, 242(4): 756-766 (in Chinese).

[2] MAO S X, DONG E, JIN H. Gait study and pattern generation of a starfish-like soft robot with flexible rays actuated by SMAS [J]. Journal of Bionic Engineering, 2014, 11(3): 400-411.

[3] TOLLEY M, SHEPHERD R, MOSADEGH B, et al. A resilient untethered soft robot[J]. Soft Robotics, 2014, 1(3): 213-223.

[4] 孙沂琳，张秋菊，陈宵燕. 软体驱动器研究综述[J]. 机械设计，2019，36(2)：5-18.
SUN Y L, ZHANG Q J, CHEN X Y. Overview of soft-bodied actuators [J]. Journal of Mechanical Design, 2019, 36(2): 5-18 (in Chinese).

[5] 姚建涛，陈新博，陈俊涛，等. 轮足式仿生软体机器人设计与运动分析[J]. 机械工程学报，2019，55(5)：27-35.
YAO J T, CHEN X B, CHEN J T, et al. Design and motion analysis of a wheel-foot bionic software robot[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(5): 27-35 (in Chinese).

[6] 樊继壮，于庆国，袁博文，等. 软体仿蛙游动机器人关节式气动致动器研制[J]. 机器人，2018，40(5)：578-586.
FAN J Z, YU Q G, YUAN B W, et al. Development of a joint-like pneumatic actuator applied to soft frog-inspired swimming robot[J]. Robot, 2018, 40(5): 578-586 (in Chinese).

[7] 胡兵兵，金国庆. 一种仿虎甲幼虫的多驱动器软体机器人的设计与制造[J]. 机器人，2018，40(5)：626-633.
HU B B, JIN G Q. Design and fabrication of a multi-actuator soft robot inspired by young tiger beetle [J]. Robot, 2018, 40(5): 626-633 (in Chinese).

[8] 董红兵. 一种充气式软体全向弯曲模块关键技术研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2016.
DONG H B. Research on key technologies of a pneumatic soft omnidirectional bending module[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016 (in Chinese).

[9] YAP H, KAMALDIN N, LIM J, et al. A magnetic resonance compatible soft wearable robotic glove for hand rehabilitation and brain imaging[J]. IEEE Transactions on Neural Systems & Rehabilitation Engineering, 2017, 6(25): 782-793.

[10] NORITSUGU T, KUBOTA M, YOSHIMATSU S. Development of pneumatic rotary soft actuator made of silicon rubber[J]. Journal of Robotics and Mechatronics, 2001, 13(1): 17-22.

[11] 徐森鑫. 气压驱动软体夹持装置研究[D]. 南京：南京理工大学，2015.
XU M X. Research on pneumatic driving software clamping device[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2015 (in Chinese).

[12] 费燕琼，庞武，于文博. 气压驱动软体机器人运动研究[J]. 机械工程学报，2017，53(13)：14-18.
FEI Y Q, PANG W, YU W B. Study on motion of air-driven soft robot[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(13): 14-18 (in Chinese).

[13] CONNOLLY F, WALSH C J, BERTOLDI K. Automatic design of fiber-reinforced soft actuators for trajectory matching [J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2017, 114(1): 51-56.

[14] 张忠强，邹娇，丁建宁，等. 软体机器人驱动研究现状[J]. 机器人，2018，40(5)：648-659.
ZHANG Z Q, ZOU J, DING J N, et al. Research status of the soft robot driving[J]. Robot, 2018, 40(5): 648-659 (in Chinese).

[15] PEDRO P, ANANDA C, RAFAEL P B, et al. Closed structure soft robotic gripper[C]// IEEE International Conference on Soft Robotics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2018: 66-70.

[16] LASCHI C, CIANCHETTI M, MAZZOLAI B, et al. Soft robot arm inspired by the octopus[J]. Advanced Robotics, 2012, 26(7): 709-727.

[17] 郭钟华，李小宁，林浩鹏. 基于主动包络和负压塑形的软体适形夹持器[J]. 机械工程学报，2019，55(12)：215-221.
GUO Z H, LI X N, LIN H P. Soft conformal gripper based on active envelope and negative pressure shaping[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(12): 215-221 (in Chinese).

[18] 魏树军，王天宇，谷国迎. 基于纤维增强型驱动器的气动软体抓手设计[J]. 机械工程学报，2017，53(13)：29-38.
WEI S J, WANG T Y, GU G Y. Design of pneumatic soft grips based on fiber reinforced drivers [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(13): 29-38 (in Chinese).

[19] GALLOWAY K C, KAITLYN P B, PHILLIPS B, et al. Soft robotic grippers for biological sampling on deep reefs[J]. Soft Robotics, 2016, 3(1): 2169-5172.

[20] HAO Y F, GONG Z, XIE Z, et al. Universal soft pneumatic robotic gripper with variable effective length[C]// Proceedings of the 35th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 6109-6114.

[21] 王宁扬，孙昊，姜皓，等. 一种基于蜂巢气动网络的软体夹持器抓取策略研究[J]. 机器人，2016，38(3)：371-384.
WANG N Y, SUN H, JIANG H, et al. On grasp strategy of honeycomb pneuNets soft gripper[J]. Robot, 2016, 38(3): 371-384 (in Chinese).

[22] YU D, MARTIN S, XU W L. A soft ring-shaped actuator for radial contracting deformation: Design and modeling[J]. Soft Robotics, 2019, 6(4): 444-454.

[23] LI H, YAO J T, ZHOU P C, et al. High-load soft grippers based on bionic winding effects[J]. Soft Robotics, 2018, 6(2): 276-288.

[24] WU P C, LIN N, LEI T, et al. A new grasping mode based on a sucked-type underactuated hand[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2018, 31(6): 25-33.

[25] MANTI M, HASSAN T, PASSETTI G, et al. A bioinspired soft robotic gripper for adaptable and effective grasping[J]. Soft Robotics, 2015, 2(3): 107-116.

[26] BROWN E, RODENBER N, AMEND J, et al. Universal robotic gripper based on the jamming of granular material[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2010, 107(44): 18809-18814.

[27] ELSAYED A, VINCENSI A, LEKAKOU C, et al. Finite element analysis mad design optimization of a pneumatically actuating silicone module for robotic surgery applications[J]. Soft Robotics, 2014, 1(4): 255-262.

[28] 董虎，林苗，顾苏程，等. 多向气动驱动器软体仿生舌弯曲状态的研究[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(9)：1882-1893.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

DONG H, LIN M, GU S C, et al. The research on the motion characteristics of soft bionic tongue based on multi-directional pneumatic actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1882-1893 (in Chinese).

[29] WANG Z, POLYGERINOS P, JOHANNES T B, et al. Interaction forces of soft fiber reinforced bending actuators[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(2): 717-727.

[30] 黄建龙,解广娟,刘正伟. 基于 Mooney-Rivlin 模型和 Yeoh 模型的超弹性橡胶材料有限元分析[J]. 橡胶工业, 2008, 55(8): 467-471.
HUANG J L, XIE G J, LIU Z W. The finite element analysis of super-elastic rubber material based on Mooney-Rivlin model and Yeoh model[J]. China Rubber Industry, 2008, 55(8): 467-471 (in Chinese).

作者简介:

顾苏程 男,硕士研究生。主要研究方向:软体机器人。

王保兴 男,硕士研究生。主要研究方向:柔性机构学。

刘俊辰 男,硕士研究生。主要研究方向:混联机构动力学。

李巍 男,博士。主要研究方向:软体机器人。

曹毅 男,博士,教授。主要研究方向:软体机器人、并联机器人、混联机器人、柔性机器人。

Deformation and end contact force of fiber-reinforced soft gripper

GU Sucheng[1,2], WANG Baoxing[1,2], LIU Juncheng[1,2], LI Wei[3], CAO Yi[1,2,*]

(1. School of Mechanical Engineering, Jiangnan University, Wuxi 214122, China;
2. Jiangsu Key Laboratory of Advanced Food Manufacturing Equipment and Technology, Wuxi 214122, China;
3. Suzhou Vocational Institute of Industrial Technology, Suzhou 215104, China)

Abstract: In order to solve the problem of lacking the research on the deformation and end contact force of soft robotics, a soft gripper is taken as the research object, and the research on the deformation and end contact force of fiber-reinforced soft gripper is carried out. Firstly, a soft pneumatic gripper is designed, which is composed of a unidirectional bending drive with a fiber-reinforced structure, an axially elongated contact airbag and a unitary connecting device. Secondly, a nonlinear mathematical model of curved center angle of a soft drive actuated by specific pressure is established, which is based on the Yeoh model. Based on the Neo-Hookean model, the theoretical model of the end contact force of the bending actuator is established. Then, a finite element simulation and experimental validation of the soft gripper are carried out to verify the correctness of the theoretical model. Finally, the study on the effect of fiber-reinforced structure on the deformation and end contact force of gripper is carried out. Experimental results show that fiber-reinforced structure can improve the deformation and end contact force of the soft gripper greatly. This research provides a theoretical basis for the research on the deformation and end contact force of other fiber-reinforced soft grippers.

Keywords: fiber-reinforced; soft gripper; Yeoh model; Neo-Hookean model; deformation; end contact force

Received: 2019-05-22; **Accepted**: 2019-07-19; **Published online**: 2019-08-07 16:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190807.1508.003.html

Foundation items: The Six Talent Peaks Project in Jiangsu Province (ZBZZ-012); "111" Project (B18027); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (SJCX18-0630, KYCX18-1846)

* **Corresponding author**. E-mail: caoyi@jiangnan.edu.cn

北京航空航天大学学报

《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,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

《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　宋天乐　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 46 卷 第2期　　2020 年2月

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　jbuaa@buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.2 February 2020

Administrated by Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922 82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

ISSN 1001-5965

