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

2015-11
Vol.41 No.11

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 41 卷　第 11 期　（总第 273 期）　2015 年 11 月

北航学报
赠 阅

目　　次

基于轨迹线性化控制的再入轨迹跟踪制导 …… 沈作军，朱国栋（1975）
基于压电网络的四边固支板多阶共振抑制 …… 李琳，李俊，易凯军（1983）
基于滚动时域的无人机空战决策专家系统 …… 傅莉，谢福怀，孟光磊，王东政（1994）
结构偏差对二维连续地月载荷转移系统动力学影响 …… 齐乃明，阳勇，黄盘兴，孙康，韩冰（2000）
气路闭环横向互联空气悬架车身高度调节 …… 江洪，杨勇福，余鹏飞，徐兴，李美（2010）
基于单视点调节相机模型的水下图像三维重构 …… 魏迎梅，康来（2017）
含非对称摩擦平面运动刚体动力学 LCP 方法 …… 王晓军，王琪（2023）
Zr 含量对 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料及钎焊接头性能的影响 …… 郭伟，齐丹，杨建军，李飞，华永平，虞文军（2029）
飞机燃油测量传感器优化布局技术 …… 袁梅，何一强，董韶鹏，牛奔（2036）
航天员受银河宇宙线辐射的剂量计算 … 张斌全，余庆龙，梁金宝，孙越强，杨垂柏，张珅毅（2044）
模拟月壤钻进取样量影响因素分析及试验研究 … 全齐全，史晓萌，唐德威，姜生元，邓宗全（2052）
反演航天器在轨瞬态外热流的导热反问题 …… 宋馨，张有为，刘自军（2061）
基于 Harmony 系统工程的 IMA 应用开发 …… 徐文，熊智勇，张国全（2067）
攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇滚运动 …… 徐思文，邓学蓥，王延奎（2078）
基于 LADRC 的直升机姿态解耦控制及参数整定 …… 吴超，王浩文，姜辰，张玉文，倪先平（2085）
基于碰撞航线的动能拦截器滑模制导律设计 …… 杨旭，张皎，刘源翔（2095）
多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计与对比分析 …… 吕侦军，王江峰（2103）
模拟月壤真空试验装置设计及实现方法 …… 张涛，安迎和，丁希仑（2110）
角度测量下双机协同 standoff 目标跟踪 …… 朱黔，周锐，董卓宁，李浩（2116）
基于可拓案例推理的故障诊断方法 …… 文天柱，许爱强，孙伟超（2124）
基于模糊神经网络的 MIMO 系统自适应解耦控制 …… 白辰，樊垚，任章，杨鹏（2131）
地基激光清除空间碎片的策略 …… 王成林，张艳，王鲲鹏（2137）
单-厚盘转子过两阶临界转速的瞬态振动分析 …… 刘政，王建军（2144）
层状 MoS_2/Graphene 薄膜的制备及其电催化制氢性能 …… 杨阳，许頔，吴卿永，项民，刁鹏（2158）
基于动态贝叶斯网络的可修 GO 法模型算法 …… 樊冬明，任羿，刘林林，刘叔正，樊剑，王自力（2166）
小攻角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响 …… 靖振荣，孙朋朋，黄章峰（2177）
胸鳍摆动推进机器鱼滚转机动控制 …… 宫昭，蔡月日，毕树生，马宏伟（2184）

期刊基本参数：CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 216 * zh * P * ￥20.00 * 900 * 27 * 2015-11

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　赵海容　李　晶　张欣蔚）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

北航学报 赠阅

Vol. 41 No. 11 (Sum 273) November 2015

CONTENTS

Trajectory linearization control based tracking guidance design for entry flight
…… SHEN Zuojun, ZHU Guodong (1975)
Multi-mode vibration suppression of clamped plates based on piezoelectric networks
…… LI Lin, LI Jun, YI Kaijun (1983)
An UAV air-combat decision expert system based on receding horizon control
…… FU Li, XIE Fuhuai, MENG Guanglei, WANG Dongzheng (1994)
Two dimensional dynamics of continuous cislunar payload transfer system considering structural deviation effect
…… QI Naiming, YANG Yong, HUANG Panxing, SUN Kang, HAN Bing (2000)
Vehicle height adjustment of closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system
…… JIANG Hong, YANG Yongfu, YU Pengfei, XU Xing, LI Mei (2010)
Image-based underwater 3D reconstruction with single viewpoint adjustment camera model
…… WEI Yingmei, KANG Lai (2017)
An LCP method for dynamics of planar-motion rigid-body with non-symmetric friction
…… WANG Xiaojun, WANG Qi (2023)
Effect of Zr content on properties of Ti-Zr-Cu-Ni filler metal and its brazed joint
…… GUO Wei, QI Dan, YANG Jianjun, LI Fei, HUA Yongping, YU Wenjun (2029)
Aircraft fuel measurement sensor optimal layout technology
…… YUAN Mei, HE Yiqiang, DONG Shaopeng, NIU Ben (2036)
Calculation of the astronauts' radiation dose from galactic cosmic ray
…… ZHANG Binquan, YU Qinglong, LIANG Jinbao, SUN Yueqiang, YANG Chuibai, ZHANG Shenyi (2044)
Analysis and test research on influencing factors of drilling and coring quantity of lunar soil simulant
…… QUAN Qiquan, SHI Xiaomeng, TANG Dewei, JIANG Shengyuan, DENG Zongquan (2052)
Inverse heat conduction problem for transient external heat flux inversion of spacecraft on orbit
…… SONG Xin, ZHANG Youwei, LIU Zijun (2061)
IMA application development based on Harmony system engineering
…… XU Wen, XIONG Zhiyong, ZHANG Guoquan (2067)
Wing rock motion induced by forebody asymmetric vortices in pitch-up
…… XU Siwen, DENG Xueying, WANG Yankui (2078)
LADRC-based attitude decoupling control for helicopter and parameters tuning
…… WU Chao, WANG Haowen, JIANG Chen, ZHANG Yuwen, NI Xianping (2085)
Sliding mode guidance law for KKV based on collision course
…… YANG Xu, ZHANG Jiao, LIU Yuanxiang (2095)
Design and comparative analysis of multistage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider
…… LYU Zhenjun, WANG Jiangfeng (2103)
Device design and implementation method of lunar soil simulant vacuum test
…… ZHANG Tao, AN Yinghe, DING Xilun (2110)
Coordinated standoff target tracking using two UAVs with only bearing measurement
…… ZHU Qian, ZHOU Rui, DONG Zhuoning, LI Hao (2116)
Fault diagnosis method based on extension case-based reasoning
…… WEN Tianzhu, XU Aiqiang, SUN Weichao (2124)
Adaptive decoupling control of a MIMO system based on fuzzy neural networks
…… BAI Chen, FAN Yao, REN Zhang, YANG Peng (2131)
Strategy of removing space debris using ground-based lasers
…… WANG Chenglin, ZHANG Yan, WANG Kunpeng (2137)
Analysis of transient vibration of single-thick-disk rotor crossing two orders of critical speeds
…… LIU Zheng, WANG Jianjun (2144)
Preparation of layered MoS_2/Graphene films and their electrocatalytic performance of hydrogen generation
…… YANG Yang, XU Di, WU Qingyong, XIANG Min, DIAO Peng (2158)
Algorithm based-on dynamic Bayesian networks for repairable GO methodology model
…… FAN Dongming, REN Yi, LIU Linlin, LIU Shuzheng, FAN Jian, WANG Zili (2166)
Effect of attack angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer
…… JING Zhenrong, SUN Pengpeng, HUANG Zhangfeng (2177)
Roll maneuver control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins
…… GONG Zhao, CAI Yueri, BI Shusheng, MA Hongwei (2184)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0424

基于轨迹线性化控制的再入轨迹跟踪制导

沈作军*，朱国栋

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191）

摘 要：针对高超声速飞行器再入制导问题，提出了一种基于轨迹线性化控制(TLC)方法的轨迹跟踪制导律.利用再入飞行器动力学固有时间尺度分离的特点，通过外环路和内环路的设计分别对高度和速度进行控制.轨迹倾角被用作外环路的虚拟控制量来控制高度；倾侧角和迎角用于在内环路跟踪轨迹倾角指令和速度.在反馈回路通过设计线性时变控制器对误差动态进行镇定.反馈增益可在线计算并能符号化地表示为参考轨迹的函数，从而避免了增益插值调度和可能需要的模式切换.大量仿真结果表明：TLC 可以实现轨迹的精确跟踪且控制参数对不同参考轨迹的依赖性很小；TLC 与基于轨迹在线生成的制导方法的结合可以显著提高再入制导的自主性和适应性.

关 键 词：轨迹线性化控制(TLC)；再入飞行；轨迹跟踪制导；时间尺度分离；非线性控制

中图分类号：V448.235

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-1975-08

再入制导是指通过在线产生指令引导具有一定升力能力的再入飞行器从当前状态安全到达指定终端状态的过程[1].再入制导的核心是通过有效控制耗散能量，并满足过程物理约束和终端状态约束.飞行器一般为无动力再入，必须一次成功；同时要求制导律能够适应初始再入状态、气动、风场等方面的不确定性及可能的任务改变、终止或控制能力减弱的情形.

再入制导中的一类重要算法是轨迹跟踪制导，包括参考轨迹设计和轨迹跟踪两部分.制导律通过比较当前状态和参考轨迹之间的偏差产生迎角和倾侧角指令.轨迹跟踪制导以航天飞机的再入制导律为典型代表[2].航天飞机制导律设计包括参考阻力加速度剖面设计和在线的参考剖面跟踪.规划阻力参考剖面时主要考虑到纵程要求和满足过程约束.但实际上在规划时往往耗时耗力，参数需要反复试凑，在实际飞行和地面任务设计相差较大时，飞行器甚至可能无法安全返回.

为了提高再入制导的自主性和适应性，近年来专家学者们提出了多种再入参考轨迹的在线生成方法.文献[3]利用“拟平衡滑翔条件”将过程约束转换为对速度滚转角的约束，将非线性轨迹规划问题转化为顺序进行两次单参数搜索问题，能够快速生成满足所有约束条件的三自由度轨迹.文献[4]研究了最优阻力加速度剖面的在线生成方法，避免了地面的离线规划.文献[5]提出了在阻力加速度剖面规划参考轨迹，同时考虑到纵程和横程要求的轨迹快速生成算法.一旦在线参考轨迹生成，需要研究如何实现对参考轨迹的

收稿日期：2014-07-17；**录用日期**：2014-10-17；**网络出版时间**：2015-02-13 16:23
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150213.1623.001.html
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-HKXY-011)
* **通讯作者**：沈作军(1968—)，男，湖北荆州人，教授，shenzuojun@buaa.edu.cn，主要研究方向为制导技术与飞行控制、轨迹优化.

引用格式：*沈作军，朱国栋. 基于轨迹线性化控制的再入轨迹跟踪制导[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：1975-1982.*
Shen Z J，Zhu G D. Trajectory linearization control based tracking guidance design for entry flight [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：1975-1982 (in Chinese).

北航学报 赠阅

精确跟踪.应用于航天飞机阻力剖面跟踪的反馈线性化方法是轨迹跟踪的基准控制算法.文献[6]给出了一种近似反馈线性化方法,对三维轨迹的跟踪转换为对横程和纵程的跟踪,但仅对无拉偏的理想情况做了分析;反馈线性化方法在模型存在较大不确定性时(如验证飞行时),非线性项无法进行精确对消,控制性能将变差甚至可能失稳.线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator,LQR)控制由于反馈增益可以采用误差状态的线性反馈控制律构成最优闭环,设计时能够考虑允许的状态偏差和控制量偏差等多个指标,在参数不确定的情况下闭环系统也具有一定鲁棒性,在多人多出系统的控制方面获得了较多应用.文献[7]指出,基于 LQR 方法计算得到的反馈增益对于同一飞行器能够适用于不同再入参考轨迹的跟踪,且对初始条件的拉偏具有较好的鲁棒性;离线生成的最优增益具有在线应用于轨迹跟踪的潜力.但文献同时指出,LQR 控制效果和精度依赖于参考轨迹特性,特别当轨迹倾角较陡时,跟踪精度将明显降低.文献[8]提出了一种封闭形式的近似滚动时域控制(Receding Horizon Control,RHC)方法,避免了在线积分和显式的增益调度;相比 LQR 方法,滚动时域控制对权重矩阵参数的选取较不敏感;方法能够实现三维轨迹的精确跟踪并能理论上保证闭环稳定性,但预测步长较多时计算量稍大.

轨迹线性化控制(Trajectory Linearization Control,TLC)方法是一种基于微分代数谱理论的非线性控制方法,在 NASA 先进制导控制项目中被成功应用于 X-33 的上升段姿控系统设计[9].本文将 TLC 方法在升力体飞行器设计中的应用从姿态回路扩展到制导回路,并结合利用"拟平衡滑翔条件"的在线轨迹生成算法[3],提出了一种基于 TLC 理论的再入轨迹跟踪制导律.TLC 方法利用再入飞行器固有时间尺度分离的特点,将控制变量进行有效降阶,在高度环路和速度环路分别利用闭环谱配置对跟踪误差进行镇定,并能保证指数稳定性.新制导律通过与基于 LQR 和近似滚动时域控制的制导方法进行比较并经过三自由度蒙特卡罗拉偏仿真进行验证,证明了其有效性.

1 制导问题描述

1.1 再入动力学方程

滑翔再入飞行器相对旋转正地球的三自由度无量纲质点动力学方程[10]为

$$\begin{cases}\dot r = V\sin\gamma\\ \dot\theta = V\cos\gamma\sin\psi/r\cos\phi\\ \dot\phi = V\cos\gamma\cos\psi/r\\ \dot V = -D-(\sin\gamma/r^2)+\Omega^2 r\cos\phi(\sin\gamma\cos\phi-\cos\gamma\sin\phi\cos\psi)\\ \dot\gamma = (1/V)[L\cos\sigma+(V^2-1/r)(\cos\gamma/r)+2\Omega V\cos\phi\sin\psi+\Omega^2 r\cos\phi(\cos\gamma\cos\phi-\sin\gamma\cos\psi\sin\phi)]\\ \dot\psi = (1/V)[L\sin\sigma/\cos\gamma+(V^2/r)\cos\gamma\sin\psi\tan\phi-2\Omega V(\tan\gamma\cos\psi\cos\phi-\sin\phi)+(\Omega^2/\cos\gamma)\sin\psi\sin\phi\cos\phi]\end{cases}\tag{1}$$

式中:r 为地球半径 R_0($R_0=6\,378$ km)归一化后的地心到飞行器的距离;θ 和 ϕ 分别为经度和纬度;V 为第一宇宙速度 $V_c=\sqrt{g_0R_0}$ 归一化后的相对于地球的速度,$g_0=9.81\ \mathrm{m/s^2}$;L 和 D 分别为升力和阻力加速度对重力加速度的比值;Ω 为被 $\sqrt{g_0/R_0}$ 归一化后的地球旋转角速度;γ 为轨迹倾角;σ 为倾侧角;ψ 为速度航向角,从北顺时针旋转为正.所有状态变量求导都相对于无量纲时间 τ 进行,$\tau=t/\sqrt{R_0/g_0}$.

1.2 再入轨迹约束条件

再入轨迹需要满足的约束包括过程约束和终端约束.常见的过程约束包括热流 $\dot Q$、动压 q 和法向过载约束 n_z,

$$\begin{cases}\dot Q\leqslant\dot Q_{\max}\\ q\leqslant q_{\max}\\ |L\cos\alpha+D\sin\alpha|\leqslant n_{z\max}\end{cases}\tag{2}$$

式中:$\dot Q_{\max}$、$q_{\max}$ 和 $n_{z\max}$ 分别为 $\dot Q$、q 和 n_z 的最大值;α 为迎角.

距着陆场一段距离时飞行器将进入末端能量管理段(Terminal Area Energy Management,TAEM).再入段和 TAME 段在交接班时需满足一定的终端约束,包括高度约束 r_f、速度约束 v_f、航程约束 s_f 和倾侧角约束 σ_f,

$$\begin{cases}r_f=r_{\mathrm{TAEM}}\\ V_f=V_{\mathrm{TAEM}}\\ s_f=s_{\mathrm{TAEM}}\\ |\sigma_f|\leqslant\sigma_{\mathrm{TAEM}}\end{cases}\tag{3}$$

式中:r_{TAEM}、V_{TAEM} 和 s_{TAEM} 分别为 TEAM 时的 r、V 和 s,s 为航程;σ_{TAEM} 为交接班时允许的 σ 最大值.

1.3 飞行器模型

通用航空飞行器(Common Aero Vehicle-H,

CAV-H)[11]是一种亚轨道升力体式再入飞行器,最大升阻比约为 3.5. CAV-H 由于升阻较大,机动能力强,能够实现较高的落点精度,且能从多种武器平台发射,因而和 Hypersonic Technology Vehicle-2 (HTV-2)一样作为美国未来实现全球打击的战略武器. 本文以 CAV-H 模型为对象进行再入段设计.

1.4　参考轨迹分析

文献[3]将再入轨迹设计分为 3 段(如图 1 所示):初始下降段、拟平衡滑翔段和 Pre-TAEM 段. 初始下降段的主要作用是通过轨迹积分预测,引导飞行器进入再入走廊并保证与拟平衡滑翔段光滑衔接. 拟平衡滑翔段是再入飞行的主要阶段,这一阶段的特点是轨迹倾角较小(< -1°)且变化较慢. 对于低升阻比飞行器如 X-33 和 X-38,再入飞行末段即 Pre-TAEM 段,这一段升力不足以维持平缓的滑翔飞行,轨迹倾角变化较为剧烈. 对于高升阻比飞行器如航天飞机,文献[3]提出的"拟平衡滑翔条件"直到再入末端仍然可以较好满足,可以不再划分 Pre-TAEM 段. 基于文献[3]提出的算法生成的参考轨迹可以满足第 1.2 节给出的动力学方程组(式(1))和所有轨迹约束条件.

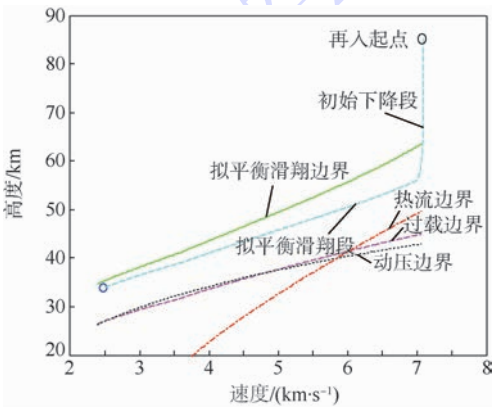


图 1　再入轨迹的构成

Fig. 1　Composition of entry trajectory

本文研究针对实现以 Pre-TAEM 状态为终端条件的拟平衡滑翔段纵向参考轨迹的精确跟踪. 在参考轨迹跟踪时,将倾侧角作为主要控制量;考虑到配平要求和热流限制,迎角剖面预先给定为某一随马赫数变化的函数,并对偏离给定迎角剖面的最大值给出限制.

2　轨迹跟踪制导律设计

2.1　TLC 理论

TLC(其概念如图 2 所示)结构由两部分组成:通过非线性模型伪逆求得给定标称输出 $\bar{\boldsymbol{\eta}}(t)$ 对应的标称控制量 $\bar{\boldsymbol{\mu}}(t)$,以粗略对消系统的非线性,并将一般的轨迹跟踪问题转化为在误差坐标系的状态调节问题,上方带"-"的变量为变量的标称值;将非线性时变误差动力学方程组线性化,通过李雅普诺夫坐标变换将一般的线性时变方程组转化为线性时变系统标准型,并通过配置 Parallel Differential Spectrum(PD 谱)对误差动态进行镇定. 反馈控制项 $\tilde{\boldsymbol{\mu}}(t)$ 由时变镇定控制器产生,并可写为状态误差量的线性反馈形式 $\tilde{\boldsymbol{\mu}}(t)=\boldsymbol{K}(t)\tilde{\boldsymbol{\xi}}(t)$. 上方带"~"的变量为变量的状态误差量. 非线性模型中的 $\boldsymbol{\xi}(t)$、$\boldsymbol{\mu}(t)$、$\boldsymbol{\eta}(t)$ 和 $\boldsymbol{\theta}(t)$ 分别为状态、输入、输出和时变参数向量. $\boldsymbol{f}(\cdot)$ 和 $\boldsymbol{g}(\cdot)$ 为非线性向量函数. 关于非线性伪逆和 PD 谱配置的理论见文献[12].

TLC 对跟踪误差信号可以保证指数稳定性,闭环系统对正则扰动及奇异摄动都有很好的适应性.

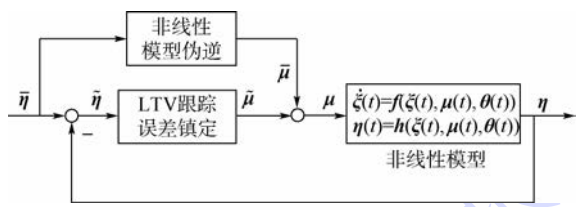


图 2　TLC 概念图

Fig. 2　Conceptual configuration of TLC

2.2　环路划分和独立变量的选取

飞行器动力学不同状态变量在时间尺度上存在明显差异这一事实在航空航天领域被广泛应用于轨迹优化、控制律设计和系统分析中[13-15]. 利用时间尺度分离的特性,控制设计展现出的优势是可以减小控制变量个数并避免积分时由于不同变量变化速率不同带来的刚性数值问题.

TLC 的控制策略是基于奇异摄动理论中的时间尺度分离思想,将全量、刚体的飞行器动力学模型分为 2 个回路,即制导回路(其 TLC 结构如图 3 所示,带角标 C 的变量为环路的控制输出)和姿态回路;4 个环路,对应高度(极慢动态)、速度(慢动态)、姿态角(较慢动态)和姿态角速率(快动态)环路,分别进行设计. 本文分析仅涉及包含

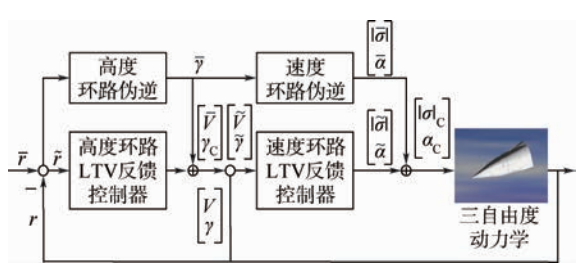


图 3　制导回路 TLC 结构图

Fig. 3　Configuration of TLC in guidance loop

北航学报 赠阅

高度、速度环路的制导回路设计.

在轨迹跟踪制导中,当独立变量从与状态无关的时间变为与状态相关的单调变量时可以减小状态方程维数并增加控制的鲁棒性[7]. 两个可取的与时间相关的单调变量为能量 e 和已飞地球大圆距离 s_{Travel}(即为已飞航程). 本文选取 s_{Travel} 为独立变量,认为轨迹在线生成后储存为以 s_{Travel} 为独立变量的数表;能量为独立变量时的控制器设计是相似的.

2.3 高度环路设计

在高度环路,轨迹倾角相对于高度变化是快动态,故将轨迹倾角取作高度控制的虚拟控制量. 由于参考轨迹中包含了满足纵向动力学约束的轨迹倾角信息,故可直接从参考轨迹中取得高度环路的标称控制量 $\bar{\gamma}$. 为了改善稳态性能和提高对模型不确定性和扰动的鲁棒性,采用比例积分控制,状态变量及其标称值分别为: $\boldsymbol{x}_1=\left[\int r\mathrm{d}s, r\right]^{\mathrm{T}}$, $\bar{\boldsymbol{x}}_1=\left[\int \bar{r}\,\mathrm{d}s, \bar{r}\right]^{\mathrm{T}}$. 反馈控制量为 $\tilde{\gamma}$,标称值为 $\bar{\gamma}$. 定义状态误差量 $\tilde{\boldsymbol{x}}_1=\boldsymbol{x}_1-\bar{\boldsymbol{x}}_1$. s_{Travel} 为独立变量,对状态的积分和求导都应对 s_{Travel} 进行. s_{Travel} 对时间的导数为

$$\dot{s}_{\text{Travel}}=V\cos\gamma\cos\Delta\psi/r \tag{4}$$

式中:$\Delta\psi$ 为速度航向角和视线角的夹角. 当再入任务要求飞行较大横程时,保留 $\Delta\psi$ 项并根据飞行任务取 $\Delta\psi=5°\sim10°$将一定程度上补偿用地球大圆近似已飞航程的偏差影响. 将 $\mathrm{d}(\cdot)/\mathrm{d}s_{\text{Travel}}$ 记为$(\cdot)'$,则高度对航程的导数为

$$r'=\frac{\dot{r}}{\dot{s}_{\text{Travel}}}=\frac{V\sin\gamma}{V\cos\gamma\cos\Delta\psi/r}=\frac{r\tan\gamma}{\cos\Delta\psi} \tag{5}$$

状态误差量的线性化方程为

$$\begin{bmatrix}\int\tilde{r}'\mathrm{d}s\\ \tilde{r}'\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & 1\\ 0 & \dfrac{\tan\bar{\gamma}}{\cos\Delta\psi}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\int\tilde{r}\,\mathrm{d}s\\ \tilde{r}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\ \dfrac{\bar{r}\sec^2\bar{\gamma}}{\cos\Delta\psi}\end{bmatrix}\tilde{\gamma} \tag{6}$$

期望配置的闭环误差动态(以下将 s_{Travel} 简写为 s)为

$$\boldsymbol{A}_{1C}(s)=\begin{bmatrix}0 & 1\\ -\alpha_{111}(s) & -\alpha_{112}(s)\end{bmatrix} \tag{7}$$

式中:α_{ijl} 为闭环动态矩阵参数,下标 i、j 和 l 分别为环路数、解耦后环路的第 j 个子动态和子动态的第 l 个参数.

反馈控制量 $\tilde{\gamma}(s)=\boldsymbol{K}_1(s)\left[\int\tilde{r}\,\mathrm{d}s,\tilde{r}\right]^{\mathrm{T}}$,其中:

$$\boldsymbol{K}_1(s)=\left[-\frac{\alpha_{111}\cos\Delta\psi}{\bar{r}\sec^2\bar{\gamma}},-\frac{\alpha_{112}\cos\Delta\psi}{\bar{r}\sec^2\bar{\gamma}}-\sin\bar{\gamma}\cos\bar{\gamma}\right] \tag{8}$$

高度环路的控制输出 $\gamma_C(s)=\bar{\gamma}(s)+\tilde{\gamma}(s)$将由速度环路跟踪实现.

2.4 速度环路设计

速度环路迎角和倾侧角相对速度和弹道倾角的变化是快动态,因而作为速度和弹道倾角跟踪的控制量. 与高度环路相同,标称迎角 $\bar{\alpha}$ 和倾侧角指令 $\bar{\sigma}$ 同样可直接从参考轨迹中取得. 采用比例积分控制,系统状态变量及其标称值分别为

$$\boldsymbol{x}_2=\left[\int V\mathrm{d}s,V,\int\gamma_C\mathrm{d}s,\gamma_C\right]^{\mathrm{T}}$$

$$\bar{\boldsymbol{x}}_2=\left[\int\bar{V}\mathrm{d}s,\bar{V},\int\bar{\gamma}\mathrm{d}s,\bar{\gamma}\right]^{\mathrm{T}}$$

状态误差量为

$$\tilde{\boldsymbol{x}}_2=\boldsymbol{x}_2-\bar{\boldsymbol{x}}_2=\left[\int\tilde{V}\mathrm{d}s,\tilde{V},\int\tilde{\gamma}\mathrm{d}s,\tilde{\gamma}\right]^{\mathrm{T}}$$

由于迎角对速度的控制效果较显著,倾侧角控制只影响轨迹倾角,故解耦后用迎角控制速度,倾侧角控制轨迹倾角. 反馈控制量及其标称值分别为: $\tilde{\boldsymbol{\mu}}_2=[\,|\tilde{\sigma}|,\tilde{\alpha}\,]^{\mathrm{T}}$, $\bar{\boldsymbol{\mu}}_2=[\,|\bar{\sigma}|,\bar{\alpha}\,]^{\mathrm{T}}$,线性化方程为

$$\tilde{\boldsymbol{x}}_2'=\boldsymbol{A}_2(s)\tilde{\boldsymbol{x}}_2+\boldsymbol{B}_2(s)\tilde{\boldsymbol{\mu}}_2 \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{A}_2$ 和 $\boldsymbol{B}_2$ 分别为速度环路的状态矩阵和控制矩阵.

$$\boldsymbol{A}_2(s)=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0 & 0\\ 0 & \dfrac{r\left(-D_V\bar{V}+D+\dfrac{\sin\bar{\gamma}}{\bar{r}^2}\right)}{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi} & 0 & -\dfrac{\dfrac{1}{\bar{r}}+\bar{r}\sin\bar{\gamma}D}{\bar{V}\cos^2\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\\ 0 & 0 & 0 & 1\\ 0 & \dfrac{\bar{r}\left[\dfrac{2\cos\bar{\gamma}}{\bar{r}^2}-\cos\bar{\sigma}(2L-L_V\bar{V})\right]}{\bar{V}^3\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi} & 0 & \dfrac{L\bar{r}\cos\bar{\sigma}\sin\bar{\gamma}}{\bar{V}^2\cos^2\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_2(s)=\begin{bmatrix}0 & 0\\ 0 & -\dfrac{D_\alpha \bar{r}}{\bar{V}\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\\ 0 & 0\\ -\dfrac{L\bar{r}\sin\bar{\sigma}}{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi} & \dfrac{\bar{r}L_\alpha\cos\bar{\sigma}}{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\end{bmatrix}$$

式中：D_V 和 L_V 分别为 D 和 L 对 V 的导数；D_α 和 L_α 分别为 D 和 L 对 α 的导数.

期望配置的闭环动态误差为

$$\boldsymbol{A}_{2C}(s)=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0 & 0\\ -\alpha_{211}(s) & -\alpha_{212}(s) & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1\\ 0 & 0 & -\alpha_{221}(s) & -\alpha_{222}(s)\end{bmatrix} \tag{10}$$

闭环二的反馈控制量为

$$\tilde{\boldsymbol{\mu}}_2(s)=\begin{bmatrix}k_{211}(s) & k_{212}(s) & k_{213}(s) & k_{214}(s)\\ k_{221}(s) & k_{222}(s) & 0 & k_{224}(s)\end{bmatrix}\tilde{\boldsymbol{x}}_2 \tag{11}$$

式中：

$$k_{211}(s)=\frac{\alpha_{211}L_\alpha\bar{V}\cos\Delta\psi\cos\bar{\gamma}\cos\bar{\sigma}}{D_\alpha L\bar{r}\sin\bar{\sigma}}$$

$$k_{212}(s)=\frac{L_\alpha\cos\bar{\sigma}\bar{V}\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}{LD_\alpha\bar{r}\sin\bar{\sigma}}\cdot\left[\alpha_{212}+\frac{\bar{r}(-D_V\bar{V}+D+\sin\bar{\gamma}/\bar{r}^2)}{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\right]+\frac{2\cos\bar{\gamma}/\bar{r}^2-\cos\bar{\sigma}(2L-L_V\bar{V})}{L\bar{V}\sin\bar{\sigma}}$$

$$k_{213}(s)=\frac{\alpha_{221}\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}{L\bar{r}\sin\bar{\sigma}}$$

$$k_{214}(s)=\left(\alpha_{222}+\frac{L\bar{r}\cos\bar{\sigma}\sin\bar{\gamma}}{\bar{V}^2\cos^2\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\right)\frac{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}{L\bar{r}\sin\bar{\sigma}}-\frac{L_\alpha\left(\dfrac{1}{\bar{r}}+\bar{r}\sin\bar{\gamma}D\right)}{LD_\alpha\tan\bar{\sigma}\cos\bar{\gamma}}$$

$$k_{221}(s)=\frac{\alpha_{211}\bar{V}\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}{D_\alpha\bar{r}}$$

$$k_{222}(s)=\frac{\bar{V}\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}{D_\alpha\bar{r}}\cdot\left[\alpha_{212}+\frac{r(-D_V\bar{V}+D+\sin\bar{\gamma}/\bar{r}^2)}{\bar{V}^2\cos\bar{\gamma}\cos\Delta\psi}\right]$$

$$k_{224}(s)=-\frac{1/\bar{r}^2+\sin\bar{\gamma}D}{D_\alpha\cos\bar{\gamma}}$$

速度环路的控制输出为 $\boldsymbol{\mu}_{2C}(s)=\bar{\boldsymbol{\mu}}_2(s)+\tilde{\boldsymbol{\mu}}_2(s)$. 纵向制导确定了迎角的值和倾侧角的大小，倾侧角的符号将由侧向制导逻辑确定.

注意到当标称倾侧角为零，不能满足 PD 谱配置关于控制矩阵必须列满秩的条件[9]. 但在基于“拟平衡滑翔条件”的在线轨迹设计中，为防止倾侧角控制饱和，沿轨迹的标称倾侧角都不接近于零（文献[9]中图 8 虚线），因此使用基于 TLC 的跟踪制导律不存在障碍.

3　控制器参数设置与调整

两环路配置的闭环动态矩阵中的参数 $\alpha_{ijl}(s)$，$i=1,2$，$j=1,2$，$l=1,2$ 是通过闭环二阶 PD 谱得到

$$\begin{cases}\alpha_{ij1}(s)=\omega_{nij}^2(s)\\ \alpha_{ij2}(s)=2\xi_{ij}\omega_{nij}(s)-\dfrac{\dot{\omega}_{nij}(s)}{\omega_{nij}(s)}\end{cases} \tag{12}$$

式中：ξ_{ij} 为常值阻尼比；ω_{nij} 为时变带宽. 文献[12]指出，以时间自变量的误差系统，当 $t>0$ 时，满足 $\xi_{ij}(t)>0$，$\omega_{nij}(t)>0$ 时，系统闭环稳定；s_{Travel} 作为单调变量，证明中作符号替换，同理可证误差系统闭环稳定. 控制系统在设计时是基于时间尺度分离方法，要求内环路的带宽相对于外环路要充分大，以满足奇异摄动理论的要求.

二阶 PD 谱阻尼和自然频率的意义可以参考二阶线性定常系统：阻尼比决定超调量，自然频率决定响应速度、控制用量和有限时间内的控制精度，参数和控制响应有直接对应关系. 阻尼比调参可从二阶系统最佳阻尼比 0.7 开始，并根据实际时域响应情况适当增大阻尼比. 对于以时间为自变量跟踪的制导律，速度环路的自然频率可以取为姿态角环路频率的 1/5 ~ 1/3；高度环路也取为速度环路频率的 1/5 ~ 1/3；环路自然频率初值的选取可参考飞行器本体长短周期的模态频率.

随着距目标点距离的减小，速度减小，对飞行器高度和速度控制精度的要求提高；而在再入中间过程中又不希望过短的调节时间要求导致翻转过程中倾侧角的超调过大. 为更好兼顾过程飞行和终端约束的要求，两环路自然频率取为无量纲速度的线性函数形式（见表 1）.

表 1　高度和速度环路参数

Table 1　Altitude and velocity sub-loop parameters

高度环路	速度环路
$\xi_{11}=1.4$ $\omega_{n11}=6.5-5.0\times\bar{V}$	$\xi_{21}=1.4$ $\omega_{n21}=32.0-25.0\times\bar{V}$ $\xi_{22}=1.4$ $\omega_{n22}=10.0$

北航学报 赠阅

4 仿真验证

这里用 LQR 方法和滚动时域控制作为基准控制方法与 TLC 的控制效果进行比较. LQR 方法和滚动时域控制方法所用小扰动方程也是以 s_{Travel} 为自变量线性化得到的. LQR 方法用迎角、倾侧角跟踪高度、轨迹倾角和速度.

$$\begin{bmatrix} \tilde{r}' \\ \tilde{V}' \\ \tilde{\gamma}' \end{bmatrix} = \boldsymbol{A}(s)\begin{bmatrix} \tilde{r} \\ \tilde{V} \\ \tilde{\gamma} \end{bmatrix} + \boldsymbol{B}(s)\begin{bmatrix} |\tilde{\sigma}| \\ \tilde{\alpha} \end{bmatrix} \tag{13}$$

LQR 权重矩阵按文献[7]中的偏差量原则选取,其中 $\boldsymbol{Q} = \text{diag}[4\times10^9, 2.5\times10^6, 3.28\times10^5]$, $\boldsymbol{R} = \text{diag}[3.28\times10^3, 25]$. 滚动时域控制用迎角和倾侧角镇定高度和速度偏差,权重矩阵取为 $\boldsymbol{Q}' = \text{diag}[1,1]$, $\boldsymbol{R}' = \text{diag}[100, 0.1]$. 初始再入时步长取 $h = 0.006$,线性过渡到再入末端时的 $h = 0.0045$,步数 $N = 7$. 侧向制导律使用航向角误差漏斗逻辑[2]. 为更好地对比不同控制方法高度和速度跟踪精度,仿真截止条件取为 2 300 m/s 的 Pre-TAEM 速度对应的 s_{Travel}(这里统一取为距离 TAEM 300 km),并要求飞行器大致指向目标.

三自由度拉偏仿真的设置条件见表 2,但为了统一仿真终端的参考高度和速度,对比三种控制方法时未对再入初始条件进行拉偏,使用相同的参考轨迹. 为了更好显示不同控制方法终端速度-高度的分布情况,分别选取了前 40 条弹道的打靶结果显示在图 4 中,靶心为 2 281 m/s, 35.51 km. 这里滚动时域控制高度跟踪稍差于 LQR 方法,但速度控制略优于 LQR 方法,两种控制方法效果整体相当;TLC 方法的速度和高度落点更集中,略优于其他两种控制方法的精度. 图 5 ~ 图 8是加入了初始条件拉偏后的 TLC 方法对参考轨迹的跟踪情况. 可以看到,TLC 方法对于不同参考轨迹也能实现精确跟踪.

与 LQR 方法相比,TLC 方法具有更宽的适应范围,其原因在于基于 LQR 的增益调度方法需要求解 Riccati 方程,通常难以实时求得最优反馈增益,一般只能根据设计好的参考轨迹离线计算获得后存储于制导计算机. 为了适应不同的参考轨迹,只能在地面离线生成多组增益,应用时需要根据实际采用的参考轨迹来选用对应的制导反馈增益. 由于设计中通常无法考虑所有的非理想情形,因此采用这类制导律设计具有潜在的风险. 而 TLC 方法不依赖于参考轨迹,反馈增益可以符号化表示为参考轨迹的函数,并只需计算简单的代数式,所需的有限计算量远小于求解 Riccati 方程和滚动时域控制方法. 此外,TLC 方法的跟踪精度

表 2 蒙特卡罗拉偏设置

Table 2 Monte Carlo dispersion settings

拉偏项目	拉偏范围
水平风拉偏/(°)	[0,360]10% 概率风
密度拉偏/%	[-10,10]
阻力拉偏/%	[-15,15]
升力拉偏/%	[-10,10]
再入高度拉偏/km	[-1,1]
再入经度拉偏/km	对应[-3,3]
再入纬度拉偏/km	[-3,3]
再入速度拉偏/(m·s^{-1})	[-100,100]
再入轨迹倾角拉偏/(°)	[-0.5,0.5]
再入航向角拉偏/(°)	[-1.0,1.0]

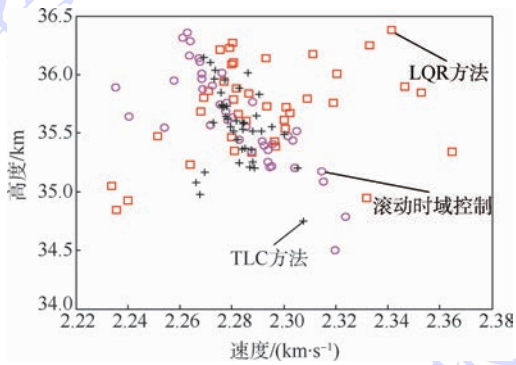


图 4 速度-高度剖面打靶结果

Fig. 4 Shooting results in velocity-altitude profile

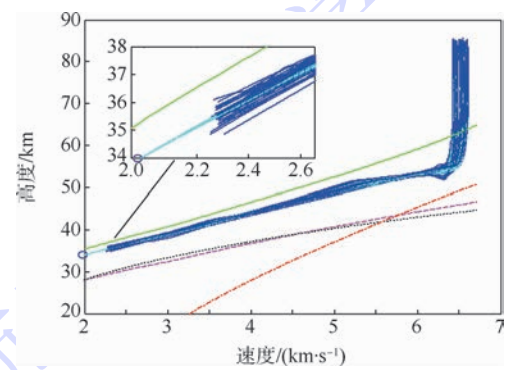


图 5 速度-高度剖面跟踪

Fig. 5 Trajectory tracking in velocity-altitude profile

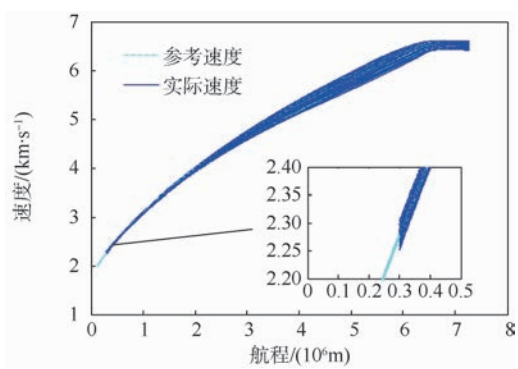


图 6 航程速度剖面的速度跟踪

Fig. 6 Velocity tracking in range-velocity profile

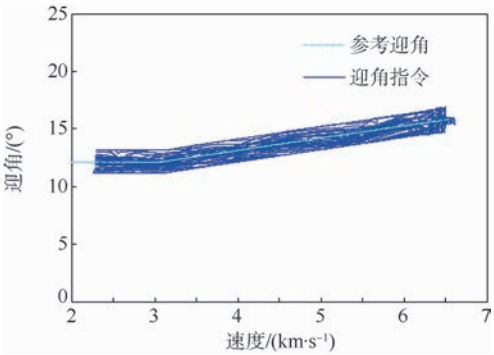


图 7　迎角控制历程

Fig. 7　Angle of attack command history

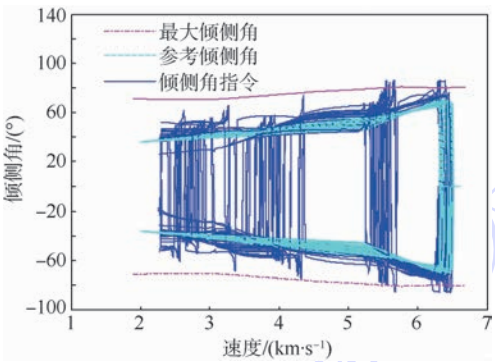


图 8　倾侧角控制历程

Fig. 8　Bank angle command history

和增益大小与无量纲自然频率直接相关;对于参考轨迹的不同阶段或差别较大的参考轨迹,通过在线改变不同环路自然频率的数值(同时保证环路间带宽的分离)即可实现期望的控制效果;另外,TLC 方法需要调整的参数数量很少且调整的方向性非常明确.这些区别使得 TLC 方法不仅可以适应更宽范围的再入飞行制导任务,而且与轨迹在线生成算法一起将可极大提高再入制导的自主性,适应于应急再入任务规划、在线任务改变或落点调整等情形.

5　结　论

本文结合在线轨迹生成算法,将 TLC 方法应用于制导环的轨迹跟踪控制中,与现有经典的 LQR 方法和近似滚动时域控制的仿真对比和分析表明:

1) TLC 方法在初始状态拉偏和扰动情况下也能实现很高的跟踪精度,体现了方法的有效性和鲁棒性.

2) 与 LQR 方法的仿真结果相比,TLC 需要调整的参数更少,参数的选取更直观,对不同参考轨迹有很好的适应性,是一种完全在线的非线性控制方法.与近似滚动时域控制相比,TLC 在控制精度略优于前者的情况下计算量显著减小.

3) 在再入轨迹跟踪制导律中使用 TLC 控制,可以做到制导环和姿态环控制结构的统一和设计时的一体化;高度、速度、姿态角和姿态角速度的四环路 TLC 控制策略将更便于制导和控制参数的匹配和实时调整.

因此,本文提出的 TLC 跟踪制导策略对于减少制导指令的解算时间,提高制导的自主性、适应性和精度有一定工程意义.

参考文献(References)

[1] Lu P. Entry guidance: A unified method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 713-728.

[2] Harpold J C, Graves C A Jr. Shuttle entry guidance[J]. Journal of Astronautical Sciences, 1979, 27(3): 239-268.

[3] Shen Z J, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 111-121.

[4] Roenneke A J. Adaptive on-board guidance for entry vehicles[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA Inc., 2001: 1-10.

[5] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(6): 986-996.

[6] Bharadwaj S, Rao A V, Mease K D. Entry trajectory tracking law via feedback linearization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(5): 726-732.

[7] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA Inc., 2002: 1-10.

[8] Lu P. Regulation about time-varying trajectories: Precision entry guidance illustrated[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(6): 784-790.

[9] Zhu J, Banker B D, Hall C E. X-33 ascent flight controller design by trajectory linearization-a singular perturbation approach[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA Inc., 2000: 1-19.

[10] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and planetary entry flight mechanics[M]. MI, Ann Arbor: University of Michigan Press, 1980: 26-27.

[11] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[R]. [S. l.]: Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.

[12] Zhu J. Nonlinear tracking and decoupling by trajectory linearization[Z]. Lecture Note, Presented at NASA Marshall Space Flight Center.

[13] Naidu D S, Calise A J. Singular perturbations and time scales in guidance and control of aerospace systems: A survey[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(6): 1057-1078.

[14] Mease K D. Multiple time-scales in nonlinear flight mechanics: Diagnosis and modeling[J]. Applied Mathematics and Compu-

北航学报 赠阅

tation, 2005, 164(2): 627-648.

[15] Lu P, Shen Z J. Unifying treatment to control of nonlinear systems with two timescales[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(5): 975-979.

Trajectory linearization control based tracking guidance design for entry flight

SHEN Zuojun*, ZHU Guodong

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

Abstract: A novel use of trajectory linearization control (TLC) method was introduced in the guidance law design for hypersonic vehicle entry flight. By exploiting the inherent characteristics of time scale separation of entry vehicle dynamics, altitude and velocity could be controlled separately via outer and inner loop design. In the outer loop, path angle was used as pseudo-control for controlling the altitude. In the inner loop, the flight path angle command and velocity were tracked using bank angle and angle of attack as controls. A linear time-varying controller was designed for the feedback loop to stabilize the error dynamics. Feedback gains were computed online and are the symbolical functions of reference trajectory, therefore no explicit gain scheduling or mode-switching were needed. Extensive dispersion simulations show that this guidance algorithm can achieve precise trajectory tracking and is trajectory-independent. The simulations also show that an integrated entry guidance approach which combines the use of TLC-based tracking guidance law design and on-board reference trajectory planning can significantly enhance the autonomy and adaptability of entry flight.

Key words: trajectory linearization control (TLC); entry flight; trajectory tracking guidance; time scale separation; nonlinear control

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0703

基于压电网络的四边固支板多阶共振抑制

李琳*[1,2], 李俊[1,2], 易凯军[3]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 里昂中央理工学院 摩擦和系统动力学实验室, 里昂 69130)

摘 要: 利用四边固支板横向自由振动的精确解作为模态坐标,在模态空间求解了四边固支压电网络板的机电耦合动力学方程. 基于对压电网络板在模拟单点激励下谐响应行为的计算分析,得到了控制其各阶共振的压电网络电路元件最优电学参数. 电感电阻并联型四边固支压电网络板与四边简支压电网络板不同,其具有多个局部最优电学参数. 通过分析这些最优参数对其他阶共振的影响,发现四边固支压电网络板具有多阶共振抑制效果,与电阻相比,该效果对电感更加敏感. 电感电阻并联型四边固支压电网络板可以实现比电阻型四边固支压电网络板更好的单模态振动抑制效果,但同时其多模态振动抑制效果会降低.

关 键 词: 四边固支板; 压电陶瓷; 电路网络; 振动抑制; 最优参数
中图分类号: TB123
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-1983-11

广泛用于汽车、高速列车、舰船以及航空航天飞行器外壳结构的板壳结构正面临着由质量轻、刚度大、抗冲击性能好的结构需求所带来的越来越严酷的振动噪声问题的挑战. 另一方面,智能材料科学与技术的发展为解决工程中的难题开辟了新的思路. 自 1956 年 Olsen 提出可以将压电材料用于结构的振动、噪声控制之后[1],该领域的研究得到了迅猛发展. Hagood 和 von Flotow 探索了应用压电分支电路对结构振动进行被动控制的可能性[2],紧接着研究人员对分支电路的设计进行了更为深入的探索[3-5]. 为实现对结构的多阶共振抑制,Hollkamp 采取了在分支电路中并联谐振电路的方法[6],Park C H 和 Park H C 在分支电路中添加了负电容[7],刘莹等采用了压电阻塞电流分支电路[8],李琳和刘学则将“选通电路”的思想引入了分支电路[9]. Dell'Isola 等提出了压电网络的概念并将其应用于梁、板类结构,发现其同样具有多模态振动控制效果,并且结构简单,能在被动控制的基础上降低对电学元件的要求,同时还不需要引入选通电路,也不需要考虑压电片的设置位置[10-13]. 易凯军和李琳在研究四边简支压电网络板机电耦合动力学特性的基础上,分析了其振动控制的原理和效果[14-15]. 然而,在工程应用中,板的固定方式更接近固支. 而固支条件下薄板横向自由振动问题的振型函数封闭解的获得比简支板要困难得多,这在很大程度上限制了对压电网络板振动控制研究的深入. Xing 和 Liu[16] 采用分离变量法求解了在 Hamilton 体系下的薄板横向自由振动的特征值问题,得到了简支和固支任意组合边界条件下的振型函数精确解. 本文在此基础上引入压电网络,求解了具有压电网络的四边固支板(四边固支压电网络板)的机电耦合动力

收稿日期: 2014-11-17; **录用日期**: 2015-02-12; **网络出版时间**: 2015-03-16 11:31
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150316.1131.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(91016006)
* **通讯作者**: 李琳(1956—),女,河北唐山人,教授,feililin@buaa.edu.cn,主要研究方向为航空发动机结构及零部件的动力特性分析及其减振技术.

引用格式: 李琳, 李俊, 易凯军. 基于压电网络的四边固支板多阶共振抑制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 1983-1993.
Li L, Li J, Yi K J. Multi-mode vibration suppression of clamped plates based on piezoelectric networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 1983-1993 (in Chinese).

北航学报 赠阅

学方程,进而研究了压电网络用于对四边固支板多阶共振的抑制作用.为今后将其应用于工程实际以及开展实验研究提供理论基础和设计指导.

1 压电网络板的机电耦合动力学方程

本文基于文献[15]提出的压电网络板模型进行分析,该模型包含压电复合板以及电路网络两部分.图1为压电网络板的示意图,其中压电片在板上呈周期性分布,各压电片之间通过相同的电路连接.从图1可以看出,压电网络板是一个周期结构,压电复合板的一个结构单元(又称元胞)如图2所示.

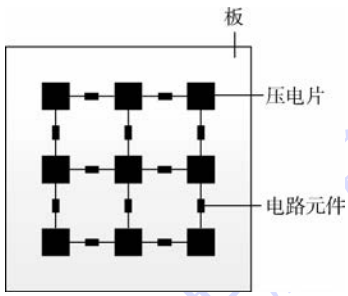
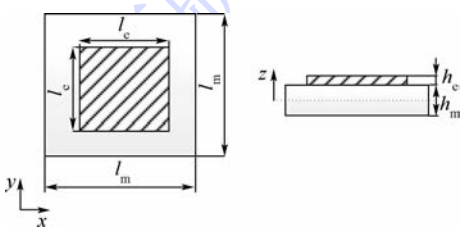


图1 压电网络板

Fig. 1 Piezo electro mechanical-plate



x,y,z—板的坐标轴;l_e,l_m—压电片长和板长;

h_e,h_m—压电片高和板高.

图2 压电复合板元胞

Fig. 2 Cell of piezoelectric composite plate

压电片(PZT)之间可以通过不同形式的电路相连接,其连接方式如图3所示.其中:图3(a)表示元胞之间通过并联的电感 L 和电阻 R 相连接,称之为电感电阻并联型压电网络板(LR-PEM).图3(b)为电阻型压电网络板(R-PEM)的电路形式,即元胞之间仅通过电阻 R 相连.

该压电网络板的无量纲机电耦合动力学方程

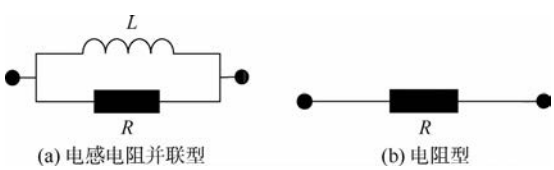


图3 压电片之间的电路连接方式

Fig. 3 Circuit between two different PZTs

组[15]为

$$\alpha_m \nabla^4 \bar{w} + \ddot{\bar{w}} + \beta \nabla^2 \dot{\bar{\varphi}} = f(\bar{x},\bar{y},\tau) \tag{1}$$

$$\alpha_e \nabla^2 \bar{\varphi} - \ddot{\bar{\varphi}} + \gamma \nabla^2 \dot{\bar{\varphi}} + \beta \nabla^2 \dot{\bar{w}} = 0 \tag{2}$$

式中:α_m 和 α_e 分别为机械系数和电学系数;$\bar{w}$ 和 $\bar{\varphi}$ 分别为板横向振动位移和板表面的磁通量;τ 为无量纲时间;β 和 γ 分别为耦合系数和综合电学参数;$\bar{x}$ 和 $\bar{y}$ 为无量纲化的板的 x 和 y 坐标.这些参数定义为

$$\bar{x} = \frac{x}{l_0} \quad \bar{y} = \frac{y}{l_0} \quad \bar{w} = \frac{w}{l_0}$$

$$\bar{\varphi} = \frac{\varphi}{\varphi_0} \quad \frac{\varphi_0}{l_0} = \sqrt{\frac{\rho_t}{C_t}} \quad \lambda = \frac{\omega}{\omega_0}$$

$$\tau = t\omega_0 \quad \omega_0 = \frac{2\pi^2}{l_0^2}\sqrt{\frac{D_t}{\rho_t}} \quad \alpha_m = \frac{D_t}{\rho_t \omega_0^2 l_0^4}$$

$$\alpha_e = \frac{1}{LC_t\omega_0^2 l_0^2} \quad \beta = \frac{g_t}{\omega_0 l_0^2}\sqrt{\frac{1}{\rho_t C_t}} \quad \gamma = \frac{1}{R\omega_0 l_0^2 C_t}$$

其中:w 为压电复合板的法向位移;φ 为压电复合板表面的磁通量;φ_0 为特征磁通量;l_0 为特征长度(板长);ω_0 为特征频率;C_t、D_t 和 ρ_t 分别为均匀化板的压电片电容、抗弯刚度和密度.

其他参数的表达式分别为

$$\begin{cases} \rho_t = \rho_m h_m + \rho_e h_e \chi^2 \\ \dfrac{1}{D_t} = \dfrac{1}{D_0}(1-\chi^2) + \dfrac{1}{D_0 + \dfrac{h_m^2 h_e k_{mm}}{4}}\chi^2 \\ \dfrac{g_t}{D_t} = \dfrac{h_m k_{me}/2}{D_0 + \dfrac{h_m^2 h_e k_{mm}}{4}}\chi^2 \\ C_t = \dfrac{C}{l_m^2} \end{cases} \tag{3}$$

式中:$D_0 = \dfrac{E_m h_m^3}{12(1-\mu_m^2)}$ 为板抗弯刚度;$k_{mm} = \dfrac{E_e}{1-\mu_e^2}$ 和 $k_{me} = \dfrac{d_{31}E_e}{1-\mu_e}$ 为弹性矩阵系数;$\chi = l_e/l_m$;E_m、E_e,μ_m、μ_e,ρ_m、ρ_e 分别为板(带下标 m)和压电片(带下标 e)的弹性模量、泊松比和密度;C 为压电片的电容;d_{31} 为压电材料的机电耦合常数.本文的材料参数及模型几何尺寸由文献[14]确定.

2 四边固支压电网络板动力学方程的求解

2.1 压电网络板对简谐激励的响应解

压电网络板的受迫振动响应求解取决于板的边界条件,四边固支压电网络板的边界条件为:在 $\bar{x}=0$ 和 $\bar{x}=1$ 处,

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\bar{\varphi}=0\\ \bar{w}=0\\ \dfrac{\partial\bar{w}}{\partial x}=0\end{cases}\tag{4}$$

在 $\bar{y}=0$ 和 $\bar{y}=1$ 处,

$$\begin{cases}\bar{\varphi}=0\\ \bar{w}=0\\ \dfrac{\partial\bar{w}}{\partial y}=0\end{cases}\tag{5}$$

为求解压电网络板动力学方程组(方程(1)和方程(2)),设:

$$\begin{cases}\bar{w}=\sum\limits_r \phi_r^{\mathrm{m}}\eta_r^{\mathrm{m}} & r=1,2,\cdots\\ \bar{\varphi}=\sum\limits_s \phi_s^{\mathrm{e}}\eta_s^{\mathrm{e}} & s=1,2,\cdots\end{cases}\tag{6}$$

式中:ϕ_r^{m} 为四边固支板的振型函数,即当方程(1)中 $\beta=0$、$f=0$ 时的特征解,其对应的特征值为 λ_r^{m};η_r^{m} 为该模态空间的广义坐标;ϕ_s^{e} 为方程(2)中 $\beta=0$、$\gamma=0$ 时的特征解,代表电路网络的特征函数,其对应的特征值为 λ_s^{e};η_s^{e} 为该模态空间的广义坐标,r 和 s 为阶数.

根据特征解的性质,易知:

$$\begin{cases}\nabla^4\phi_r^{\mathrm{m}}=\lambda_r^{\mathrm{m}}\phi_r^{\mathrm{m}}\\ \nabla^2\phi_s^{\mathrm{e}}=\lambda_s^{\mathrm{e}}\phi_s^{\mathrm{e}}\end{cases}\tag{7}$$

式中:
$$\phi_s^{\mathrm{e}}=2\sin(p\pi\bar{x})(q\pi\bar{y})\tag{8}$$

对应的特征值为

$$\lambda_s^{\mathrm{e}}=-\pi^2(p^2+q^2)\tag{9}$$

式中:p 和 q 分别为振型函数在 x 方向和 y 方向的半波数.ϕ_r^{m} 和 λ_r^{m} 可以由文献[16]提出的方法确定.将式(6)和式(7)代入方程(1)和方程(2)中,可得

$$\begin{cases}\alpha_{\mathrm{m}}\sum\limits_r\lambda_r^{\mathrm{m}}\phi_r^{\mathrm{m}}\eta_r^{\mathrm{m}}+\sum\limits_r\phi_r^{\mathrm{m}}\ddot{\eta}_r^{\mathrm{m}}+\beta\sum\limits_s\nabla^2\phi_s^{\mathrm{e}}\dot{\eta}_s^{\mathrm{e}}=\\ \qquad f(\bar{x},\bar{y},\tau)\\ \alpha_{\mathrm{e}}\sum\limits_s\lambda_s^{\mathrm{e}}\phi_s^{\mathrm{e}}\eta_s^{\mathrm{e}}-\sum\limits_s\phi_s^{\mathrm{e}}\ddot{\eta}_s^{\mathrm{e}}+\gamma\sum\limits_s\lambda_s^{\mathrm{e}}\phi_s^{\mathrm{e}}\dot{\eta}_s^{\mathrm{e}}+\\ \qquad\beta\sum\limits_r\nabla^2\phi_r^{\mathrm{m}}\dot{\eta}_r^{\mathrm{m}}=0\end{cases}\tag{10}$$

利用特征函数 ϕ_r^{m} 以及 ϕ_s^{e} 各自的正交性,式(10)可以写成

$$\begin{cases}\ddot{\eta}_r^{\mathrm{m}}+\alpha_{\mathrm{m}}\lambda_r^{\mathrm{m}}\eta_r^{\mathrm{m}}+\beta\sum\limits_s\iint\phi_r^{\mathrm{m}}\nabla^2\phi_s^{\mathrm{e}}\mathrm{d}s\dot{\eta}_s^{\mathrm{e}}=\\ \qquad\iint\phi_r^{\mathrm{m}}f(\bar{x},\bar{y},\tau)\mathrm{d}s\\ \ddot{\eta}_s^{\mathrm{e}}-\alpha_{\mathrm{e}}\lambda_s^{\mathrm{e}}\eta_s^{\mathrm{e}}-\gamma\lambda_s^{\mathrm{e}}\dot{\eta}_s^{\mathrm{e}}-\beta\sum\limits_r\iint\phi_s^{\mathrm{e}}\nabla^2\phi_r^{\mathrm{m}}\mathrm{d}s\dot{\eta}_r^{\mathrm{m}}=0\end{cases}\tag{11}$$

令 $C_{rs}^{\mathrm{m}}=\iint\phi_r^{\mathrm{m}}\nabla^2\phi_s^{\mathrm{e}}\mathrm{d}s$,$C_{sr}^{\mathrm{e}}=\iint\phi_s^{\mathrm{e}}\nabla^2\phi_r^{\mathrm{m}}\mathrm{d}s$,式(11)还可以写为式(12)的矩阵形式(为避免电路短路时系统的共振响应出现无穷大,式中增加了粘滞阻尼系数 $\boldsymbol{\xi}_{\mathrm{v}}$):

$$\boldsymbol{I}\begin{bmatrix}\ddot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{m}}\\ \ddot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{\xi}_{\mathrm{v}} & \beta\boldsymbol{C}^{\mathrm{m}}\\ -\beta\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}} & -\gamma\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{m}}\\ \dot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{m}}\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{m}} & \\ & -\alpha_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{m}}\\ \boldsymbol{\eta}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}^{\mathrm{m}}\\ \boldsymbol{F}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}\tag{12}$$

式中:

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{m}}=[\ddot{\eta}_1^{\mathrm{m}}\quad\ddot{\eta}_2^{\mathrm{m}}\quad\cdots\quad\ddot{\eta}_r^{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{e}}=[\ddot{\eta}_1^{\mathrm{e}}\quad\ddot{\eta}_2^{\mathrm{e}}\quad\cdots\quad\ddot{\eta}_s^{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{m}}=[\dot{\eta}_1^{\mathrm{m}}\quad\dot{\eta}_2^{\mathrm{m}}\quad\cdots\quad\dot{\eta}_r^{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}^{\mathrm{e}}=[\dot{\eta}_1^{\mathrm{e}}\quad\dot{\eta}_2^{\mathrm{e}}\quad\cdots\quad\dot{\eta}_s^{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{m}}=[\eta_1^{\mathrm{m}}\quad\eta_2^{\mathrm{m}}\quad\cdots\quad\eta_r^{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{e}}=[\eta_1^{\mathrm{e}}\quad\eta_2^{\mathrm{e}}\quad\cdots\quad\eta_s^{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}};$$

$$\boldsymbol{F}^{\mathrm{e}}=[0\quad 0\quad\cdots\quad 0]^{\mathrm{T}};$$

$$\boldsymbol{F}^{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}\iint\phi_1^{\mathrm{m}}f(\bar{x},\bar{y},\tau)\mathrm{d}s\\ \iint\phi_2^{\mathrm{m}}f(\bar{x},\bar{y},\tau)\mathrm{d}s\\ \vdots\\ \iint\phi_r^{\mathrm{m}}f(\bar{x},\bar{y},\tau)\mathrm{d}s\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\xi}_{\mathrm{v}}=\xi_{\mathrm{v}}\boldsymbol{I}_{r\times r}\qquad\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}C_{11}^{\mathrm{e}} & \cdots & C_{1r}^{\mathrm{e}}\\ \vdots & & \vdots\\ C_{r1}^{\mathrm{e}} & \cdots & C_{rr}^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{C}^{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}C_{11}^{\mathrm{m}} & \cdots & C_{1s}^{\mathrm{m}}\\ \vdots & & \vdots\\ C_{s1}^{\mathrm{m}} & \cdots & C_{ss}^{\mathrm{m}}\end{bmatrix}\qquad\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}\lambda_1^{\mathrm{e}} & & \\ & \ddots & \\ & & \lambda_s^{\mathrm{e}}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}\lambda_1^{\mathrm{m}} & & \\ & \ddots & \\ & & \lambda_r^{\mathrm{m}}\end{bmatrix}$$

由 C_{rs}^{m} 构成的矩阵称之为机电耦合矩阵,矩阵中的每个元素都标志着第 r 阶结构振动模态和第 s 阶压电网络模态的耦合程度,该元素的绝对值越大,表明对应的机电模态耦合程度越强,机电能量的转化能力就越强.

线性系统(式(12))对简谐激励的响应的表达式为

$$\boldsymbol{\eta}=[\boldsymbol{B}_{\mathrm{m}}\quad\boldsymbol{B}_{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega\tau}\tag{13}$$

式中:
$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{m}}=[B_1^{\mathrm{m}}\quad B_2^{\mathrm{m}}\quad\cdots\quad B_r^{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{e}}=[B_1^{\mathrm{e}}\quad B_2^{\mathrm{e}}\quad\cdots\quad B_s^{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}}$$

则在简谐激励下压电网络板的位移表达式(6)为

$$\bar{w}(x,y)=\sum_r\phi_r^{\mathrm{m}}\eta_r^{\mathrm{m}}=\sum_r\phi_r^{\mathrm{m}}B_r^{\mathrm{m}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega\tau}=H(\omega)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega\tau}\tag{14}$$

式中:$H(w)$ 为随激振力频率变化的位移空间分布

北航学报 赠阅

规律表达式.

在式(14)的基础上,可以分析压电网络对结构的多阶共振抑制效果.

在进行谐响应分析时,本文采取单点激励的方式,如图 4 所示.

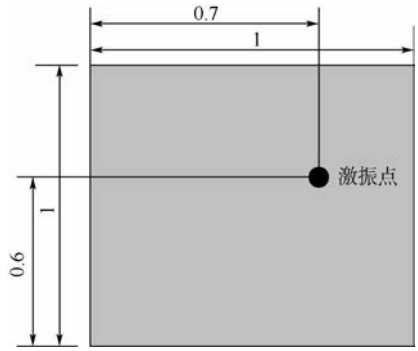


图 4 激励方式示意图

Fig. 4 Excitation pattern schematic

对于式(6)中的 ϕ_s^e 和 ϕ_r^m,本文将各取前 10 阶模态作为对应空间的基底.

2.2 四边固支压电网络板的模态特性

四边固支板横向自由振动的振型函数表达式已由文献[16]给出.据此,式(6)中的 ϕ_r^m 可表示为

$$\begin{aligned}\phi_r^m = &\left(-\cos\beta_{1r}x + \frac{\beta_{2r}}{\beta_{1r}}k_{2r}\sin\beta_{1r}x + \right.\\ &\left.\cosh\beta_{2r}x - k_{2r}\sinh\beta_{2r}x\right)\cdot\\ &\left(-\cos\alpha_{1r}y + \frac{\alpha_{2r}}{\alpha_{1r}}k_{1r}\sin\alpha_{1r}y + \right.\\ &\left.\cosh\alpha_{2r}y - k_{1r}\sinh\alpha_{2r}y\right)\end{aligned} \tag{15}$$

式中:

$$\begin{cases} k_{2r} = \dfrac{\cos\beta_{1r} - \cosh\beta_{2r}}{\dfrac{\beta_{2r}}{\beta_{1r}}\sin\beta_{1r} - \sinh\beta_{2r}} \\ k_{1r} = \dfrac{\cos\alpha_{1r} - \cosh\alpha_{2r}}{\dfrac{\alpha_{2r}}{\alpha_{1r}}\sin\alpha_{1r} - \sinh\alpha_{2r}} \end{cases} \tag{16}$$

其中:β_{1r}、β_{2r}、α_{1r}、α_{2r}、k_{1r} 和 k_{2r} 为待定系数.

特征方程组为

$$\begin{cases} \dfrac{1-\cos\beta_{1r}-\cosh\beta_{2r}}{\sin\beta_{1r}\sinh\beta_{2r}} = \dfrac{\beta_{1r}^2-\beta_{2r}^2}{2\beta_{1r}\beta_{2r}} \\ \dfrac{1-\cos\alpha_{1r}-\cosh\alpha_{2r}}{\sin\alpha_{1r}\sinh\alpha_{2r}} = \dfrac{\alpha_{1r}^2-\alpha_{2r}^2}{2\alpha_{1r}\alpha_{2r}} \\ \beta_{1r}^2+\beta_{2r}^2 = 2k_r^2 \\ \alpha_{1r}^2+\alpha_{2r}^2 = 2k_r^2 \\ \alpha_{2r} = \sqrt{\alpha_{1r}^2+2\beta_{1r}^2} \end{cases} \tag{17}$$

式中:$\lambda_r^m = k_r^4 = \omega_r^2/\alpha_m$ 为板横向振动特征值,ω_r 为板横向振动固有频率.

通过对式(17)的求解,可以得到四边固支板的各阶固有频率及振型函数.表 1 列出了四边固支压电网络板的前 10 阶无量纲固有频率及振型半波数,半波数代表了振型在空间的分布规律.如第 4阶振型的半波数为 2/2,代表该阶振型在 x 方向有 2 个半波,y 方向有 2 个半波.图 5 为四边固支板的前 4 阶振型.

表 1 四边固支压电网络板无量纲固有频率及半波数

Table 1 Eigenvalues and half wave numbers of clamped piezo electro mechanical-plate

阶数	1	2	3	4	5
频率	1.8	3.7	3.7	5.4	6.7
半波数	1/1	1/2	2/1	2/2	1/3
阶数	6	7	8	9	10
频率	6.7	8.3	8.3	10.7	10.7
半波数	3/1	2/3	3/2	1/4	4/1

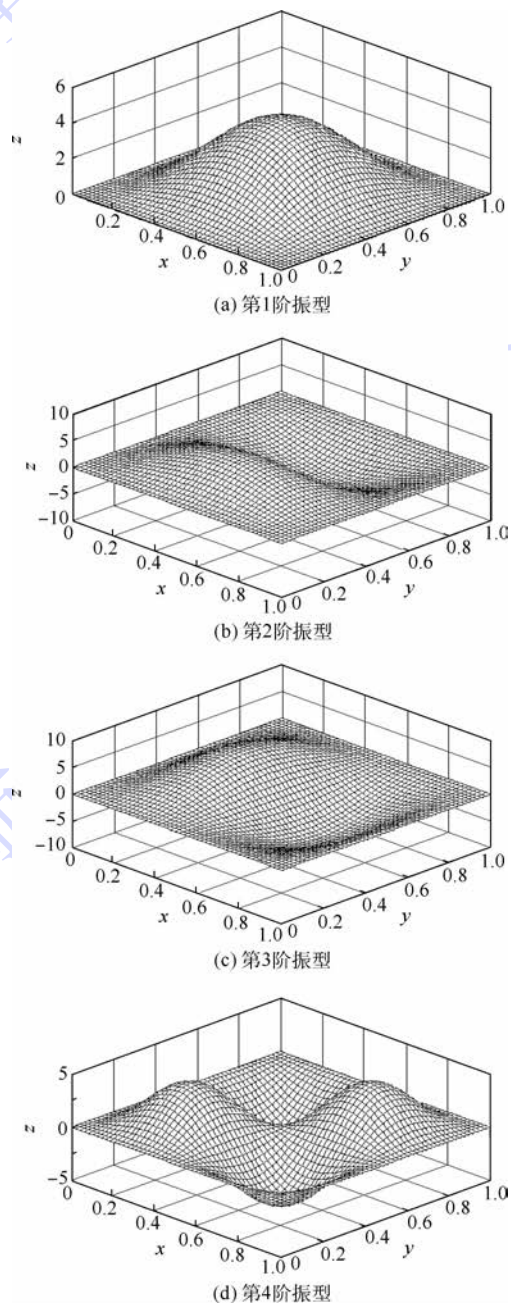


图 5 四边固支板前 4 阶振型

Fig. 5 First four mode shapes of clamped plate

本文的分析模型为正方形板,存在重频的振型,比如第 2、3 阶,第 5、6 阶,第 7、8 阶,第 9、10 阶,因此在前 10 阶模态中只有 6 阶不同的固有频率,本文后面提到的共振阶数均指的是频率的阶数. 对于重频点,其共振响应的振型图为两个重频振型的线性组合.

3　压电网络对四边固支板的多阶共振抑制效果

3.1　电阻型电路的多阶共振抑制作用分析

为避开各阶振型的节线位置,更好地观察共振抑制效果,首先在正方形板上选取 $x=0.4$,$y=0.3$ 这一点进行拾振分析,同时以前 4 阶共振为例说明四边固支压电网络板的多阶共振抑制效果.

对于 R-PEM,当电阻值很小或者很大时,电路中耗散的能量均较少,因此每一阶共振都存在一个最优电阻值 R_{opt},使得此时电路耗散的能量最多,共振抑制效果最好. 图 6 为电阻对共振峰值的影响. 图 6(a) ~ 图 6(d)依次为电阻对前 4 阶共振响应峰值的影响,可以看出每一阶共振均对应一个最优电阻.

为进一步分析电阻对结构共振的抑制效果,定义敏感因子 $\delta=(\Delta w/w_{min})/(\Delta R/R_{opt})$,式中:$w_{min}$为对应最优电阻值 R_{opt}的拾振点位移共振峰值;ΔR 和 Δw 分别为电阻的改变量以及由此引起的位移共振峰值的改变量. 显然,δ 越小说明板的位移响应峰值对最优电阻的变化不敏感,也就是说在一个较大的电阻区间,都可以有较好的共振抑制效果.

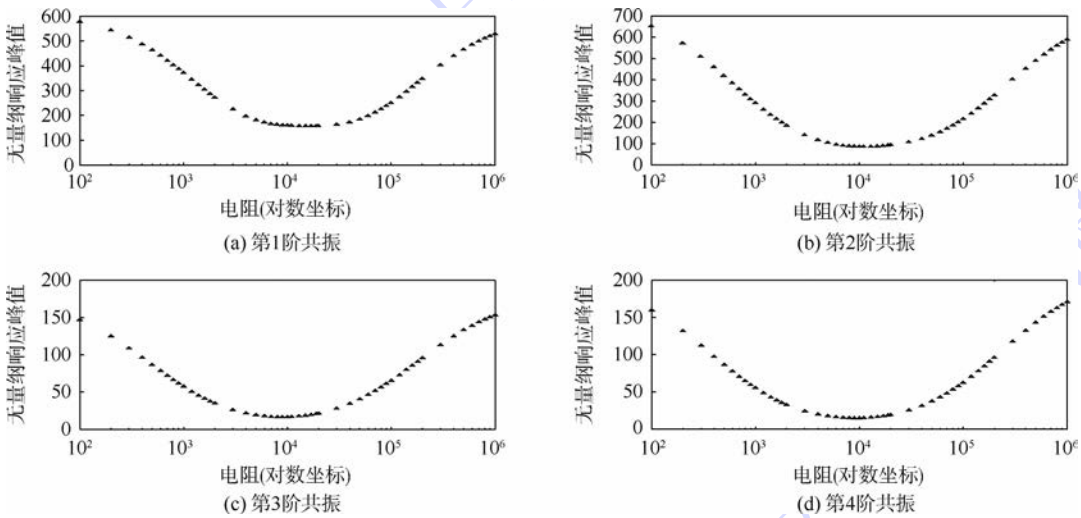


图 6　电阻对共振峰值的影响(R-PEM)

Fig. 6　Influence of resistance on resonance peak value (R-PEM)

表 2 给出了对应 $\Delta w=5\%\ w_{min}$的最优电阻改变区间以及各阶共振峰值对电阻的敏感度. 从中可以看出,虽然各阶最优电阻不同,但是由于各阶的 w_{min}均对电阻不太敏感,即最优电阻区间较宽,因此可以选取这些最优电阻区间的交集作为全局最优电阻区间.

表 2　各阶共振峰值对电阻的敏感度

Table 2　Sensitivity of resonance to resistance peak value

阶数	最优电阻/Ω	最优区间/Ω	敏感因子
第 1 阶	15 000	7 300 ~ 32 600	0.03
第 2 阶	11 000	7 400 ~ 17 400	0.06
第 3 阶	8 900	6 500 ~ 12 500	0.07
第 4 阶	9 100	6 700 ~ 12 700	0.08

图 7 为电阻取 8 900 Ω 时,R-PEM 的幅频特性曲线. 从图中可以看出,电阻型电路对结构的前 4 阶共振均具有较好的抑制效果,即 R-PEM 具有多模态振动抑制功能.

上述分析基于某一确定点的响应,为了研究所得结论的普适性,下面以各阶(前4阶)共振响

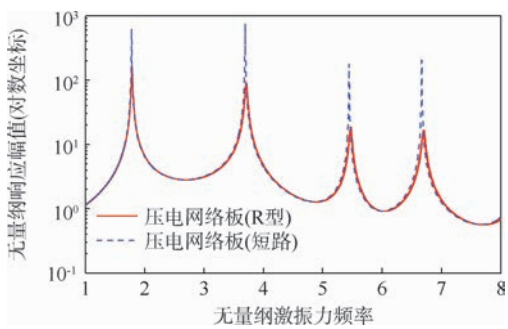


图 7　R-PEM 振动控制效果

Fig. 7　Vibration control effect of R-PEM

北航学报 赠阅

应极值点作为分析点,分别计算这些点的最优电学参数,在此基础上分析其对整个板的多阶共振抑制效果,本部分仍采用图 4 所示的单点激励方式. 通过对压电网络板短路时前 4 阶共振响应幅值的计算可以发现,前 4 阶共振响应极值点的个数分别是 1、2、4 以及 4.

表 3 显示了前 4 阶共振响应极值点对应的最优电阻值,其中极值点 1 至极值点 4 不代表具体的点,而是表示极值点的序号,不同阶的极值点位置也不相同. 结合表 1 可以看出,对于电阻型压电网络板,同一阶不同点计算出的最优电阻值相差不大,不同阶的最优电阻值不相同. 下面将以第 1 阶最优电阻为例,说明 R-PEM 最优电阻对结构多阶共振的抑制效果. 图 8 为R-PEM振动抑制效果云图. 图 8(a) ~ 图 8(d)分别为当系统取第 1 阶最优电阻时,压电网络板上各点前 4 阶共振响应幅值与压电网络板短路时相比降低值(共振幅值降低值)的云图. 从图 8 中可以清楚地看出,由于降低值均为非负值,所以对于整个结构来说,R-PEM均具有多阶共振抑制效果.

表 3 共振响应极值点最优电阻

Table 3 Optimal resistance to extreme point of resonance response Ω

电阻	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
极值点 1 电阻	15 200	11 000	9 000	9 200
极值点 2 电阻		11 000	8 900	9 100
极值点 3 电阻			9 000	9 300
极值点 4 电阻			8 900	9 300

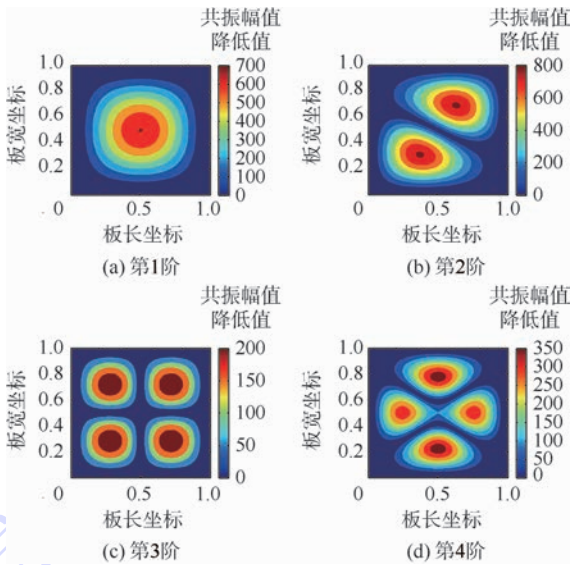


图 8 R-PEM 振动抑制效果云图

Fig. 8 Contours of vibration suppression effect of R-PEM

3.2 电感电阻并联型电路的多阶共振抑制作用分析

LR-PEM 的电路中采用了电感和电阻两种电学元件.

图 9 为 LR-PEM 的电感及电阻对共振峰值的影响. 图 9(a) ~ 图 9(d)分别为 LR-PEM 的电学参数对前 4 阶共振响应幅值的影响,从中可以发现对应每一阶共振存在不止一个最优电学参数(对应曲面谷值). 图 9(a)的曲面具有 2 个极值点;图 9(b)的曲面具有 3 个极值点;图 9(c)和图 9(d)的曲面均只有 1 个极值点.

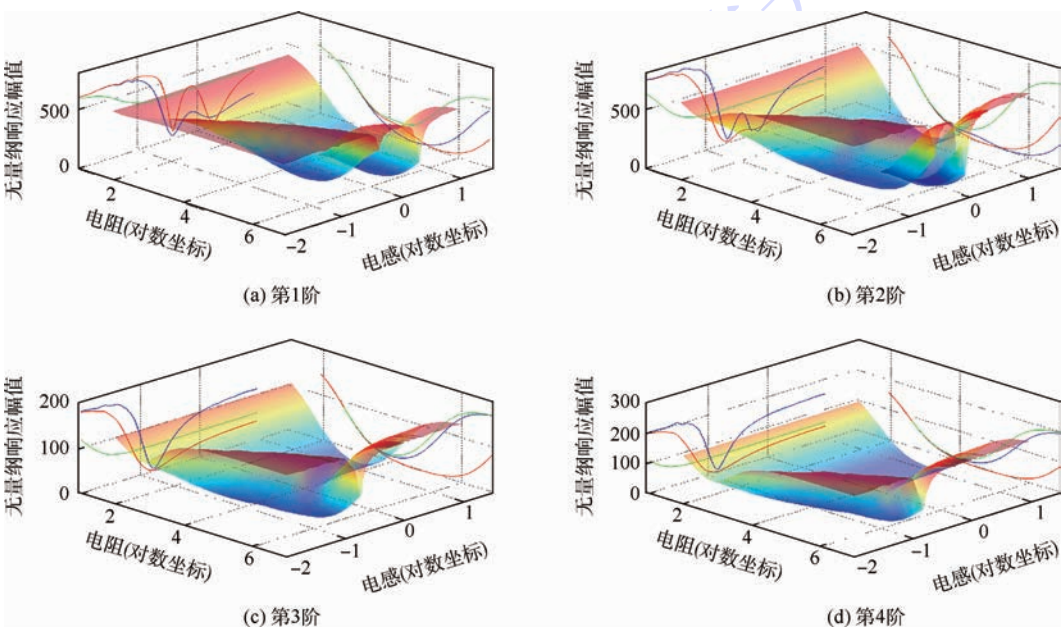


图 9 电感及电阻对共振峰值的影响(LR-PEM)

Fig. 9 Influence of inductance and resistance on resonance peak value (LR-PEM)

表 4 为各阶共振对应的所有局部最优电学参数. 下面以第 2 阶共振为例,从能量耗散的角度分析其存在多组局部最优电学参数的机理. 根据其最优电感从小到大排列,将对应第 2 阶共振的 3 组局部最优电学参数依次记作 A、B 和 C.

表 4　各阶共振对应的最优电学参数

Table 4　Optimal electrical parameters to resonance among different orders

阶数	极值点电感/mH	极值点电阻/Ω	极值点幅值
第 1 阶	413	60 100	20.5
	2 005	293 300	20.3
第 2 阶	241.7	60 100	10.3
	608	579 000	30.2
	785.6	307 900	14.5
第 3 阶	180.3	56 900	1.6
第 4 阶	147.6	60 200	1.4

图 10 为各阶电路系统耗能对比. 图 10(a) ~ 图 10(c)显示了在压电网络板的第 2 阶共振频率范围内,不同局部最优电学参数下各阶电路能量消耗的分布情况,各阶电路消耗的能量表达式记为 $E^{\text{R-damp}} = -0.5\gamma\lambda_i^{\text{e}}(B_i^{\text{e}})^2$,其中:$i = 1,2,\cdots,\gamma$ 为电路中的电阻,B_i^{e} 为各阶电路模态对应的特征值,λ_i^{e} 为各阶电路响应的广义坐标幅值. 由于正方形板存在重频现象,所以每一阶电路的耗能是由同一阶固有频率对应的各个电路模态耗能叠加起来的,比如说第 5 阶电路耗能则是第 7 阶和第 8 阶压电网络模态耗能的总和.

从图 10 中可以看出,这 3 组最优电学参数分别使压电网络系统的第 2 阶、第 5 阶以及第 6 阶电路承担了大部分消耗结构振动能量的工作,换句话说,合理地选取电学参数可使结构系统中第 2 阶振动能量通过不同的电路通道进行耗散,进而达到减振的效果.

图 11 展现了四边固支压电网络板机电耦合矩阵各元素的相对大小,其中横坐标代表前 10 阶压电网络电路模态,纵坐标代表前 10 阶结构振动模态,每一个小方块的颜色冷暖程度代表了不同阶次机电耦合系数的大小. 与四边简支压电网络板只有对角线元素非零不同,四边固支板还在不同阶次的结构振动模态和压电网络电路模态之间存在耦合.

从图 11 中可以看出,第 2 阶结构的振动模态恰好和第 2 阶、第 8 阶以及第 9 阶电路模态存在耦合. 由于正方形板存在重频现象,所以结构和电路均只有 6 阶固有频率. 也就是说,第 8 阶和第 9 阶电路模态分别对应第 5 阶和第 6 阶电路固有频率. 换句话说,第 2 阶结构固有频率下的机械振动分别与第 2 阶、第 5 阶和第 6 阶电路固有频率下的压电网络存在耦合. 并且其机电耦合系数是第 2 阶最大,第 5 阶最小. 这也对应着局部最优电学参数 A 的共振抑制效果最好,B 的共振抑制效果最差.

结合表 3 还可以看出,耦合的电路阶次越高,其需要的电感也越高,换句话说,对于高阶振动,如果其与低阶次的电路模态存在耦合,其对应的

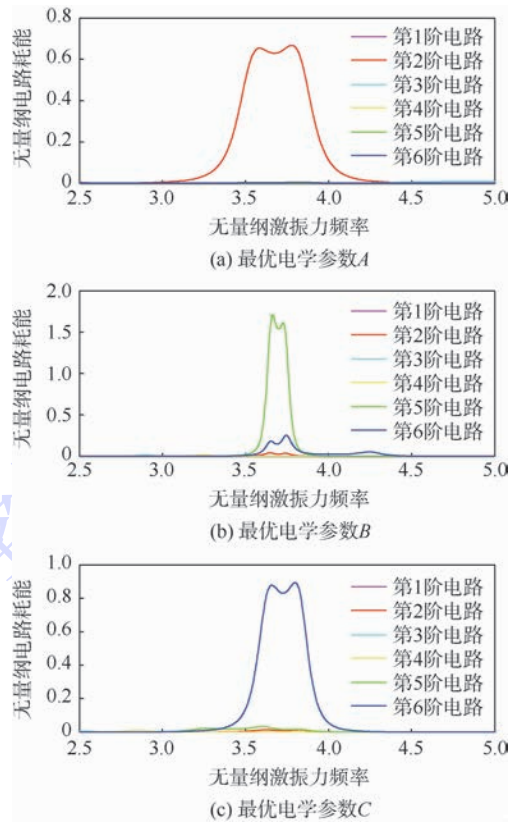


图 10　各阶电路系统耗能对比

Fig. 10　Comparison of energy dissipation in electrical system among different orders

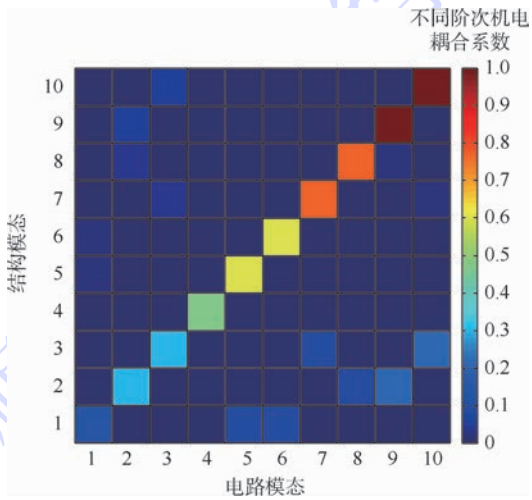


图 11　机电耦合矩阵

Fig. 11　Electro-mechanical coupling matrix

北航学报 赠阅

电感值就越低,而低电感在工程上更容易实现,因此对于结构的高阶共振,可以选择与低阶电路耦合对应的局部最优电学参数以进一步降低电感值.

由此得出结论,对于四边固支的 LR-PEM 来说,各阶共振存在多个局部最优电学参数的机理在于其结构振动模态和多阶电路模态存在耦合,并且耦合值越高,其对应的共振抑制效果就越好.不同的最优电学参数的选取意味着使该阶共振与不同电路模态的耦合达到最大.

在以下的分析中,称结构和电路同阶模态对应的最优电学参数为主最优电学参数,非同阶模态对应的最优电学参数称为次最优电学参数.分析表明,主最优电学参数对其他阶的共振抑制效果明显强于次最优电学参数.因此本文后面的分析均取各阶的主最优电学参数作为 LR-PEM 的最优电学参数.

根据第 3.1 节关于敏感因子的定义,表 5 显示了当 $\Delta w = 5\% w_{\min}$ 时,LR-PEM 各阶最优电学参数的敏感因子.从中可以看出,相对电阻来说,共振峰值对电感更加敏感,并且各阶最优电感会随着共振频率的增加而降低.

表 5 各阶最优电学参数的敏感性

Table 5 Sensitivity of optimal elecrical parameters of different orders

最优电学参数及其敏感性	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
最优电阻/Ω	60 100	60 100	56 900	60 200
电阻敏感因子	0.1	0.1	0.1	0.1
最优电感/mH	413	241.7	180.3	147.6
电感敏感因子	3.8	3.2	2.3	2.7

图 12 为 LR-PEM 振动控制效果.图 12(a) ~ 图 12(d)分别显示了不同阶最优电学参数控制下的压电网络板幅频特性曲线.从中可以看出,LR-PEM同样具有多阶共振抑制效果,但是设计点的共振抑制效果明显要比其他阶更好,这是因为电感可以调节电路模态的固有频率,在设计点的最优电学参数下,对应阶数的电路模态固有频率与结构振动固有频率最匹配,使得二者之间的机电转换效率最高,结构振动能量会很快转换到电路中消耗掉,进而降低响应幅值,而其他阶电路和结构模态由于频率匹配程度较差,机电转换效率较低,因而振动控制效果较差.

同样为了研究所得结论的普适性,分析整个板的多阶共振抑制效果,这里沿用 R-PEM 在该部分的分析方法.表 6 显示了前 4 阶共振响应极值点对应的最优电学参数值,其中极值点 1 至极值点 4 代表的意义与表 2 相同,将各个极值点计算出的平均值作为整个板的最优电学参数.结合表 5可以看出,对于 LR-PEM,同一阶不同点计算出的最优电学参数值不相同,不同阶的最优电学参数也不同.

以第 3 阶最优电学参数为例,说明 LR-PEM 的最优电学参数对结构多阶共振的抑制效果.图 13为 LR-PEM 振动抑制效果云图.图 13(a) ~ 图 13(d)分别为当电路取第 3 阶最优电学参数时,压电网络板上各点前 4 阶共振响应幅值与压电网络板短路时相比降低值的云图.从图 13 中可以清楚地看出,由于降低值均为非负值,所以对于整个板来说,LR-PEM 均具有多阶共振抑制效果.

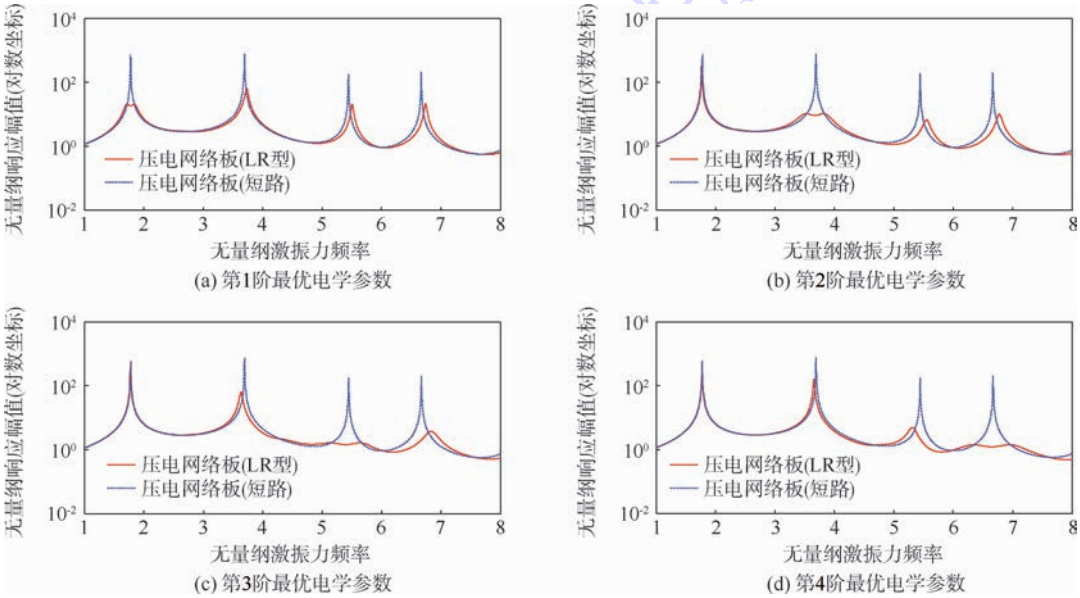


图 12 LR-PEM 振动控制效果

Fig. 12 Vibration control effectiveness of LR-PEM

北航学报 赠阅

表 6　共振响应极值点最优电阻和电感

Table 6　Optimal resistance and inductance to extreme points of resonance response

最优电阻及电感		第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
极值点 1	电阻/Ω	60 200	61 600	56 500	59 500
	电感/mH	414.4	241.4	182.4	148.4
极值点 2	电阻/Ω		61 800	61 800	62 800
	电感/mH		240.8	179.9	146.4
极值点 3	电阻/Ω			62 100	60 300
	电感/mH			174.7	150.1
极值点 4	电阻/Ω			64 000	61 400
	电感/mH			173.5	145.5

3.3　R-PEM 与 LR-PEM 多阶共振抑制效果对比

图 14 为各类最优电学参数对共振峰值的影响. 图 14(a) ~ 图 14(d)依次为 LR-PEM 的各阶最优电学参数对前 4 阶共振的抑制效果,并与 R-PEM以及当各电路短路时的压电网络板进行了比较. 从中可以看出,R-PEM 与 LR-PEM 均可以对各阶共振进行有效抑制. 对于设计频率点,LR-PEM可以达到比 R-PEM 更好的振动抑制效果,但是对于远离设计频率点的共振来说,LR-PEM 的振动控制效果可能会比 R-PEM 还差,并且距离设计频率越远,LR-PEM 的控制效果越差.

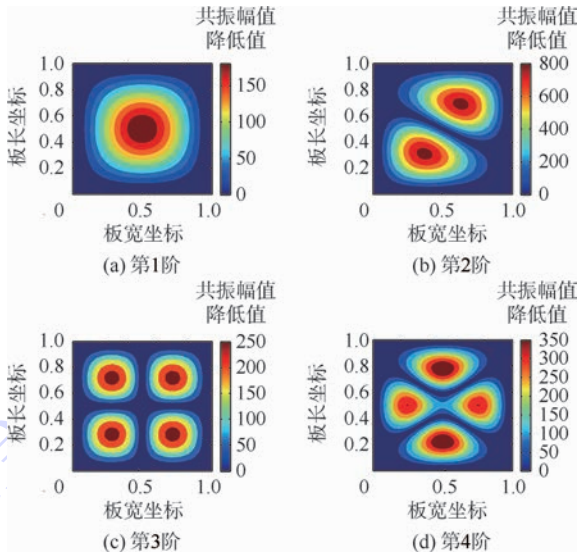


图 13　LR-PEM 振动抑制效果云图

Fig. 13　Contour of vibration suppression effect (LR-PEM)

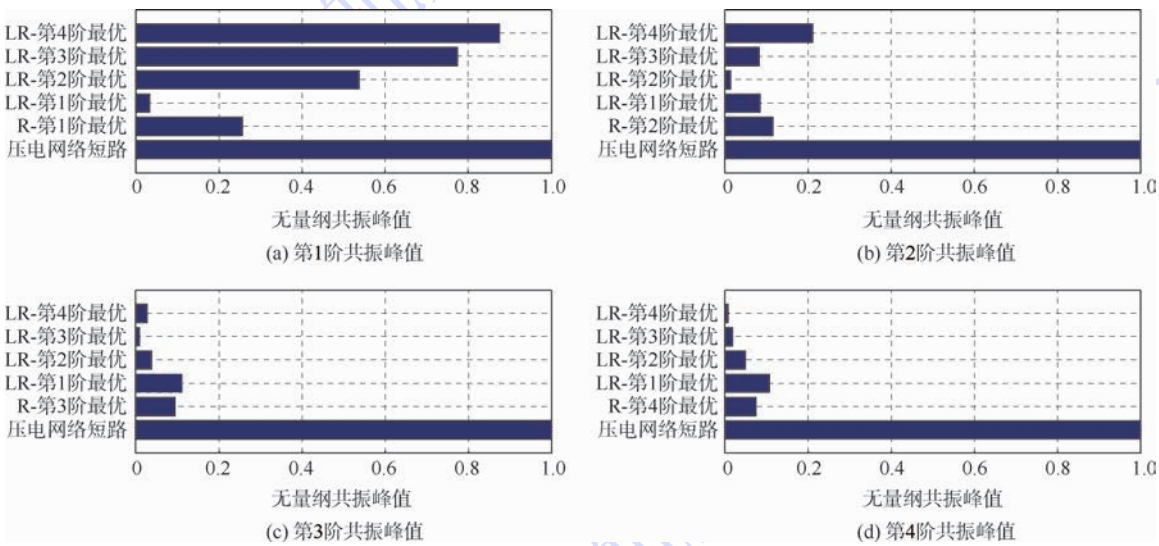


图 14　各类最优电学参数对共振峰值的影响的比较

Fig. 14　Comparison among influence of optimal circuit parameters on resonance peak value

4　结　论

本文以四边固支板横向自由振动的解函数为模态坐标,求解了压电网络板的机电耦合动力学方程,得到了其在简谐激励下的频响函数表达式,并在此基础上分析了四边固支压电网络板的多阶共振抑制效果. 该求解方法还可以推广至其他边界条件的情况. 对于四边固支压电网络板,本文主要得到:

1) R-PEM 和 LR-PEM 对整个压电网络板均具有多阶共振抑制效果. LR-PEM 在设计频率点附近比 R-PEM 的共振抑制效果要好,但是对于远离设计频率点的共振来说,其控制效果会变差,有时甚至没有 R-PEM 的效果好.

2) R-PEM 各阶最优电阻与共振频率有关,但是其控制效果对电阻不敏感,根据实际工程的需要,可以找到一个全局最优电阻区间,使得该区间内的电阻对各阶模态均具有理想的共振抑制效果.

3) 与四边简支边界条件不同,四边固支的 LR-PEM 具有多组局部最优电学参数,每一组参数都对应着与结构具有较强耦合能力的某一阶电路模态,并且主要通过该阶电路消耗能量以达到

北航学报 赠阅

共振抑制效果. 对于结构和电路同阶耦合的最优电学参数来说,此时的最优电阻与共振频率有关,最优电感随共振频率增加而降低,与电阻相比,压电网络板的振动控制效果对电感更加敏感.

4) 对于 LR-PEM,在抑制结构的高阶共振时,可以选择与低阶电路模态存在较强耦合的局部最优电学参数以进一步降低需要的电感值.

参考文献(References)

[1] Olson H F. Electronic control of noise, vibration and reverberation[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1956, 28(5):972-976.

[2] Hagood N W, von Flotow A. Damping of structural vibrations with piezoelectric materials and passive electrical networks[J]. Journal of Sound and Vibration, 1991, 146(2):243-268.

[3] Park C H, Inman D J. Enhanced piezoelectric shunt design[J]. Shock and Vibration, 2003, 10(2):127-133.

[4] de Marneffe B, Preumont A. Vibration damping with negative capacitance shunts: Theory and experiment[J]. Smart Materials and Structures, 2008, 17(3):035015.

[5] 张付兴,阎绍泽. 压电陶瓷片与多种电路机电耦合的阻尼特性[J]. 清华大学学报:自然科学版, 2005, 45(8):1040-1043.
Zhang F X, Yan S Z. Damping characteristics of piezoceramics shunted by various types of electrical circuits[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2005, 45(8): 1040-1043(in Chinese).

[6] Hollkamp J J. Multimodal passive vibration suppression with piezoelectric materials and resonant shunts[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1994, 5(1):49-57.

[7] Park C H, Park H C. Multiple-mode structural vibration control using negative capacitive shunt damping[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2003, 17(11):1650-1658.

[8] 刘莹,卜雄洙,庞俊恒. 基于压电分支阻尼的多模态电路被动控制的研究和应用[J]. 南京理工大学学报:自然科学版, 2007, 31(3):300-303.
Liu Y, Bu X Z, Pang J H. Study and application of passive control of multiple mode based on piezoelectric shunt damping[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology: Natural Science, 2007, 31(3):300-303(in Chinese).

[9] 李琳,刘学. 压电结构系统机电耦合的强化与多阶共振抑制[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8):1011-1016.
Li L, Liu X. Enhancement of electromechanical coupling for piezoelectric system and suppression of multimode vibration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8):1011-1016(in Chinese).

[10] Dell'Isola F, Porfiri M, Vidoli S. Piezoelectro mechanical (PEM) structures: Passive vibration control using distributed piezoelectric transducers[J]. Comptes Rendus Mécanique, 2003, 331(1):69-76.

[11] Batra R C, Dell'Isola F, Vidoli S, et al. Multimode vibration suppression with passive two-terminal distributed network incorporating piezoceramic transducers[J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42(11-12):3115-3132.

[12] Dell'Isola F, Henneke E G, Porfiri M. Synthesis of electrical networks interconnecting PZT actuators to damp mechanical vibrations[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2001, 14(1-4):417-424.

[13] Vidoli S, Dell'Isola F. Vibration control in plates by uniformly distributed PZT actuators interconnected via electric networks[J]. European Journal of Mechanics, A/Solids, 2001, 20(3): 435-456.

[14] 李琳,易凯军. 压电网络板的机电耦合动力学特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(7):873-880.
Li L, Yi K J. Electromechanical coupled dynamic characteristics of the plate with piezoelectric network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7):873-880(in Chinese).

[15] 易凯军,李琳. 压电网络板的振动控制原理与控制效果[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(11):1629-1636.
Yi K J, Li L. Vibration-controlling principle and controlling effectiveness of piezo-electro-mechanical plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(11):1629-1636(in Chinese).

[16] Xing Y F, Liu B. New exact solutions for free vibrations of rectangular thin plates by symplectic dual method[J]. Acta Mechanica Sinica, 2009, 25(2):265-270.

北航学报 赠阅

Multi-mode vibration suppression of clamped plates based on piezoelectric networks

LI Lin*[1,2], LI Jun[1,2], YI Kaijun[3]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Laboratoire de Tribologie et Dynamique des Systèmes, Ecole Centrale de Lyon, Lyon 69130, France)

Abstract: The exact solutions for transverse free vibrations of a clamped plate were adopted as the modal coordinates to solve the given electromechanical coupled kinetic equations of clamped piezo electro mechanical-plate in modal space. After the computational analysis was conducted for harmonic response of the clamped piezo electro mechanical-plate which was stimulated under single-point excitation force, the optimal parameters of electrical components in piezoelectric networks used to suppress different resonances were obtained. For the clamped piezo electro mechanical-plate with parallel resistors and inductors, it has more than one local optimal parameters comparing with a simply supported plate. The clamped piezo electro mechanical-plate has the ability to suppress multimode vibration by analyzing the effectiveness of these optimal parameters on other resonances. In addition, the effectiveness is more sensitive to inductance comparing with resistance. The clamped piezo electro mechanical-plate with parallel resistors and inductors is more effective than piezo electro mechanical-plate only with resistors in reducing resonant response at single resonant frequency, while the multiple-mode vibration suppression effectiveness of it with parallel resistors and inductors will be decreased.

Key words: clamped plate; piezoelectric ceramic; circuit networks; vibration suppression; optimal parameters

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.1001-5965.2014.0726

基于滚动时域的无人机空战决策专家系统

全下文载

傅莉*[1], 谢福怀[2], 孟光磊[2], 王东政[3]

(1. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 自动化学院, 沈阳 110136;
3. 大连理工大学 电子信息与电气工程学部, 大连 116024)

摘 要: 针对专家系统法在空战应用中存在适应性差的缺陷,提出了一种基于滚动时域控制(RHC)的机动决策算法对空战机动决策专家系统进行改进. 首先,系统地分析了在专家系统空战机动决策中的最优控制问题,完成了机动决策最优控制模型系统状态方程的建立、控制约束的设计以及指标函数的建立. 在此基础上,根据滚动时域法原理,将整个空战过程分解为若干有限时域,并在每个时域内将空战机动决策问题视为初始条件不断更新的专家系统机动决策最优控制模型的求解,反复进行直到空战结束. 仿真结果表明,在专家系统法失效的情况下,通过求解专家系统空战机动决策滚动时域最优控制模型,无人机能够快速地进行有效的机动决策.

关 键 词: 滚动时域控制(RHC); 最优控制模型; 机动决策; 专家系统; 空战
中图分类号: V271.4; TP273
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-1994-06

作为空战决策最核心的内容,无人战斗机(UCAV)的机动决策问题目前已经随着无人机各项关键技术的快速发展愈来愈受到世界各国的重视. 目前,常用空战机动决策方法有:矩阵对策法、微分对策法、专家系统法、决策影响图法等[1-4]. 专家系统法是空战决策研究中提出最早、技术最成熟的方法. 专家系统是一种知识信息处理系统,而不是数值信息计算系统[5]. 其决策过程直接根据专家知识进行推理,相对其他几种决策方法,专家系统法不需要进行大量计算,对于瞬息万变的真实战场环境,能较快地做出反应,具有响应速度快、结构简单的特点.

然而专家系统在空战机动决策上的应用也有它自身不可避免的缺陷,由于专家系统知识库中存储的知识都是固化的数据,空战时一旦出现系统知识库未存储的空战态势,专家系统就失效了[6-7]. 为了防止空战时出现系统失效的情况,本文在已有的专家系统中引入滚动时域法[8],当系统出现失效时,系统采用滚动时域代替专家系统进行空战机动决策.

1 专家系统机动决策最优控制模型的构建

1.1 空战机动决策专家系统基本结构

空战机动决策专家系统主要由 3 个部分组成,即知识库、机动库和推理机. 当专家系统无人战机进入备战状态时,机载传感器获得当前敌我双方态势信息,由专家系统推理机将态势信息与知识库中各个规则的条件进行匹配,直到找到与态势信息相符的规则,根据该规则所对应的结论,调用机动库中相应的飞行机动,并予以执行. 当无人战机执行完机动后,专家系统会按设定的时间

收稿日期: 2014-11-19; **录用日期**: 2015-02-13; **网络出版时间**: 2015-04-02 09:35
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.0935.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61074090); 航空科学基金
* **通讯作者**: 傅莉(1968—),女,辽宁凤城人,教授, ffulli@163.com,主要研究方向为模式识别与智能系统.

引用格式: 傅莉, 谢福怀, 孟光磊, 等. 基于滚动时域的无人机空战决策专家系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 1994-1999. Fu L, Xie F H, Meng G L, et al. An UAV air-combat decision expert system based on receding horizon control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 1994-1999 (in Chinese).

北航学报 赠阅

间隔再次调用机载传感器获取下一时刻的态势信息,然后再次进行决策,直至空战结束.由此可知,可以将整个无人战机的空战过程分割成一个个离散的时间域,每个时间域里,无人战机通过机动的选择与调用,来完成该时域内的决策和无人战机的飞行,这些机动的叠加就是无人战机的最终飞行轨迹.

1.2　最优控制模型的构建

通过以上对空战专家系统的分析,将整个空战过程离散化,专家系统机动决策最优控制问题可描述成方程组(式(1)~式(3))中最优控制序列 $\boldsymbol{u}(t)\in\boldsymbol{\Omega}, t=t_0,t_1,\cdots,t_{n-1}$ 的求解,使得性能指标 $J(\boldsymbol{x}_{t_k},\boldsymbol{u}_{t_k})$ 最大[9].其中,$\boldsymbol{\Omega}$ 为控制量 $\boldsymbol{u}(t)$ 的控制约束,时间 $t_0,t_1,\cdots,t_{n-1}$ 分别为专家系统进行决策的每一时刻.

$$J(\boldsymbol{x}_{t_k},\boldsymbol{u}_{t_k})=\sum_{k=0}^{n-1}F(\boldsymbol{x}_{t_k},\boldsymbol{u}_{t_k},\boldsymbol{x}_{t_{k+1}})+\phi(\boldsymbol{x}_{t_f},t_f) \tag{1}$$

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t),\boldsymbol{x}(t_0)=\boldsymbol{x}_0 \tag{2}$$

$$\boldsymbol{u}(t)\in\boldsymbol{\Omega} \tag{3}$$

式中:$\sum_{k=0}^{n-1}F(\boldsymbol{x}_{t_k},\boldsymbol{u}_{t_k},\boldsymbol{x}_{t_{k+1}})$ 为积分指标;$\phi(\boldsymbol{x}_{t_f},t_f)$ 为终端指标;$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t),\boldsymbol{x}(t_0)=\boldsymbol{x}_0$ 为系统状态方程;t_0 和 $\boldsymbol{x}_{t_0}$ 分别为初始时间和初始状态;t_f 和 $\boldsymbol{x}_{t_f}$ 分别为终端时刻和终端状态;$k=0,1,\cdots,n-1$.

1.2.1　系统状态方程描述

为了描述载机和目标机的相对运动,空战中双方态势分别用状态向量 $\boldsymbol{X}_r$、$\boldsymbol{X}_b$ 来表示,下标 r 和 b 分别代表我方(红方)和敌方(蓝方).

$$\boldsymbol{X}_i=(x_i,y_i,z_i,v_i,\theta_i,\psi_i,\phi_i)\quad i=r,b \tag{4}$$

式中:x_i、y_i 和 z_i 为地坐标系下战机的位置坐标;v_i 为战机的速度;θ_i、ψ_i 和 ϕ_i 分别为在地坐标系中战机的航迹倾斜角、航迹方位角和航迹滚转角.

忽略侧滑角的影响,且假设发动机推力沿着飞行速度方向,则飞机在航迹坐标系上的质点动力学方程为

$$\dot{V}=g(n_x-\sin\theta) \tag{5}$$

$$\omega_y=\frac{g}{V}(n_z-\cos\theta) \tag{6}$$

$$\omega_z=\frac{g}{V\cos\theta}n_y \tag{7}$$

式中:V 为飞行速度大小;$\dot{V}$ 为速度变化率;θ 为航迹倾斜角;n_x 沿着飞行速度方向,通常称为切向过载或轴向过载;n_y 和 n_z 均垂直于飞行速度矢量,法向过载 $n_n=\sqrt{n_y^2+n_z^2}$;ω_y 和 ω_z 分别为航迹坐标系相对于地轴坐标系的转动角速度在航迹坐标系 O_{Y_k} 轴和 O_{Z_k} 轴上的分量;g 为重力加速度.此模型中,控制向量为过载 n_x、n_y、n_z.

再通过地坐标系和航迹坐标系的转换矩阵 $\boldsymbol{L}_{kg}$,由 ω_y 和 ω_z 可求得战机在地坐标系下的航迹倾斜角角速度 $\dot{\theta}$、航迹方位角角速度 $\dot{\psi}$ 和航迹滚转角角速度 $\dot{\phi}$.

$$\boldsymbol{L}_{kg}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ \sin\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\psi & \cos\theta\end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{L}_{gk}=\boldsymbol{L}_{kg}^{-1}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & \sin\theta\cos\psi\\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi & \sin\theta\sin\psi\\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta\end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}_g=\begin{bmatrix}0\\ \omega_y\\ 0\end{bmatrix}_k+\boldsymbol{L}_{gk}\begin{bmatrix}0\\ 0\\ \omega_z\end{bmatrix}_k=\begin{bmatrix}\omega_z\sin\theta\cos\psi\\ \omega_y+\omega_z\sin\theta\sin\psi\\ \omega_z\cos\theta\end{bmatrix} \tag{10}$$

将战机质心的速度矢量投射到地面坐标轴系后,可得到相应的运动学方程组:

$$V_x=V\cos\theta\cos\psi \tag{11}$$

$$V_y=V\cos\theta\sin\psi \tag{12}$$

$$V_z=V\sin\theta \tag{13}$$

$$\dot{x}=V_x \tag{14}$$

$$\dot{y}=V_y \tag{15}$$

$$\dot{z}=V_z \tag{16}$$

式中:V_x、V_y 和 V_z 分别为速度 V 在地坐标系 O_{Z_g} 轴、O_{X_g} 轴和 O_{Y_g} 轴上的分量.

则根据动力学方程组(式(5)~式(7))和运动学方程组(式(11)~式(16))可知,只要给定了战机的任意时刻的初始状态和该时刻的控制量过载 n_x、n_y 和 n_z 即可通过求解上述动力学方程组来得到战机下一时刻的状态.

1.2.2　控制约束设计

机动动作库包含供决策选用的动作集,是建立空战机动决策模型的基础.现阶段,在决策系统设计中,普遍采用美国国家航空航天局(NASA)学者提出的 7 种基本操纵动作[10]:最大加速、最大减速、最大过载爬升、最大过载俯冲、最大过载左转、最大过载右转和稳定飞行.基本上,所有的机动都可以分解为这 7 种操纵动作的一种或者几种的叠加.本文机动动作库在构建了 7 种基本操纵动作的基础上,又以经典空战战术飞行动作为依据,建立的一些空战中常用的战术动作,包括盘旋机动、半斤斗机动和蛇形机动等.

对于 7 个基本操纵动作的设计,本文战机系

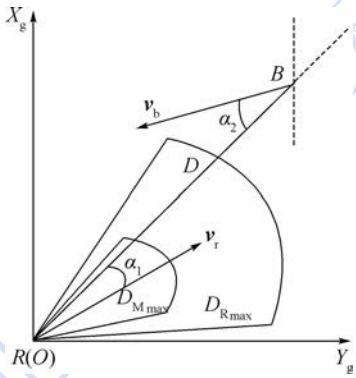
北航学报 赠阅

统状态方程选取过载 n_x、n_y 和 n_z 作为控制变量，所以可以通过设计这些参数的变化规律来控制战机完成机动动作. 对于战术动作库的设计，可以将战术机动分解为这 7 种基本操纵动作中一种或几种的叠加. 在飞行过程中，战机根据空战态势、武器发射条件等，为满足特定的战术要求，在特定的态势和时间，切换 7 种基本动作，从而完成特定的战术动作设计.

通过以上机动库设计原理和系统状态方程的分析，由于机动库中过载 n_x、n_y 和 n_z 这些参数的变化规律都已经设计好，空战专家系统是通过机动的选择和调用来实现对飞机状态 $\boldsymbol{X}_i$ 的控制，所以这里的控制约束 $\boldsymbol{\Omega}$ 指的是专家系统机动库，控制量 $\boldsymbol{u}(t)$ 为机动库中的各个机动.

1.2.3 空战机动决策指标函数的建立

以我机位置为原点 $R(O)$，在地坐标系下对两机空战态势关系进行分析，如图 1 所示.



α_1，α_2—目标方位角和目标进入角；

$\boldsymbol{v}_r$，$\boldsymbol{v}_b$—我机速度矢量和敌机速度矢量；

B—敌机位置；$R(O)$—我机位置；D—目标距离；

D_{Rmax}—我机雷达最大探测距离；

D_{Mmax}—我机导弹最大不可逃逸距离.

图 1 双机空战态势关系

Fig. 1 Relation of situation of two sides in air combat

空战目的都是发现、跟踪、击毁空中目标，使其失去对我方形成威胁的能力. 机载雷达和空空导弹已成为了现代空战的主要探测和攻击武器，空战态势优势函数的建立，应该从空战态势对战机雷达跟踪区和导弹攻击区的影响这两方面进行定量分析[11-14]. 所以本文在建立态势优势函数时，主要考虑角度优势函数、距离优势函数和能量优势函数.

1）角度优势函数.

角度优势函数关系到我机对目标的有效跟踪. 当我机的目标方位角小时，我机导弹发射的离轴角也越小，有利于提高导弹命中率，使我机对敌机的威胁达到最大，实现我机对敌机的有效跟踪. 本文选取空空导弹不可逃逸离轴角 ψ_{Mmax} 为 60°，雷达探测最大角度 ψ_{Rmax} 为 85°，将目标方位角分为雷达搜索区、导弹攻击不可逃逸区和雷达搜索区以外 3 个区域，并构造角度优势函数：

$$S_\psi=\begin{cases}0.1-\dfrac{|\psi|-85^\circ}{10\times(180^\circ-85^\circ)} & 85^\circ\leqslant|\psi|\\ 0.5-\dfrac{2(|\psi|-60^\circ)}{5\times(85^\circ-60^\circ)} & 60^\circ\leqslant|\psi|<85^\circ\\ 1-\dfrac{|\psi|}{2\times60^\circ} & 0^\circ\leqslant|\psi|<60^\circ\end{cases}\tag{17}$$

2）距离优势函数.

距离优势函数主要体现为敌机是否在我机导弹的射程范围内. 当目标线长度 D 远大于我机导弹的最大不可逃逸距离 D_{Mmax} 时，可以认为我机的距离优势很小，随着空战双方相对距离的减小，敌机进入我机的导弹的射程范围内，我机的距离优势逐渐增大，可以认为当 $D=\dfrac{D_{Mmin}+D_{Mmax}}{2}$ 时距离优势达到最大值，随着双距离的进一步减小，甚至当目标线长度 D 小于我机导弹的最小不可逃逸距离 D_{Mmin} 时，我机的距离优势开始逐渐减小并趋于 0. 根据以上分析，距离优势函数为

$$S_D=e^{-\left(\frac{D-D_0}{\sigma_r}\right)^2}\tag{18}$$

式中：

$$D_0=\frac{D_{Mmin}+D_{Mmax}}{2}\tag{19}$$

如果当 $D=D_{Mmin}$ 或 $D=D_{Mmax}$ 时，均有 $S_D=0.95$，则有正态分布标准差为

$$\sigma_r=2(D_{Mmax}-D_{Mmin})\tag{20}$$

3）能量优势函数.

战机能量优势函数主要与战机速度和高度有关. 战机的能量越大，则战机机动能力越强，使战机在超视距空战中能尽快机动到对目标机实施打击的最佳空战位置，而且在较大能量时，空空导弹使用速度更大，对目标机实施攻击的成功率更高. 本文将能量看作战机动能与势能的和，定义战机单位能量为

$$E=H+\frac{V^2}{2g}\tag{21}$$

式中：H 为战机当前高度. 战机能量优势函数为

$$S_E=\begin{cases}1 & \dfrac{E_r}{E_b}\geqslant2\\ 4^{\frac{E_r}{E_b}-2} & 0.5\leqslant\dfrac{E_r}{E_b}<2\\ \dfrac{E_r}{4E_b} & \dfrac{E_r}{E_b}<0.5\end{cases}\tag{22}$$

北航学报 赠阅

式中：E_r 为我方（红方）战机单位能量；E_b 为敌方（蓝方）战机单位能量.

综合考虑角度和距离之间的相关关系，在此，以乘积表示角度与距离的综合优势. 最终可以得出空战态势优势函数的计算公式为

$$S = K_1 \cdot S_\psi \cdot S_D + K_2 S_E \tag{23}$$

式中：K_1 和 K_2 为加权系数，且有 $K_1 + K_2 = 1 (0 < K_1, K_2 < 1)$.

结合以上所建立的空战态势优势函数，以任意时刻我机态势优势值与敌机态势优势值的差值作为我机进行机动决策的指标：

$$F(\boldsymbol{x}_{t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k}, \boldsymbol{x}_{t_{k+1}}) = S_r(t_{k+1}) - S_b(t_{k+1}) \tag{24}$$

式中：$S_r(t_{k+1})$ 和 $S_b(t_{k+1})$ 分别为我机和敌机在 t_{k+1} 时刻的态势优势值；最优控制模型的积分指标 $\sum_{k=0}^{n-1} F(\boldsymbol{x}_{t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k}, \boldsymbol{x}_{t_{k+1}})$ 体现整个空战过程中我机相对于敌机的态势优势的累积.

2　基于滚动时域控制的专家系统决策控制方法与仿真验证

2.1　基于滚动时域控制的专家系统控制方法

滚动时域控制（Receding Horizon Control，RHC）是 20 世纪 70 年代由工业界首先构思出来的一种控制方法，其核心是在线滚动优化，将广义控制全局问题的求解转化为在线滚动进行的一系列局部优化问题，使得计算复杂性和计算资源消耗都大幅降低. 滚动优化把整个 RHC 任务过程分为一个个相互重叠（单步预测时是不重叠的）但不断向前推进的优化区间，称为滚动时域. 在某一滚动时域的开始，用系统的当前状态作为初始条件，在线求解该有限时域开环最优控制问题，得到最优控制序列. 并在该时刻，仅取最优控制序中的第 1 个控制信号实际作用到系统中. 在下一滚动时域，重复以上过程. 随着动态过程的延续，控制算法推进预测时域向前滚动，从而形成滚动优化. 对于含状态约束以及输入约束等限制条件的系统，在不知道目标未来运动信息的条件下，滚动时域控制是一种有效的控制方法[15-16]. 滚动时域控制原理如图 2 所示.

通过以上分析，假设每一次决策之间的时间间隔是固定的，定义任意起始时刻 t_k 的滚动时域为 $[t_k, t_k + n\Delta t]$，n 为滚动时域步长，Δt 为决策时间间隔，则图中 $[\boldsymbol{u}^*_{t_k|t_k}, \boldsymbol{u}^*_{t_{k+1}|t_k}, \cdots, \boldsymbol{u}^*_{t_{k+n}|t_k}]$ 可表示为 $[\boldsymbol{u}_{t_k|t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k+\Delta t|t_k}, \cdots, \boldsymbol{u}_{t_k+n\Delta t|t_k}]$. 根据第 2 节所建立的专家系统空战机动决策最优控制模型，则求

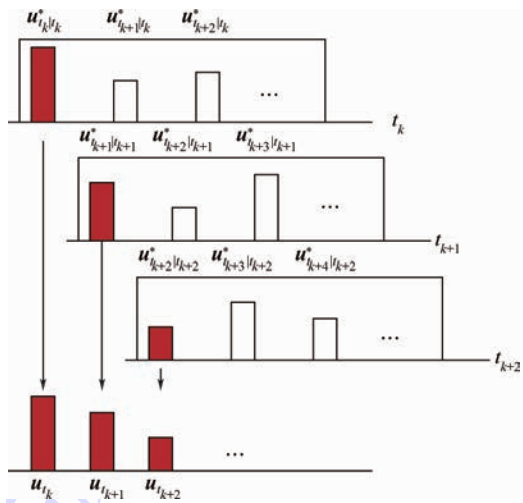


图 2　滚动时域控制原理图

Fig. 2　RHC schematic

解滚动时域内最优控制序列 $[\boldsymbol{u}_{t_k|t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k+\Delta t|t_k}, \cdots, \boldsymbol{u}_{t_k+n\Delta t|t_k}]$ 的指标函数为

$$J(\boldsymbol{x}_{t_k+m\Delta t|t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k+m\Delta t|t_k}) = \sum_{m=0}^{n} F(\boldsymbol{x}_{t_k+m\Delta t|t_k}, \boldsymbol{u}_{t_k+m\Delta t|t_k}, \boldsymbol{x}_{t_k+(m+1)\Delta t|t_k}) \tag{25}$$

2.2　仿真验证

设定空战初始条件为原专家系统中未定义的空战态势，即原专家系统失效，通过原专家系统和改进后专家系统的仿真对比，验证改进后的专家系统具有更强的适应性. 仿真初始条件如表 1 所示.

表 1　仿真初始条件

Table 1　Initial conditions for simulation

战机	x/m	y/m	z/m	v/(m·s^{-1})	θ/(°)	ψ/(°)
我机	10 000	10 000	10 000	150	0	60
敌机	10 000	0	10 000	150	0	0

图 3 和图 4 分别为原专家系统空战仿真结果和滚动时域法改进后的专家系统仿真结果.

由图 3 可以看出空战开始，原专家系统就出现失效状况，我机维持起始飞行状态，作匀速直线运动，我机态势优势值也呈现递减的趋势，最终被敌机击落.

图 4 为引进滚动时域法后的专家系统，在专家系统决策出现失效的情况下，系统采用滚动时域控制代替专家系统进行空战机动决策. 如图 4 所示，敌我空战开始时刻，专家系统出现失效，滚动时域法求解最优控制机动. 第 1 阶段，我机作偏航纯跟踪机动，向敌机偏转同时保持一定的增速；第 2 阶段，我机通过最大加速直飞行机动与敌机拉开距离；第 3 阶段，当我机和敌机拉开一定的距离，我机作最大过载左转弯机动，快速向敌机偏

北航学报 赠阅

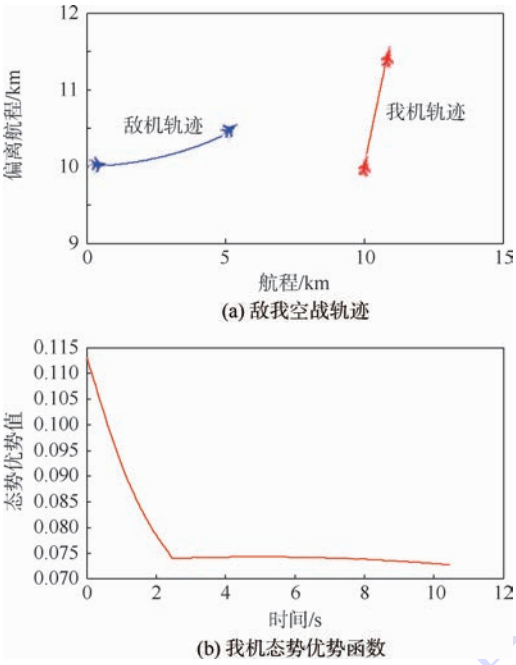


图 3 原专家系统机动决策

Fig. 3 Expert system maneuver decision

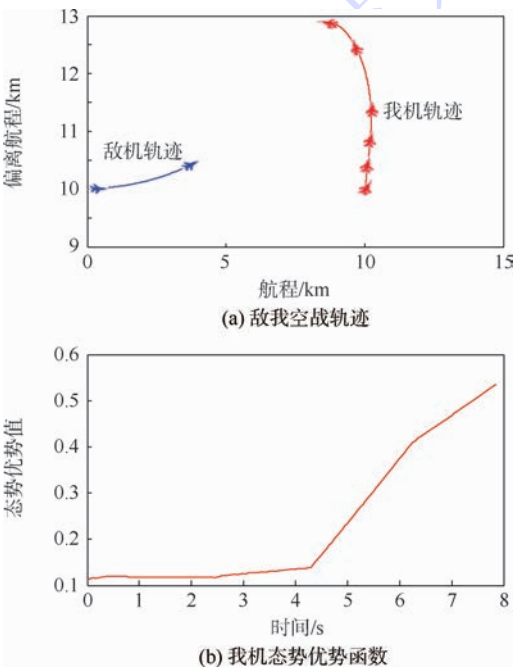


图 4 改进专家系统机动决策

Fig. 4 Improved expert system maneuver decision

转;第 4 阶段,当我机角度向敌机偏转到一定角度时,我机对敌机形成侧向攻击态势,由专家系统进行决策,我机继续采用最大过载左转弯机动;第 5 阶段,通过前两个阶段的最大过载左转弯机动,我机与敌机形成迎头攻击态势,继续由专家系统进行决策,我机采用偏航纯跟踪机动,实现对敌的跟踪. 由图 4 可知,引进滚动时域法后的专家系统,在专家系统法失效的情况下,仍能做出有效的机动,实现敌我态势的逆转,我机态势优势值呈递增的趋势.

3 结 论

本文建立了一套基于滚动时域的无人战机空战决策专家系统. 通过与原专家系统的仿真对比,验证了改进后的系统在专家系统法失效的情况下,能快速地进行自主决策,使我机有效地规避目标威胁并达成攻击条件. 基于滚动时域的无人战机空战决策专家系统不仅保留了专家系统机动决策法的优点,而且克服了专家系统法适应性差的缺陷. 综合分析可得基于滚动时域的无人战机空战决策专家系统的特点为:

1) 系统能充分发挥专家的经验优势,决策过程不需复杂的算法计算,有利于提高机动决策的实时性.

2) 系统具有良好的可维护性和扩展性. 对于不同的机型,系统可以根据需要对知识库中的知识进行增删、修改、扩充等操作.

3) 系统具有更强的灵活性和适应性. 系统综合使用专家系统法和滚动时域法进行决策,在任何的空战态势下,都能做出有效的机动决策.

除了实现对专家系统的改进,本文建立的专家系统机动决策最优空战模型,对以后专家系统的研究以及智能算法的引入都具有一定的借鉴意义.

参考文献 (References)

[1] Galati D G. Game theoretic target assignment strategies in competitive multi-team systems[D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh, 2004.

[2] Imado F, Kuroda T. A method to solve missile-aircraft pursuit-evasion differential games[C]// Proceedings of the 16th IFAC World Congress. Laxenburg: IFAC, 2005, 16: 176-181.

[3] Virtanen K, Raivio T. Modeling pilot's sequential maneuvering decisions by a multistage influence diagram[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(4): 665-677.

[4] 董彦非,郭基联,张恒喜. 空战机动决策方法研究[J]. 火力与指挥控制, 2002, 27(2): 75-78.
Dong Y F, Guo J L, Zhang H X. The methods of air combat maneuvering decision[J]. Fire Control & Command Control, 2002, 27(2): 75-78 (in Chinese).

[5] 赵威. 基于专家系统的双机协同攻击决策技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
Zhao W. Based on expert system coordination air fight decision research[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007 (in Chinese).

[6] Platts J T, Howell S E, Peeling E C, et al. Increasing UAV intelligence through learning[C]// AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit. Reston:

AIAA,2004,1:270-282.

[7] Xiao L,Sun D,Liu Y,et al. A combined method based on expert system and BP neural network for UAV systems fault diagnosis [C]// 2010 International Conference on Artificial Intelligence and Computational Intelligence. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010,3:3-6.

[8] Xu B,Kurdila A,Stilwell D J. A hybrid receding horizon control method for path planning in uncertain environments[C]// The 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2009:4887-4892.

[9] McGrew J S,How J P,Williams B,et al. Air-combat strategy using approximate dynamic programming[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2010,33(5):1641-1654.

[10] Fred A,Giro C,Michael F. Automated maneuvering decisions for air to air combat[R]. Reston:AIAA,1987.

[11] James S M. Real-time maneuvering decisions for autonomous air combat[D]. Massachusetts:Massachusetts Institute of Technology,2008.

[12] 马伟江,姚佩阳,周翔翔.改进的超视距空战态势评估方法[J].计算机工程与设计,2011,32(6):2096-2099.
Ma W J,Yao P Y,Zhou X X. Improved method of situation assessment in BVR air combat[J]. Computer Engineering and Design,2011,32(6):2096-2099(in Chinese).

[13] 吴文海,周思羽,高丽.基于导弹攻击区的超视距空战态势评估改进[J].系统工程与电子技术,2011,33(12):2679-2685.
Wu W H,Zhou S Y,Gao L. Improvements of situation assessment for beyond-visual-range air combat based on missile launching envelope analysis[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2011,33(12):2679-2685(in Chinese).

[14] 张洪波,李国英,丁全心.超视距空战下的态势评估技术研究[J].电光与控制,2010,17(4):9-13.
Zhang H B,Li G Y,Ding Q X. Research on situation assessment in BVR air combat[J]. Electronics Optics & Control,2010,17(4):9-13(in Chinese).

[15] 付昭旺,李战武,强晓明.基于滚动时域控制的战斗机空战机动决策[J].电光与控制,2013,20(3):20-29.
Fu Z W,Li Z W,Diang X M. Tactical decision-making method based on receding horizon control for air combat[J]. Electronics Optics & Control,2013,20(3):20-29(in Chinese).

[16] Bellingham J,Richards A,How J P. Receding horizon control of autonomous aerial vehicles[C]// Proceedings of the American Control Conference,2002. Piscataway,NJ:IEEE Press,2002,5:3741-3746.

An UAV air-combat decision expert system based on receding horizon control

FU Li[*1], XIE Fuhuai[2], MENG Guanglei[2], WANG Dongzheng[3]

(1. Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. School of Automation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
3. Faculty of Electronic Information and Electrical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Aiming at the poor adaptability of expert system in air combat, a maneuvering decision algorithm based on the receding horizon control (RHC) method was proposed to improve the air combat maneuvering decision-making expert system. Firstly, the optimal control problem was systematically analyzed in the air combat maneuvering decision-making expert system. The system state equation, the index function and the control constraints of the maneuvering decision-making optimal control model were established. On this basis, according to the principle of the RHC method, the whole air combat process was divided into some sequential ones with the finite time horizon. In each time horizon, the optimal control model of the maneuvering decision-making expert system was solved to conduct air combat maneuvering decisions with initial state updated. The process was repeated until the air combat was over. The simulation result shows that, through solving the RHC optimal control model of the air combat maneuvering decision-making expert system, the unmanned aerial vehicle (UAV) can rapidly take effective maneuvering decisions in the case of expert system failure.

Key words: receding horizon control (RHC); optimal control model; maneuvering decision; expert system; air combat

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0730

结构偏差对二维连续地月载荷转移系统动力学影响

齐乃明*, 阳勇, 黄盘兴, 孙康, 韩冰

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150006)

摘 要: 以驱动型动量交换绳系卫星系统(MMET)为载体,采用动量交换原理,考虑母星两端系绳长度偏差、两载荷质量偏差等结构偏差的前提下,应用拉格朗日(Lagrange)方法建立了连续地月载荷转移系统(CCPTS)的二维误差动力学模型.在不同的系绳长度偏差以及载荷质量偏差前提下,对所建立的误差动力学模型进行了数值仿真分析.仿真结果表明,系绳长度偏差以及载荷质量偏差对 CCPTS 的广义坐标、广义速度等动力学参数均产生了相似的影响,随着系绳长度偏差的增加(或载荷质量偏差的增加),CCPTS 的广义坐标、广义速度偏差量的最大值均呈现相同的线性增加趋势,而对于广义加速度而言,则没有明显的线性关系.外力矩的存在能够在一定程度上削减因结构偏差所造成的对 CCPTS 动力学参数的影响程度.

关 键 词: 绳系卫星; 动量交换; 地月转移; 载荷; 动力学; 结构偏差
中图分类号: V476.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2000-10

绳系卫星作为一种新型的卫星概念,经过数十年的研究历程,在航天领域扮演着十分重要的角色.绳系卫星具有诸多特点[1-2]:能够实现动量(能量)的传递[3-5],能够借助于电动绳的原理为卫星系统提供可再生的能源,能够实现对太空垃圾的捕获等[6-7].动量交换作为绳系的一个重要功能,其基本思想就是通过系绳的旋转运动实现系绳两端卫星之间的动量、能量交换,从而实现改变卫星的速度、改变卫星轨道的目的.因此,采用动量交换原理的绳系卫星系统具有能够实现较大运载能力、可重复使用、节省能量等优点.

基于此想法,研究者们大胆地提出了两种旨在实现地月(或星际之间)物资转移的绳系卫星系统构想,一种构想源自于 TUI 公司的 Robert,他在 1980 年就首次提出了一种动量交换/电动绳系(Momentum-Exchange/Electrodynamic Reboost tethers,MXER)卫星推进系统[8].MXER 采用动量交换原理,结合电动绳的变轨原理实现载荷的轨道转移.另一种构想来自于英国谢菲尔德大学的 Cartmell 教授,他在 MXER 的基础上创造性地提出了驱动型动量交换绳系(Motorized Momentum Exchange Tether,MMET)卫星[9-10]的概念.MXER 系统由母星、子星(或载荷)以及一根连接母星与子星的电动绳组成,主要通过母星与子星之间的动量交换(具体来说是将母星的动量转移给子星,从而增加子星的动量以此来实现子星的轨道转移).该系统一次只能转移一个载荷,此外,由于母星损失了一部分动量,将面临一个长时间进行轨道调整的过程.而 MMET 不同于 MXER,Cartmell在 MXER 的基础上将母星置于系统质心处,由两根等长的系绳分别连接两套相同的抓捕机构,由两套抓捕机构对两个需要进行轨道调整

收稿日期: 2014-11-21; **录用日期**: 2015-02-25; **网络出版时间**: 2015-03-11 18:40
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150311.1840.001.html
基金项目: CAST 重点创新基金(CAST20090801)
* **通讯作者**: 齐乃明(1962—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,qinmok@163.com,主要研究方向为空间飞行器动力学、机电一体化.

引用格式: *齐乃明, 阳勇, 黄盘兴, 等. 结构偏差对二维连续地月载荷转移系统动力学影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2000-2009. Qi N M, Yang Y, Huang P X, et al. Two dimensional dynamics of continuous cislunar payload transfer system considering structural deviation effect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2000-2009 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

的载荷实行抓捕.这样,MMET 系统就能通过改变两个载荷之间的动量,从而实现其中一个载荷升轨、另一个载荷降轨的星际双向轨道转移的目的.

在对 MMET 近二十多年的研究中,许多研究者对 MMET 开展了广泛的理论与实验研究,对 MMET 理论的发展做出了巨大的贡献.其中,Ziegler 和Cartmell 通过将系绳简化为刚性杆模型对 MMET 系统的动力学进行了初步研究[11-12],同时,他们也针对性地开展了一些地面模拟实验,得到了一些有价值的数据.除此之外,Chen、Ismail 等在 Ziegler 等的研究基础上将系绳的柔性加入到了 MMET 系统动力学模型中[13-15],在两端固定的假设下,将系绳的横向振动(二维、三维模型)、纵向振动(二维、三维模型)、侧向振动(三维模型)作为广义坐标引入到动力学模型中.但是,他们均未考虑系统存在结构偏差(即母星两侧系绳的长度存在偏差以及两载荷之间的质量存在偏差等)对 MMET 系统动力学特性的影响.

由于 MMET 旨在利用系统的对称性,同时实现两个载荷的轨道转移.因此,MMET 系统要想准确实现两载荷的轨道转移,必要前提就是保证系统两端结构的对称性以维持母星的轨道稳定.但是,在实际工程应用中,误差的存在不可避免,因此,分析系统结构误差对系统动力学的影响十分必要.本文在前人研究的基础上,首先采用传统拉格朗日(Lagrange)方法,考虑系绳长度以及载荷质量存在偏差,建立连续地月转移系统(Continuous Cislunar Payload Transfer System,CCPTS)误差动力学模型.同时,在建模过程中,本文在不影响系统模型精度的情况下,采用泰勒级数展开的方式对 MMET 系统势能进行相应简化.此外,针对所建立的动力学模型,对母星两端系绳的长度的误差、两载荷的质量偏差以及综合误差对 CCPTS 的动力学特性的影响进行深入分析.经过仿真分析,得出不同程度的误差大小与系统质心轨道特性的影响程度之间的关系,并为如何解决系统结构偏差以及减小因系统结构偏差对系统轨道所造成的影响提出一些建议.

1　CCPTS 概念

CCPTS 包括两套长期驻轨的子系统:一套子系统称为驻地载荷转移系统(Earth Motorized Momentum Exchange Tether,EMMET),运行于地球某椭圆轨道上;另一套子系统运行于月球某椭圆轨道上,称为驻月载荷转移系统(Lunar Motorized Momentum Exchange Tether,LMMET).两套系统工作原理相似,MMET 示意图如图 1 所示.

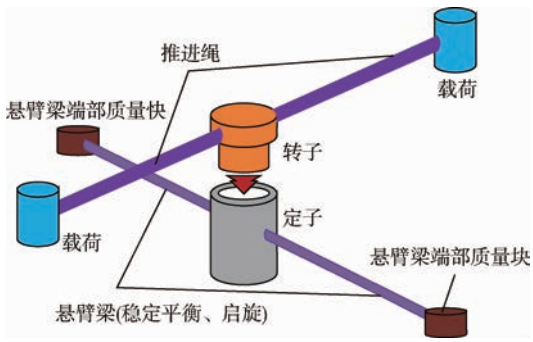


图 1　MMET 示意图[1]

Fig. 1　Schematic of MMET

由图 1 可知,CCPTS 由如下几部分组成:母星系统(包括制导控制系统、定子、转子等)、推进绳(与转子相连,由转子的旋转带动系绳的旋转)、抓捕机构、悬臂梁平衡系统(与定子相连,主要控制 CCPTS 的旋转面的朝向稳定与平衡).CCPTS 进行载荷转移的过程示意图如图 2 所示.图中,l 为系绳的长度,v_M 为母星的轨道速度.首先,MMET 通过调整系绳的旋转角速度,使得当系统质心运行到轨道近地点时,两抓捕机构的位置正好位于系统质心与地心的连线上.同时,空天飞行器将需要送往月球的载荷 P_1 送入到此时处于低轨端的抓捕机构处,并与抓捕机构实现对接,来自月球的载荷 P_2 也同时到达处于高轨端的抓捕机构处并与该抓捕机构实现对接.这两个过程必须同时进行,以保证对接前后 CCPTS 质心的轨道参数不发生较大变化,如图中过程①所示;图中②表示 CCPTS 进行轨道调整的过程.在载荷交会对接的过程中必然会对母星(即系统质心)的轨道参数产生影响,因此需要对 CCPTS 质心轨道进行调整;此外,要实现载荷 P_1、P_2 的准确入轨(即 P_1 进入设计的地月转移轨道,P_2 进入低地球轨道并由空天飞行器带回地面),CCPTS 转子就必须提供

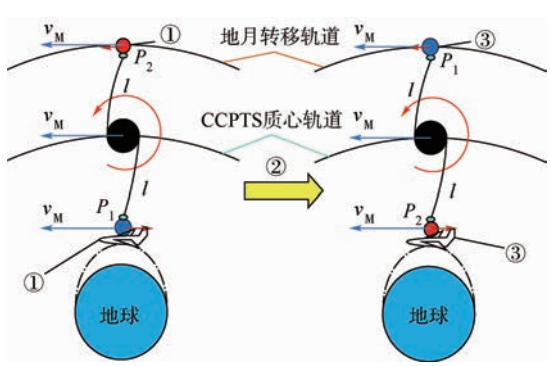


图 2　CCPTS 进行载荷转移过程示意图

Fig. 2　Process schematic of transferring payloads by CCPTS

北航学报 赠阅

合适的驱动力矩,当系统完成 $n+1/2$(n 为正整数)个轨道周期之后,载荷 P_1、P_2 均获得了实现精确入轨的轨道速度且位置互换;图中③表示载荷 P_1、P_2 与各自的抓捕机构同时实现分离.

2 CCPTS 二维刚性动力学模型

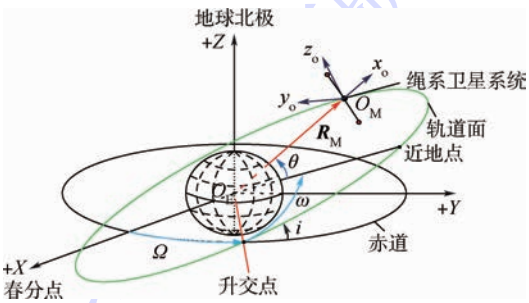
2.1 坐标系定义

1)惯性坐标系 O_EXYZ.

坐标原点 O_E 为地球质心,O_EX 轴指向春分点,O_EY 轴位于地球赤道面内并垂直于 O_EX,O_EZ 轴与 O_EX 轴、O_EY 轴构成右手系并指向地球北极,3 个轴方向上的单位矢量分别为 $\boldsymbol{I}$、$\boldsymbol{J}$ 和 $\boldsymbol{K}$.

2)运动坐标系 $O_Mx_oy_oz_o$.

原点定义在 CCPTS 质心 O_M(后文均以 O_M 代表母星)处,O_Mx_o 轴位于轨道面内,由地心指向 CCPTS 质心方向,O_My_o 轴垂直于 O_Mx_o 并位于轨道面内,O_Mz_o 与 O_Mx_o、O_My_o 构成右手坐标系,3 个轴方向上的单位矢量分别为 $\boldsymbol{r}_o$、$\boldsymbol{\theta}_o$ 和 $\boldsymbol{n}_o$;惯性坐标系与运动坐标系之间的相对关系如图 3 所示.



Ω—赤经;i—轨道倾角;ω—近地点幅角;
θ—真近角;$\boldsymbol{R}_M$—母星质心矢径.

图 3 惯性坐标系与运动坐标系

Fig. 3 Inertial frame and motion coordinate

3)轨道面坐标系 $O_EX_oY_oZ_o$.

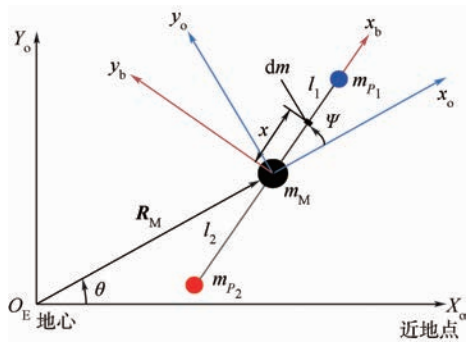
坐标原点位于地心(即地球质心),O_EX_o 轴指向 CCPTS 系统轨道近地点(perigee)方向,O_EY_o 轴位于轨道面内垂直于 O_EX_o(位于 CCPTS 运行方向一侧),O_EZ_o 与 O_EX_o、O_EY_o 构成右手坐标系,3 个轴方向上的单位矢量分别为 $\boldsymbol{i}$、$\boldsymbol{j}$ 和 $\boldsymbol{k}$.

4)体轴坐标系 $O_Mx_by_bz_b$.

O_Mx_b 由低轨载荷(lower payload)指向高轨载荷(upper payload),O_My_b 位于轨道面内,垂直于 O_Mx_b,O_Mz_b 轴与 O_Mx_b、O_My_b 构成右手坐标系.3 个轴方向上的单位矢量分别为 $\bar{\boldsymbol{i}}$、$\bar{\boldsymbol{j}}$ 和 $\bar{\boldsymbol{k}}$;轨道面坐标系与体轴坐标系的几何关系如图 4 所示.

2.2 建立动力学模型

假设 CCPTS 驻地系统运行在以地球为中心



m_{P_1},m_{P_2}—载荷 P_1、P_2 的质量;l_1,l_2—系绳 T_1 和 T_2 的长度;x—系绳质量单元与母星的距离;m_M—母星质量;Ψ—系绳展长方向与当地重力梯度方向夹角;dm—质量微元.

图 4 轨道面坐标系与体轴坐标系

Fig. 4 Orbital plane coordinate and body coordinate

的椭圆轨道上,半长轴为 a,离心率为 e,不考虑系绳的面外运动,即系绳的旋转面与轨道面重合,同时不考虑系绳的柔性.基于以上假设,在轨道面坐标系中,可以表示出母星 O_M、质量微元 dm 及载荷 P_1、P_2 相对于轨道面坐标系的位置矢量分别为

$$\boldsymbol{R}_M = R_M\cos\theta\boldsymbol{i} + R_M\sin\theta\boldsymbol{j} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{R}_{x,T_1} = (R_M\cos\theta + x\cos u)\boldsymbol{i} + (R_M\sin\theta + x\sin u)\boldsymbol{j} \tag{2}$$

$$\boldsymbol{R}_{x,T_2} = (R_M\cos\theta - x\cos u)\boldsymbol{i} + (R_M\sin\theta - x\sin u)\boldsymbol{j} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{R}_{P_1} = (R_M\cos\theta + l_1\cos u)\boldsymbol{i} + (R_M\sin\theta + l_1\sin u)\boldsymbol{j} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{R}_{P_2} = (R_M\cos\theta - l_2\cos u)\boldsymbol{i} + (R_M\sin\theta - l_2\sin u)\boldsymbol{j} \tag{5}$$

式中:$u = \psi + \theta$.

由于轨道面坐标系为相对惯性系,因此其各坐标轴方向向量 $\boldsymbol{i}$、$\boldsymbol{j}$ 和 $\boldsymbol{k}$ 均为常值,各自的导数为零,由此得到各单元的速度矢量表达式为

$$\dot{\boldsymbol{R}}_M = (\dot{R}_M\cos\theta - R_M\dot{\theta}\sin\theta)\boldsymbol{i} + (\dot{R}_M\sin\theta + R_M\dot{\theta}\cos\theta)\boldsymbol{j} \tag{6}$$

$$\dot{\boldsymbol{R}}_{x,T_1} = (\dot{R}_M\cos\theta - R_M\dot{\theta}\sin\theta - x\dot{u}\sin u)\boldsymbol{i} + (\dot{R}_M\sin\theta + R_M\dot{\theta}\cos\theta + x\dot{u}\cos u)\boldsymbol{j} \tag{7}$$

$$\dot{\boldsymbol{R}}_{x,T_2} = (\dot{R}_M\cos\theta - R_M\dot{\theta}\sin\theta + x\dot{u}\sin u)\boldsymbol{i} + (\dot{R}_M\sin\theta + R_M\dot{\theta}\cos\theta - x\dot{u}\cos u)\boldsymbol{j} \tag{8}$$

$$\dot{\boldsymbol{R}}_{P_1} = (\dot{R}_M\cos\theta - R_M\dot{\theta}\sin\theta - l_1\dot{u}\sin u)\boldsymbol{i} + (\dot{R}_M\sin\theta + R_M\dot{\theta}\cos\theta + l_1\dot{u}\cos u)\boldsymbol{j} \tag{9}$$

$$\dot{\boldsymbol{R}}_{P_2} = (\dot{R}_M\cos\theta - R_M\dot{\theta}\sin\theta + l_2\dot{u}\sin u)\boldsymbol{i} + (\dot{R}_M\sin\theta + R_M\dot{\theta}\cos\theta - l_2\dot{u}\cos u)\boldsymbol{j} \tag{10}$$

北航学报 赠阅

假设系绳的密度为 ρ,系绳的横截面积为 A,于是得到 CCPTS 平动动能 T_{trans} 为

$$T_{\text{trans}}=\frac{1}{2}[m(\dot{R}_{\text{M}}^2+R_{\text{M}}^2\dot{\theta}^2)+\frac{1}{3}A_1\dot{u}^2+A_2(\dot{R}_{\text{M}}\dot{u}\sin\psi-R_{\text{M}}\dot{\theta}\dot{u}\cos\psi)] \tag{11}$$

式中:m 为 CCPTS 总质量,m、A_1 和 A_2 的表达式为

$$m=m_{\text{M}}+m_{P_1}+m_{P_2}+\rho A(l_1+l_2) \tag{12}$$

$$A_1=2(m_{P_2}l_2-m_{P_1}l_1)+\rho A(l_2^2-l_1^2) \tag{13}$$

$$A_2=3(m_{P_1}l_1^2+m_{P_2}l_2^2)+\rho A(l_1^3+l_2^3) \tag{14}$$

假设载荷、母星、系绳均为圆柱体,各自的尺寸半径分别为 r_P、r_{M} 和 r_T,载荷及母星的尺寸高度为 h_P 和 h_{M},于是得到 CCPTS 绕各自质心的转动动能 T_{rot} 为

$$T_{\text{rot}}=\frac{1}{2}I\dot{u}^2 \tag{15}$$

式中:I 为 CCPTS 的部分转动惯量,表达式为

$$I=\frac{1}{12}[6m_{\text{M}}r_{\text{M}}^2+6m_{P_1}r_P^2+6m_{P_2}r_P^2+3\rho A(l_1+l_2)r_T^2+\rho A(l_1^3+l_2^3)] \tag{16}$$

联立式(11)和式(15)得到 CCPTS 的动能 T 为

$$T=\frac{1}{2}[m(\dot{R}_{\text{M}}^2+R_{\text{M}}^2\dot{\theta}^2)+\tilde{I}\dot{u}^2+A_1(\dot{R}_{\text{M}}\dot{u}\sin\psi-R_{\text{M}}\dot{\theta}\dot{u}\cos\psi)] \tag{17}$$

式中:$\tilde{I}$ 为 CCPTS 在轨道面内总的转动惯量,其表达式为

$$\tilde{I}=(m_{P_1}l_1^2+m_{P_2}l_2^2)+\frac{5}{12}\rho A(l_1^3+l_2^3)+\frac{1}{2}m_{\text{M}}r_{\text{M}}^2+\frac{1}{2}(m_{P_1}+m_{P_2})r_P^2+\frac{1}{4}\rho A(l_1+l_2)r_T^2 \tag{18}$$

求解 CCPTS 势能函数 V,由于不考虑系绳的弹性势能,因此,系绳势能仅由重力产生. 由图 4 可得 CCPTS 各部分的势能为

$$V_{\text{M}}=-\mu\frac{m_{\text{M}}}{R_{\text{M}}} \tag{19}$$

$$V_{P_1}=-\mu\frac{m_{P_1}}{\sqrt{R_{\text{M}}^2+l_1^2+2R_{\text{M}}l_1\cos\psi}} \tag{20}$$

$$V_{P_2}=-\mu\frac{m_{P_2}}{\sqrt{R_{\text{M}}^2+l_2^2-2R_{\text{M}}l_2\cos\psi}} \tag{21}$$

$$V_{T_1}=-\mu\rho A\int_0^{l_1}\frac{\mathrm{d}x}{\sqrt{R_{\text{M}}^2+x^2+2R_{\text{M}}x\cos\psi}} \tag{22}$$

$$V_{T_2}=-\mu\rho A\int_0^{l_2}\frac{\mathrm{d}x}{\sqrt{R_{\text{M}}^2+x^2-2R_{\text{M}}x\cos\psi}} \tag{23}$$

式中:μ 为地球引力常数,其取值见第 3 节. 在满足动力学研究精度的前提下,为了简化分析,对式(20)~式(23)采用泰勒级数展开,并略去 x/R_{M}、l_1/R_{M}、l_2/R_{M} 二次以上的项,化简得到 CCPTS 势能为

$$V=-\mu\frac{m}{R_{\text{M}}}-\frac{\mu A_1}{2R_{\text{M}}^2}\cos\psi-\frac{\mu A_2}{6R_{\text{M}}^3}(3\cos^2\psi-1) \tag{24}$$

最后得到 CCPTS 的拉格朗日函数为

$$L=m\left(\frac{\dot{R}_{\text{M}}^2+R_{\text{M}}^2\dot{\theta}^2}{2}+\frac{\mu}{R_{\text{M}}}\right)+\frac{1}{2}\tilde{I}\dot{u}^2+\frac{\mu A_1\cos\psi}{2R_{\text{M}}^2}+\frac{A_1\dot{u}(\dot{R}_{\text{M}}\sin\psi-R_{\text{M}}\dot{\theta}\cos\psi)}{2}+\frac{\mu A_2(3\cos^2\psi-1)}{6R_{\text{M}}^3} \tag{25}$$

选择$(R_{\text{M}},\theta,\psi)$为系统的广义坐标,相应的广义力为$(0,0,\tau)$,由此得到 CCPTS 动力学方程为

$$\ddot{R}_{\text{M}}-R_{\text{M}}\dot{\theta}^2+\frac{\mu}{R_{\text{M}}^2}+\frac{\mu A_1\cos\psi}{mR_{\text{M}}^3}+\frac{\mu A_2(3\cos^2\psi-1)}{2mR_{\text{M}}^4}+\frac{A_1}{2m}(\ddot{u}\sin\psi+\dot{u}^2\cos\psi)=0 \tag{26}$$

$$(mR_{\text{M}}^2+\tilde{I})\ddot{\theta}+\tilde{I}\ddot{\psi}+2mR_{\text{M}}\dot{R}_{\text{M}}\dot{\theta}+\frac{A_1}{2}[-2\dot{R}_{\text{M}}\dot{\theta}\cos\psi+R_{\text{M}}(\dot{\psi}^2+2\dot{\theta}\dot{\psi})\sin\psi+\ddot{R}_{\text{M}}\sin\psi-R_{\text{M}}(\ddot{\psi}+2\ddot{\theta})\cos\psi]=0 \tag{27}$$

$$\ddot{\psi}+\ddot{\theta}+\frac{\mu A_2}{2\tilde{I}R_{\text{M}}^3}\sin 2\psi+\frac{\mu A_1}{2\tilde{I}R_{\text{M}}^2}\sin\psi+\frac{A_1}{2\tilde{I}}[(\ddot{R}_{\text{M}}-R_{\text{M}}\dot{\theta}^2)\sin\psi-(2\dot{R}_{\text{M}}\dot{\theta}+R_{\text{M}}\ddot{\theta})\cos\psi]=\frac{\tau}{\tilde{I}} \tag{28}$$

3　仿真分析

各广义坐标初值为

$$\begin{cases}R_{\text{M}}(0)=6.728\times10^6\ \text{m}\\ \dot{R}_{\text{M}}(0)=0\ \text{m/s}\end{cases} \tag{29}$$

$$\begin{cases}\theta(0)=0\ \text{rad}\\ \dot{\theta}(0)=0.001\,26\ \text{rad/s}\end{cases} \tag{30}$$

$$\begin{cases}\psi(0)=0\ \text{rad}\\ \dot{\psi}(0)=0.087\,3\ \text{rad/s}\end{cases} \tag{31}$$

式中:$R_{\text{M}}(0)$的初值大小决定 CCPTS 母星近地点的高度,为了尽量减小大气阻力对系统轨道的影响,应适当增加近地点高度;$\dot{\theta}(0)$的初值大小决定 CCPTS 初始轨道的形状,为了尽量降低载荷实现地月转移所需的速度增量,CCPTS 初始轨道的

北航学报 赠阅

远地点高度应该尽量大一些. CCPTS 参数如表 1 所示,仿真时间取为 60 000 s.

表 1 CCPTS 参数

Table 1 Parameters of CCPTS

参数	数值
$\mu/(\mathrm{m}^3\cdot\mathrm{s}^{-2})$	$3.987\,784\,8\times10^{14}$
l_1/m	10 000
m_M/kg	5 000
m_{P_1}/kg	1 000
$\rho/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-3})$	970
A/m^2	6.283×10^{-5}
r_M/m	0.5
r_P/m	0.5
r_T/m	0.004 472 07

图 5 给出了不同系绳长度偏差($\Delta l=0.01$, 0.1 和 1 m)存在的情况下,CCPTS 质心矢径 $\boldsymbol{R}_M$ 随时间变化关系. 由图可知,从宏观角度看,当系绳长度存在不同程度的偏差时,系统质心依然保持稳定的周期性椭圆轨道运动特性.

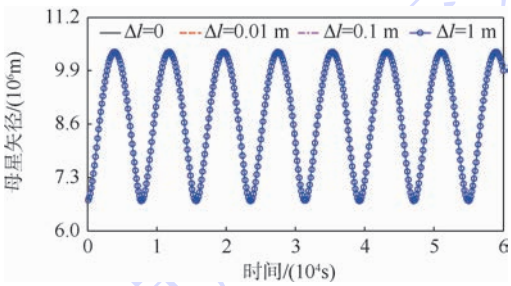


图 5 CCPTS 质心矢径随时间变化关系

Fig. 5 Relation of radius of CCPTS's center-of-mass (COM) changing with time

为了明确系绳长度偏差对母星轨道的影响程度,定义母星质心矢径偏差为

$$\Delta\boldsymbol{R}_M=\boldsymbol{R}_M^{(d)}-\boldsymbol{R}_M \tag{32}$$

式中:上标"d"表示偏差. 图 6 为系绳长度偏差对 CCPTS 质心矢径的影响. 由图可知,虽然从宏观上难以看出系绳长度偏差对母星质心矢径的影响程度,但从微观上看,随着系绳长度偏差的增加,$\Delta\boldsymbol{R}_M$ 随时间做周期变化的同时,其幅值也随之呈现出近似线性增加的趋势. 由此说明 CCPTS 姿态的不对称以及在此情况下的姿态运动会对母星质心的轨道运动产生一定程度影响.

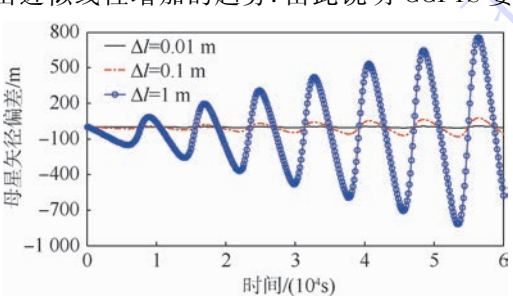


图 6 系绳长度偏差对 CCPTS 质心矢径的影响

Fig. 6 Influence of tether length deviation on radius of CCPTS's COM

图 7 给出了系绳长度偏差($\Delta l=0.01$, 0.1 和 1 m)存在的情况下,对称模型与结构偏差模型中 CCPTS 质心径向速度 $\dot{R}_M$ 随时间变化关系. 由图可知,径向速度的变化介于[-1 485, 1 485] m/s 之间,并且从宏观上看,系绳长度偏差对母星径向速度影响甚微.

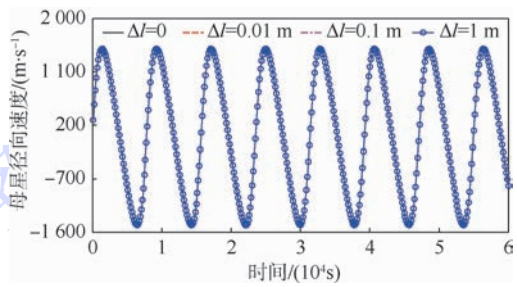


图 7 CCPTS 质心径向速度随时间变化关系

Fig. 7 Relation of radial velocity of CCPTS's COM changing with time

同样,定义 CCPTS 的径向速度偏差 $\Delta\dot{R}_M$ 为

$$\Delta\dot{R}_M=\dot{R}_M^{(d)}-\dot{R}_M \tag{33}$$

图 8 为系绳存在不同程度的长度偏差 Δl 时,对 CCPTS 母星径向速度 $\dot{R}_M$ 的影响随时间的变化关系. 由图 8 可知,随着 Δl 的增加,质心径向速度偏差 $\dot{R}_M$ 随轨道运动周期而做周期性变化的同时,其峰值(极大值和极小值)也随时间呈现近似线性增加的趋势.

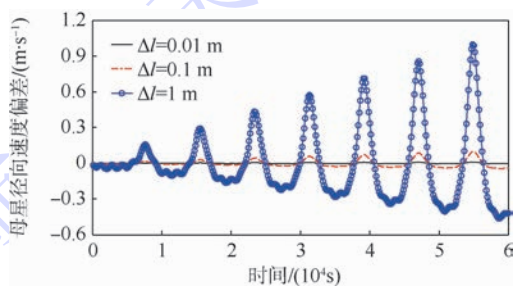


图 8 系绳长度偏差对 CCPTS 质心径向速度的影响

Fig. 8 Influence of tether length deviation on radial velocity of CCPTS's COM

图 9 同时给出了误差模型与标准模型中,系绳展长与当地重力梯度方向夹角 ψ 随时间变化关系的对比情况. 在不考虑外力矩作用的情况下,由于没有其他外力矩因素的存在,因此在初始给定的旋转角速度情况下,ψ 随时间呈线性增加的趋势. 而当外力矩存在时,随着外力矩的增加,系绳所受到的角加速度越大,最终导致 ψ 随时间呈现出非线性指数增加的趋势,增加的快慢

北航学报 赠阅

由外力矩值的大小所决定,外力矩越大,ψ 增加越快.

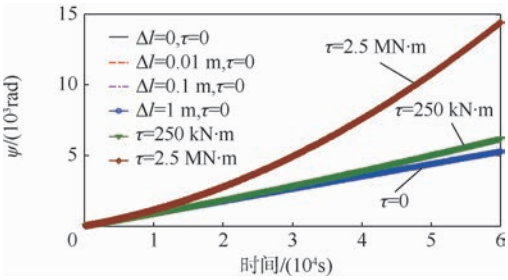


图 9　系绳与重力方向夹角随时间变化关系

Fig. 9　Relation of angle between tether-span and local gravity gradient changing with time

图 10 为不同系绳长度偏差 Δl 对 $\Delta\psi$ 的影响随时间的变化关系.不同于 Δl 对 $\Delta \boldsymbol{R}_{\mathrm{M}}$、$\Delta \dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{M}}$ 所带来的影响,随着系绳长度偏差 Δl 的增加,$\Delta\psi$ 的峰值也随之呈现近似相同的增加趋势(Δl 增加的倍数与 $\Delta\psi$ 增加的倍数相等).对于某一偏差 Δl 而言,随着时间的推移,$\Delta\psi$ 的幅值周期性累加,变化周期与 CCPTS 轨道周期一致.

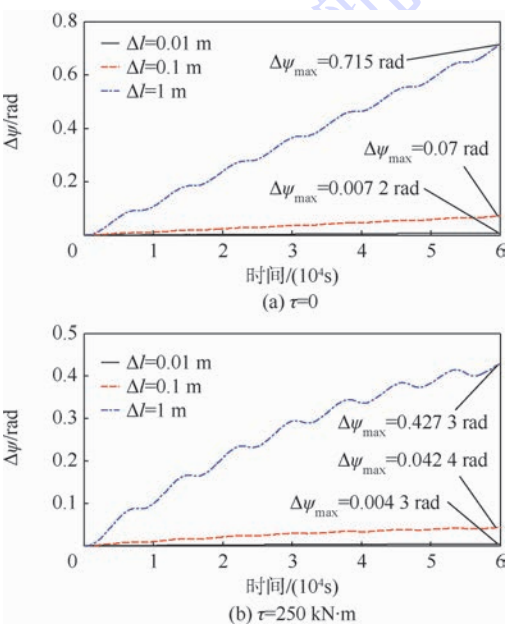


图 10　系绳长度偏差对系绳与重力方向之间夹角的影响

Fig. 10　Influence of tether length deviation on angle between tether-span and local gravity gradient

在外力矩 $\tau=0$ 以及 $\tau=250$ kN·m 两种情况下,图 11 给出了不同长度偏差对系绳旋转角速度 $\dot{\psi}$ 的影响.当外力矩 τ 不存在时,随着系绳长度偏差的增加,$\Delta\dot{\psi}$ 的峰值也随之增加,当 CCPTS 位于远地点时,$\Delta\dot{\psi}$ 达到极值.此外,相比于系绳长度偏差对轨道参数($\boldsymbol{R}_{\mathrm{M}}$,$\dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{M}}$)的时间累积性影响而言,$\Delta\dot{\psi}$ 的峰值并未随着时间的增加而增加.当外力矩 τ 存在时,外力矩对系绳旋转的主导作用削弱了重力梯度力矩对系绳旋转运动的影响,导致 $\Delta\dot{\psi}$ 的极值随时间呈近似线性减小的趋势.

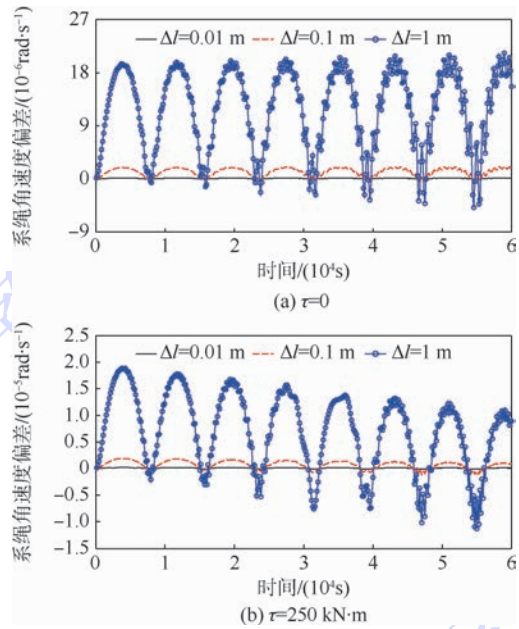


图 11　系绳长度偏差对系绳旋转角速度的影响

Fig. 11　Influence of tether length deviation on angular velocity of tether

在外力矩 $\tau=0$ 以及 $\tau=250$ kN·m 两种情况下,图 12 给出了系绳不同的长度偏差对系绳旋转角加速度 $\ddot{\psi}$ 以及系绳角加速度偏差 $\Delta\ddot{\psi}$ 的影响.

对比图 12(a)和图 12(b),无论外力矩存在与否,整体上难以看出系绳长度偏差对系绳角加速度的影响大小.此外,由于重力梯度力矩的存在,系绳角加速度并非常值,而是随时间呈现良好的周期性振动变化的趋势.当 CCPTS 位于轨道近地点时,重力梯度力矩最大,系绳角加速度取得极大值,反之,当 CCPTS 位于远地点时,重力梯度力矩最小,系绳角加速度取得极小值.对比图 12(c)和图 12(d),当 $\tau=0$ 时,$\Delta\ddot{\psi}$ 的幅值随时间剧烈振荡(振荡周期等于系绳绕母星质心的旋转周期)的同时,其峰值也随之呈现累积性增加.

定义真近角偏差 $\Delta\theta=\theta^{(\mathrm{d})}-\theta$ 以及真近角速度偏差 $\Delta\dot{\theta}=\dot{\theta}^{(\mathrm{d})}-\dot{\theta}$.在 $\tau=0$ 和 $\tau=250$ kN·m 两种不同的情况下,图 13 和图 14 给出了系绳长度偏差对真近角及真近角速度的影响.由图可知,与系绳长度偏差对 $\Delta \boldsymbol{R}_{\mathrm{M}}$、$\Delta \dot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{M}}$ 所带来的影响类似,随着系绳长度偏差 Δl 的增加,$\Delta\theta$ 及 $\Delta\dot{\theta}$ 在进

北航学报 赠阅

行周期变化的同时,其幅值均随之线性增加.

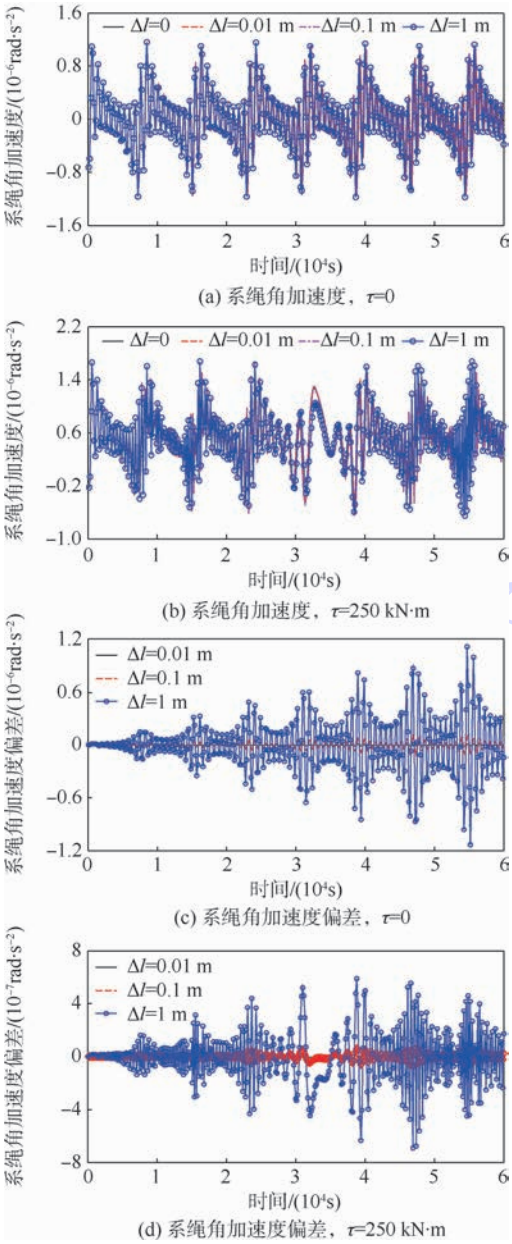


图 12 系绳长度偏差对系绳角加速度的影响

Fig. 12 Influence of tether length deviation on angular acceleration of tether

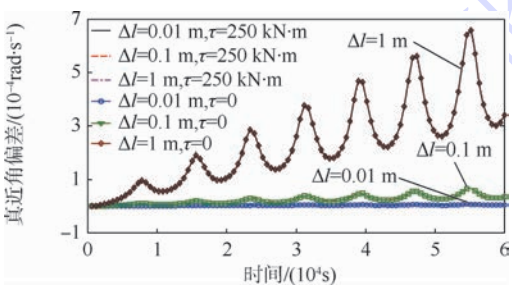


图 13 系绳长度偏差对真近角的影响

Fig. 13 Influence of tether length deviation on true anomaly angular

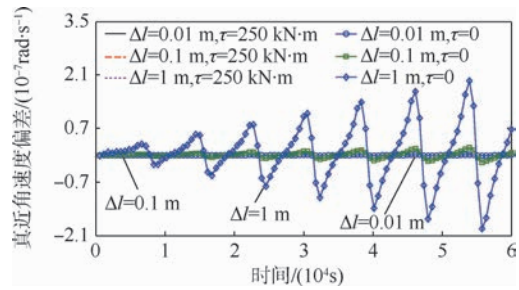


图 14 系绳长度偏差对 CCPTS 真近角速度的影响

Fig. 14 Influence of tether length deviation on true anomaly angular velocity of CCPTS

为了更直观地体现系绳长度偏差对 CCPTS 轨道参数(母星矢径、径向速度、径向加速度、真近角、真近角速度以及真近角加速度)的影响程度,此处定义相对偏差为

$$\xi_q^{(n)} = \frac{q_{t_m}^{(n)(d)} - q_{t_m}^{(n)}}{q_{t_m}^{(n)}} \times 100\% \quad n \in \{0,1,2\} \tag{34}$$

式中:上标"n"表示广义坐标对时间求导的阶次;q 表示广义坐标;下标"t_m"表示在仿真时间内各广义坐标及其各阶导数取得最大值的时刻.

表 2、表 3 总结了系绳长度偏差 Δl 从 0.01 m 变化到 10 m 的过程中,同时在外力矩 $\tau = 0$ 和 $\tau = 250$ kN · m 两种情况下,系绳长度偏差对 CCPTS 轨道参数、姿态参数的影响程度. 表中数据显示,随着系绳长度偏差的增加,CCPTS 的广义坐标偏差以及广义速度偏差随之呈线性增加,但是,广义加速度偏差与系绳长度偏差没有明显的线性关系. 此外,在外力矩存在的情况下,相比于不考虑外力矩时对轨道参数的影响,系绳长度偏差对 CCPTS 的轨道参数的影响的变化不明显,但对 CCPTS 姿态参数的影响明显小于不考虑外力矩时系绳长度偏差对姿态参数的影响.

下面分析当载荷质量存在偏差时,载荷质量偏差对 CCPTS 各广义坐标以及广义速度的影响. 表 4 和表 5 分别总结出了载荷质量偏差 Δm 对 CCPTS 的轨道参数和姿态参数的影响(同样也用绝对偏差与相对偏差来刻画). 由表 4、表 5 可知,随着载荷质量偏差 Δm 线性增加,轨道参数以及姿态参数的偏差量均呈现相同的线性增加趋势. 由此说明,载荷质量偏差对 CCPTS 轨道参数以及姿态参数所产生的影响与系绳长度偏差所造成的影响类似,它们都是通过改变系统质心的方式来影响 CCPTS 的动力学特性.

北航学报 赠阅

表 2　系绳长度偏差对 CCPTS 轨道参数的影响

Table 2　Influence of tether length deviation on the radial parameters of CCPTS

轨道参数	偏差	外力矩/(kN·m)	$\Delta l=0.01$ m	$\Delta l=0.1$ m	$\Delta l=1$ m	$\Delta l=10$ m
	R_M 绝对偏差/m	$\tau=0$	$(7.6,7.0\times10^{-6})$	$(75.7,6.6\times10^{-5})$	$(757.4,6.67\times10^{-4})$	$(7572,6.67\times10^{-3})$
	θ 绝对偏差/rad	$\tau=250$	$(7.6,7.0\times10^{-6})$	$(75.7,6.6\times10^{-5})$	$(757.1,6.67\times10^{-4})$	$(7574,6.67\times10^{-3})$
(R_M,θ)	R_M 相对偏差/%	$\tau=0$	$(9.36\times10^{-5},1.59\times10^{-5})$	(0.000 93,0.000 15)	(0.009 3,0.001 52)	(0.093,0.015)
	θ 相对偏差/%	$\tau=250$	$(9.36\times10^{-5},1.59\times10^{-5})$	(0.000 93,0.000 15)	(0.009 33,0.001 516)	(0.093 3,0.015)
	$\dot{R}_M$ 绝对偏差/(m·s^{-1})	$\tau=0$	$(9.78\times10^{-3},1.9\times10^{-9})$	$(9.78\times10^{-2},1.96\times10^{-8})$	$(0.976,1.95\times10^{-7})$	$(9.769,1.96\times10^{-6})$
$(\dot{R}_M,\dot{\theta})$	$\dot{\theta}$ 绝对偏差/(rad·s^{-1})	$\tau=250$	$(0.010\,1,2.0\times10^{-9})$	$(0.101,1.96\times10^{-8})$	$(1.014,1.956\times10^{-7})$	$(9.772,1.996\times10^{-6})$
	$\dot{R}_M$ 相对偏差/%	$\tau=0$	(0.057,0.000 188)	(0.571,0.001 93)	(5.698,0.019 3)	(57.03,0.194)
	$\dot{\theta}$ 相对偏差/%	$\tau=250$	(0.085 7,0.000 185)	(0.856 7,0.001 808)	(8.601,0.018 04)	(2.808,0.197 4)
	$\ddot{R}_M$ 绝对偏差/(m·s^{-2})	$\tau=0$	$(2.2\times10^{-5},-5.63\times10^{-12})$	$(2.2\times10^{-4},-5.69\times10^{-11})$	$(2.1\times10^{-3},-5.94\times10^{-10})$	$(0.022,-5.79\times10^{-9})$
$(\ddot{R}_M,\ddot{\theta})$	$\ddot{\theta}$ 绝对偏差/(rad·s^{-2})	$\tau=250$	$(2.7\times10^{-5},-7.02\times10^{-12})$	$(2.8\times10^{-4},-6.98\times10^{-11})$	$(2.7\times10^{-3},-6.29\times10^{-10})$	$(0.028,-7.55\times10^{-9})$
	$\ddot{R}_M$ 相对偏差/%	$\tau=0$	(0.006 87,0.065 9)	(0.068 69,0.666)	(0.655 6,6.952)	(6.868 6,67.767)
	$\ddot{\theta}$ 相对偏差/%	$\tau=250$	(0.003 57,0.004 95)	(0.036,0.049 2)	(0.333 9,0.443)	(4.060 3,63.127)

表 3　系绳长度偏差对 CCPTS 姿态参数的影响

Table 3　Influence of tether length deviation on the attitude parameters of CCPTS

姿态参数	偏差	外力矩/(kN·m)	$\Delta l=0.01$ m	$\Delta l=0.1$ m	$\Delta l=1$ m	$\Delta l=10$ m
ψ	绝对偏差/rad	$\tau=0$	0.007 2	0.071 5	0.715	7.13
		$\tau=250$	0.004 3	0.043	0.430	4.285
	相对偏差/%	$\tau=0$	0.000 136 5	0.001 356	0.013 56	0.135 2
		$\tau=250$	0.000 069 5	0.000 695	0.006 95	0.069 3
$\dot{\psi}$	绝对偏差/rad	$\tau=0$	2.120×10^{-7}	2.124×10^{-6}	2.123×10^{-5}	1.944×10^{-4}
		$\tau=250$	1.1×10^{-7}	1.06×10^{-6}	1.021×10^{-5}	1.011×10^{-4}
	相对偏差/%	$\tau=0$	0.000 24	0.002 42	0.024 11	0.220 4
		$\tau=250$	0.000 093 4	0.000 90	0.008 67	0.085 6
$\ddot{\psi}$	绝对偏差/rad	$\tau=0$	1.103×10^{-8}	1.123×10^{-7}	1.046×10^{-6}	1.692×10^{-6}
		$\tau=250$	6.427×10^{-9}	6.267×10^{-8}	4.828×10^{-7}	1.288×10^{-6}
	相对偏差/%	$\tau=0$	3.471 8	222.420 3	106.778 3	135.251 8
		$\tau=250$	0.546 5	5.086 9	42.203	96.551 7

表 4　载荷质量偏差对 CCPTS 轨道参数的影响

Table 4　Influence of payload mass deviation on the radial parameters of CCPTS

轨道参数	偏差	外力矩/(kN·m)	$\Delta m=0.01$ kg	$\Delta m=0.1$ kg	$\Delta m=1$ kg	$\Delta m=10$ kg
	R_M 绝对偏差/m	$\tau=0$	$(47.0,4.2\times10^{-5})$	$(470.5,4.15\times10^{-4})$	$(4704,4.101\times10^{-3})$	(46 930,0.041 3)
	θ 绝对偏差/rad	$\tau=250$	$(47,4.1\times10^{-5})$	$(470.4,4.09\times10^{-4})$	(4 705,0.004 1)	(46 430,0.041 3)
(R_M,θ)	R_M 相对偏差/%	$\tau=0$	$(5.76\times10^{-4},9.55\times10^{-5})$	(0.005 8,0.000 943)	(0.057 7,0.009 38)	(0.555,0.093 9)
	θ 相对偏差/%	$\tau=250$	$(5.79\times10^{-4},9.268\times10^{-5})$	(0.005 8,0.000 925)	(0.058,0.009 37)	(0.569,0.097 7)
	$\dot{R}_M$ 绝对偏差/(m·s^{-1})	$\tau=0$	$(0.060\,8,-1.17\times10^{-8})$	$(0.594,-1.18\times10^{-7})$	$(6.268,-1.17\times10^{-6})$	$(61.77,-1.19\times10^{-5})$
$(\dot{R}_M,\dot{\theta})$	$\dot{\theta}$ 绝对偏差/(rad·s^{-1})	$\tau=250$	$(0.062\,7,-1.17\times10^{-8})$	$(0.629\,8,-1.20\times10^{-7})$	$(6.044,-1.20\times10^{-6})$	$(62.85,-1.19\times10^{-5})$
	$\dot{R}_M$ 相对偏差/%	$\tau=0$	(0.763,0.001 16)	(0.164,0.011 7)	(45.987,0.108)	(89.353,1.113)
	$\dot{\theta}$ 相对偏差/%	$\tau=250$	(0.050 5,0.001 15)	(5.071,0.011)	(1.718,0.112)	(84.204,1.112)

北航学报 赠阅

表5 载荷质量偏差对CCPTS姿态参数的影响

Table 5 Influence of payload mass deviation on the attitude parameters of CCPTS

姿态参数	偏差	外力矩/(kN·m)	$\Delta m=0.01$ kg	$\Delta m=0.1$ kg	$\Delta m=1$ kg	$\Delta m=10$ kg
ψ	绝对偏差/rad	$\tau=0$	0.0444	0.4444	4.443	44.51
		$\tau=250$	0.0426	0.4278	4.277	42.43
	相对偏差/%	$\tau=0$	0.000844	0.00844	0.0843	0.8382
		$\tau=250$	0.000689	0.00692	0.0691	0.6817
$\dot{\psi}$	绝对偏差/(rad·s^{-1})	$\tau=0$	1.319×10^{-6}	1.328×10^{-5}	1.229×10^{-4}	1.207×10^{-3}
		$\tau=250$	1.2×10^{-6}	1.159×10^{-5}	1.153×10^{-4}	1.142×10^{-3}
	相对偏差/%	$\tau=0$	0.1499	1.508	13.944	135.268
		$\tau=250$	0.1016	0.981	9.766	95.805

4 结 论

本文以绳系卫星系统为载体,采用动量交换原理,对CCPTS进行了动力学研究,并得到:

1)在考虑母星两端系绳长度不等、两载荷质量不同的前提下,本文建立了相应的误差动力学模型.

2)仿真结果表明,系绳长度偏差以及载荷质量偏差对CCPTS广义坐标、广义速度均产生了相似的影响.随着系绳长度偏差以及载荷质量偏差的增加,反映系统轨道运行以及姿态运动的变量(如ΔR_M、$\Delta\dot{R}_M$、$\Delta\theta$、$\Delta\dot{\theta}$、$\Delta\psi$及$\Delta\dot{\psi}$)的幅值最大值均随之呈线性增加,而对于广义加速度而言,则没有明显的线性关系.

3)结构偏差对CCPTS轨道参数的影响要小于对姿态参数的影响.随着CCPTS广义坐标对时间求导阶次的增加,由于结构偏差所导致的相应变量的偏差明显增加.此外,外力矩的存在能够削弱结构偏差对CCPTS动力学的影响程度.

因此,在实际工程应用中,如果CCPTS因各种因素的影响造成系绳长度存在差异或者载荷质量存在偏差时,可以在系绳末端或者母星上配置一个可以对系绳长度进行收放控制的机构,当系绳长度存在偏差以及载荷质量存在偏差时,通过调节某一根系绳的长度来达到调节系统质心位置以及平衡系统转动惯量的效果.

参考文献(References)

[1] Carrou J A. Guidebook for analysis of tether applications, NASA-CR-178903[R]. Washington D. C.: NASA, 1985.

[2] Chen Y, Huang R, He L P, et al. Dynamical modelling and control of space tethers: A review of space tether research[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 77(4): 1077-1099.

[3] George A K. Advantages of tether release of satellites from elliptic orbits[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1988, 11(5): 441-448.

[4] Zhong L, Peter M B. Momentum exchange: Feedback control of flexible spacecraft maneuvers and vibration[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(6): 1354-1361.

[5] Puig-Suari J, Longuski J M, Tragesser S G. A tether sling for lunar and interplanetary exploration[J]. Acta Astronautica, 1995, 36(6): 291-295.

[6] Chernousko F L. Dynamics of retrieval of a space tethered system [J]. Journal of Application Mathematics and Mechanics, 1995, 59(2): 165-173.

[7] Maximilian M S, Ryan P R. Jovian orbit capture and eccentricity reduction using electrodynamic tether propulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(2): 506-516.

[8] Robert P H, Chauncey U. Cislunar tether transport system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(2): 177-186.

[9] Cartmell M P. Generating velocity increments by means of a spinning motorised tether[J]. AIAA Journal, 1998, 21(2): 155-158.

[10] Cartmell M P, McKenzie D J. A review of space tether research [J]. Progress in Aerospace Science, 2007, 44(1): 1-22.

[11] Ziegler S W. The rigid body dynamic of tethers in space[D]. Glasgow: University of Glasgow, 2003.

[12] Ziegler S W, Cartmell M P. Using motorized tethers for payload orbital transfer[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 904-913.

[13] Chen Y. Dynamical modelling of a flexible motorised momentum exchange tether and hybrid fuzzy sliding mode control for spin-up[D]. Glasgow: University of Glasgow, 2010.

[14] Chen Y, Cartmell M P. Hybrid fuzzy sliding mode control for motorised space tether spin-up when coupled with axial and torsional oscillation[J]. Astrophys Space Science, 2010, 326(1): 105-118.

[15] Ismail N A. The dynamics of a flexible motorised momentum exchange tether (MMET)[D]. Glasgow: University of Glasgow, 2012.

北航学报 赠阅

Two dimensional dynamics of continuous cislunar payload transfer system considering structural deviation effect

QI Naiming*, YANG Yong, HUANG Panxing, SUN Kang, HAN Bing

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China)

Abstract: Based on the motorized momentum exchange tether (MMET), with the principle of momentum exchange and by considering the structural deviation (including the tether length deviation and payload mass deviation), the two dimensional error dynamics of continuous cislunar payloads transferring system (CCPTS) was built by Lagrange method and its numerical simulated solution was solved by Mathematica software. Under the conditions of existing the tether length deviation and payload mass deviation, the dynamic simulations of the CCPTS were presented. It is shown that tether length deviation and payload mass deviation have similar influence on CCPTS's dynamics (including generalized coordinates and generalized velocity). With the increment of tether length deviation or payload mass deviation, the maximum of the CCPTS's generalized coordinates' deviation and generalized velocities' deviation increases linearly. However, the maximum of the CCPTS's generalized accelerations have no evident linear relation with the structure deviation of the CCPTS. Lastly, the external torque can weaken the influence degree of the structure deviation of the CCPTS on the dynamic parameters.

Key words: tether satellite; momentum exchange; cislunar transfer; payload; dynamics; structural deviation

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.1001-5965.2014.0759

全下文载

气路闭环横向互联空气悬架车身高度调节

江洪*[1], 杨勇福[1], 余鹏飞[1], 徐兴[2], 李美[3]

(1. 江苏大学 机械工程学院, 镇江 212013; 2. 江苏大学 汽车工程研究院, 镇江 212013; 3. 海南大学 机电工程学院, 海口 570228)

摘 要: 为进一步改善空气悬架动力性与能耗经济性,结合互联空气悬架系统与高低压罐气路闭环车身高度调节系统的优点,提出气路闭环横向互联空气悬架系统.针对传统空气悬架车身高度控制策略应用于互联悬架存在的移植性缺陷,构建专门适用于横向互联空气悬架的车身高度比例积分微分-脉冲宽度调制(PID-PWM)控制策略,基于 MATLAB/Simulink 建立整车数学模型并进行仿真分析.仿真结果表明该控制策略响应迅速,且避免了超调现象,解决了传统空气悬架车身高度控制策略应用于横向互联悬架的移植性缺陷等问题.搭建试验台架,进行车身高度调节试验并对储气罐不同初始气压下充放气时间及控制误差进行研究.试验结果表明,提出的控制策略能准确地实现气路闭环横向互联空气悬架系统车身高度的切换,验证了所建模型的正确性以及控制策略的有效性,储气罐不同初始气压对车身高度调节性能的影响研究为车身高度调节的参数选择提供了依据.

关 键 词: 空气悬架; 闭环; 横向互联; 比例积分微分-脉冲宽度调制(PID-PWM); 车身高度调节

中图分类号: TP272; U463

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2010-07

随着汽车技术的发展,在传统空气悬架基础上出现的新型互联空气悬架结构,能更好地满足人们对乘坐舒适性和操纵稳定性的需求.目前对互联悬架的研究主要集中于连通式的油气弹簧悬架[1],而互联空气悬架相关的研究与应用却不多见.互联空气悬架将传统空气悬架中相邻的空气弹簧用气动管路相连接,当受到路面冲击时,互联空气弹簧间发生气体交换,可起到缓和路面冲击、保持车身姿态等作用[2-3].按照管路连接方式的不同,可以分为横向互联、纵向互联等互联结构形式.对于轿车、越野车等中小型车辆而言,由于车身空间有限,不可能布置较长较粗的管路,横向互联结构更容易实现[4].

近年来一些学者对车辆气动系统的节能方面进行了初步探索,在传统开环悬架系统的基础上提出的闭环悬架系统,可以有效地减少能量损失并降低空气弹簧排气时造成的噪声污染[5-6].高低压罐气路闭环空气悬架车身高度调节系统则是在单体储气罐的基础上通过添设低压罐,将车身高度降低时空气弹簧排出的高压气体储存起来,避免高压气体直接排放到大气中造成气体能量的损耗.高压罐则为空气弹簧充气时提供高压气源.利用"高压罐-空气弹簧-低压罐-空压机-高压罐"的气路闭环结构,可以有效改善车身高度调节性能,同时减少车身高度调节过程中的能量损耗.

结合横向互联空气悬架系统与高低压罐气路闭环空气悬架系统两方面的优点,提出气路闭环横向互联空气悬架系统.目前对车身高度控制的研究

收稿日期: 2014-12-03; **录用日期**: 2015-01-15; **网络出版时间**: 2015-02-11 16:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150211.1619.001.html

基金项目: 江苏省"六大人才高峰"(2012-ZBZZ-030); 国家自然科学基金(51575241); 国家自然科学基金青年科学基金(51305111); 江苏省自然科学基金(BK20131255); 江苏大学工业中心大学生创新实践基金(ZXCXJJ201406)

* **通讯作者**: 江洪(1963—),女,湖南益阳人,教授, 99998888@126.com,主要研究方向为车辆系统动力学.

引用格式: *江洪, 杨勇福, 余鹏飞, 等. 气路闭环横向互联空气悬架车身高度调节[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2010-2016. Jiang H, Yang Y F, Yu P F, et al. Vehicle height adjustment of closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2010-2016 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

多集中在非互联悬架系统领域,而传统空气悬架车身高度控制策略应用于互联悬架存在移植性缺陷,难以充分发挥气路闭环横向互联空气悬架系统的优点.本文对传统比例积分微分(PID)控制策略进行改进,形成专门适用于横向互联悬架车身高度调节的比例积分微分-脉冲宽度调制(Proportion Integration Differentiation-Pulse-Width Modulation,PID-PWM)控制策略,用以解决调节时间过长、超调现象明显等问题.对控制策略的实际控制效果进行验证,进行仿真与试验研究,并分析储气罐不同初始气压对车身高度调节时间与误差的影响.

1　系统设计

1.1　系统工作原理

空气悬架系统根据气路系统中充放气回路形式不同,可分为气路开环和气路闭环两种空气悬架系统类型[7-8].气路开环空气悬架系统是将空气弹簧排出的压缩气体直接排放到大气中,而气路闭环空气悬架系统是将空气弹簧排出的高压气体用储气罐收集起来,循环使用.高低压罐气路闭环空气悬架系统结构,通过增加蓄能低压罐的方式实现车身高度调节气路系统的闭环控制.气路闭环横向互联空气悬架系统工作原理简图如图 1 所示.电子控制单元(Electronic Control Unit,ECU)控制不同电磁阀的开闭实现对空气弹簧的充放气,从而完成对车身高度的调节.充气时高压罐内的高压气体依靠高压罐与空气弹簧之间的气压差通过电磁阀 a_3 和 a_4 流向空气弹簧中,车身克服自身重力和减振器阻尼力而升高;放气时空气弹簧内气体依靠空气弹簧与低压罐之间的气压差通过电磁阀 a_1 和 a_2 排放到低压罐中,空气弹簧内气压减小,车身在自身重力作用下克服空气弹簧力与减振器阻尼力而降低[9];升压时启动空压机,把低压罐内气体压缩后泵入高压罐中循环使用.由于空气弹簧排出的压缩气体排放到低压罐中,系统在减少能耗的同时降低了系统工作时产生的噪声污染.

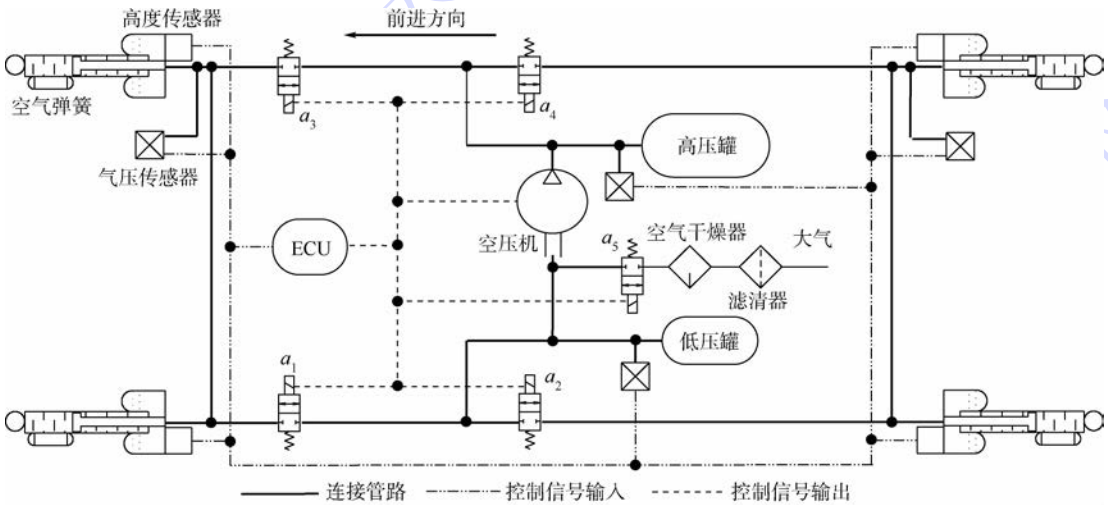


图 1　气路闭环横向互联空气悬架系统工作原理简图

Fig. 1　Schematic diagram of closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system

1.2　PID-PWM 控制策略

在车身高度调节过程中,高度跟踪系统的非线性及迟滞性是产生“过充”和“过放”现象的主要原因.电控空气悬架系统最主要的特点是车身高度可根据目标高度做出快速调节,结合气动理论与控制算法实现对车身高度的有效控制[10].通过控制 PWM 的占空比可控制质量流量的大小[11],其中,占空比为电磁阀打开时间与控制周期之比.PID 控制器运用于车辆悬架系统的半主动控制,具有原理简单、稳定性好、易于实现、参数的选定比较简单等优点,在工程应用中受到广泛的欢迎[12].PID 控制策略多用于传统非互联空气悬架系统车身高度调节[13-14],将传统 PID 控制与 PWM 控制相结合,形成专门适用于互联悬架车身高度调节的 PID-PWM 控制策略.ECU 通过传感器对实际车身高度跟踪监测,判断是否充放气,根据高度传感器采集到的 4 个空气弹簧高度值得到车身俯仰角大小:

$$\theta=\frac{(Z_1+Z_2)-(Z_3+Z_4)}{2(a+b)} \tag{1}$$

式中:θ 为车身俯仰角;Z_1 为前左空气弹簧高度;Z_2 为前右空气弹簧高度;Z_3 为后左空气弹簧高度;Z_4 为后右空气弹簧高度;a 为前轴到车身质心处的距离;b 为后轴到车身质心处的距离.

根据车身俯仰角大小,分配前后两端空气弹簧不同的车身姿态修正系数,可通过调节 PID 控制算

北航学报 赠阅

法中前后两端空气弹簧不同比例系数的方法达到车身姿态修正系数分配的目的. PID 控制中,比例系数的作用是减小实际高度与目标高度之间的偏差,其取值大小直接影响车身高度调节速度的快慢;积分环节用于消除系统的静差,提高车身高度调节精度;微分环节根据偏差的变化趋势预先给出适当的纠正,防止产生超调现象. PID 控制器通过电磁阀间接实现对气体质量流量输出大小的控制,然而电磁阀只有打开和关闭两种状态,不能实现气体质量流量的无级可调,为此需要通过控制 PWM 的方式调节充放气的平均气体质量流量大小.

电磁阀的频繁切换会影响其使用寿命,故电磁阀通电时间不能太短. 当车身高度非常接近目标高度时,不能无限制地减小占空比来使车身实际高度准确达到目标高度,需根据允许的高度偏差范围、电磁阀最短通电时间来确定控制算法中的高度死区. 其中,高度死区指输入信号变化而输出信号没有相应变化的高度区间. 当高度偏差位于此高度死区范围内时,即可停止车身高度调节[6].

设定空气弹簧有低位、中位和高位 3 个工作位置,驾驶员可根据不同的路面状况及车速选择不同行驶高度. 当车辆在不良路面上行驶时,抬升车身高度,从而提高车辆的通过性;当车辆高速行驶时,降低车身高度从而降低质心位置,提高车辆行驶安全性,减小侧翻风险. 当目标高度选定后,ECU 开始自动调节车身高度. 图 2 为车身高度控制流程图.

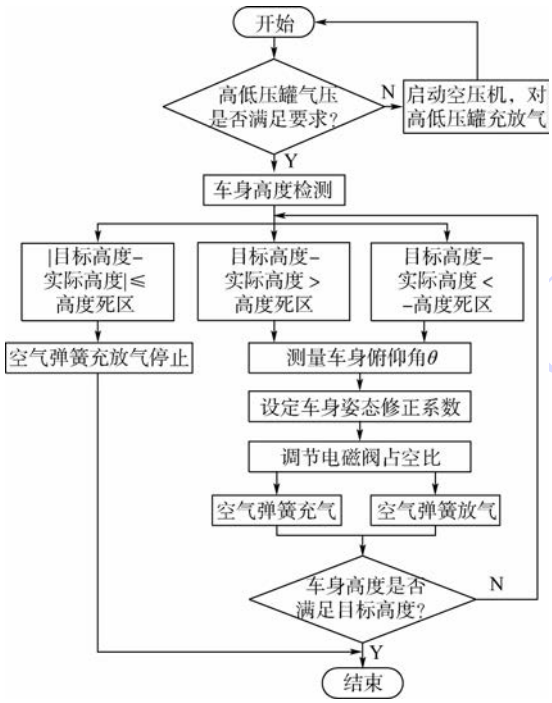


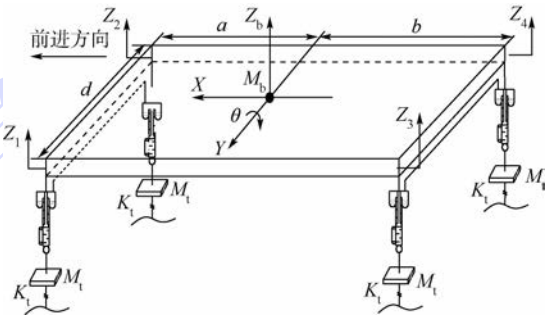
图 2 车身高度控制流程图

Fig. 2 Flowchart of vehicle height control strategy

2 系统建模与仿真分析

2.1 整车模型建立

气路闭环横向互联空气悬架系统车身高度调节数学模型具有复杂的非线性特点,车身高度调节更多关注的是空气弹簧、减振器和簧载质量构成的高度调节系统,而忽略簧下质量和路面等级等干扰信息[10]. 整车物理模型简化如图 3 所示.



M_b—车身簧载质量;Z_b—车身质心位移;

d—轮距;M_t—轮胎质量;K_t—轮胎刚度.

图 3 空气悬架系统整车模型

Fig. 3 Whole vehicle model of air suspension system

在分析横向互联空气悬架系统的基础上利用车辆系统动力学和牛顿运动学定律建立整车数学模型,得到整车数学模型运动方程:

$$\begin{cases} M_b \cdot \ddot{Z}_b = \sum_{i=1}^{4} F_i - M_b g \\ I_y \cdot \ddot{\theta} = b \cdot (F_3 + F_4) - a \cdot (F_1 + F_2) \end{cases} \tag{2}$$

$$F_i = P_i \cdot A_{e_i} - M_i g - C_i \cdot \dot{Z}_i \tag{3}$$

$$\dot{P}_i (V_0 + \dot{A}_{e_i} \cdot \dot{Z}_i) = k \cdot R \cdot T_i \cdot q_{m_i} - k \cdot P_i \cdot \dot{A}_{e_i} \cdot \dot{Z}_i \tag{4}$$

$$Z_1 = Z_2 = Z_b + a \cdot \theta \tag{5}$$

$$Z_3 = Z_4 = Z_b - b \cdot \theta \tag{6}$$

式中:F_i 为 4 个悬架受到的作用力,$i = 1,2,3,4$;I_y 为关于 y 轴转动惯量;P_i 为 4 个空气弹簧相对气压;V_0 为空气弹簧初始容积;k 为绝热指数;R 为常数;T_i 为 4 个空气弹簧内部气体温度;q_{m_i} 为 4 个空气弹簧气体质量流量;A_{e_i} 为 4 个空气弹簧的有效面积;M_i 为 4 个空气弹簧处的簧载质量;C_i 为 4 个减振器阻尼系数;g 为重力加速度.

在满足工程应用的前提下,可以将管路与电磁阀等零件的节流作用等效为节流孔,节流孔主要对管路中流量起到限制与阻碍作用,根据节流孔上游压力与下游压力可得到一维均熵流动下流经小孔的质量流量[15]为

北航学报 赠阅

$$q_m=\begin{cases}P_{up}\cdot A\cdot\left(\dfrac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\sqrt{\dfrac{k}{RT_{up}}} & \dfrac{P_{dn}}{P_{up}}\leqslant\beta\\ P_{up}\cdot A\cdot\left(\dfrac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\sqrt{\dfrac{k}{RT_{up}}}\sqrt{1-\left(\dfrac{P_{dn}/P_{up}-\beta}{1-\beta}\right)^2} & \beta<\dfrac{P_{dn}}{P_{up}}\leqslant 1\end{cases}\tag{7}$$

式中：q_m 为质量流量；A 为节流孔有效流通面积；P_{up} 为上游气体绝对压力；P_{dn} 为下游气体绝对压力；T_{up} 为上游气体温度；k 为绝热指数；β 为临界压力比，$\beta=0.528$，当 $P_{dn}/P_{up}\leqslant\beta$ 时，管路流量属于声速流状态，当 $\beta<P_{dn}/P_{up}\leqslant 1$ 时，管路流量属于亚声速流状态.

2.2　仿真分析

在 MATLAB/Simulink 中建立车身高度调节系统模型，通过仿真分析验证控制策略的可行性. 整车仿真参数参考某型轿车的尺寸参数，见表 1.

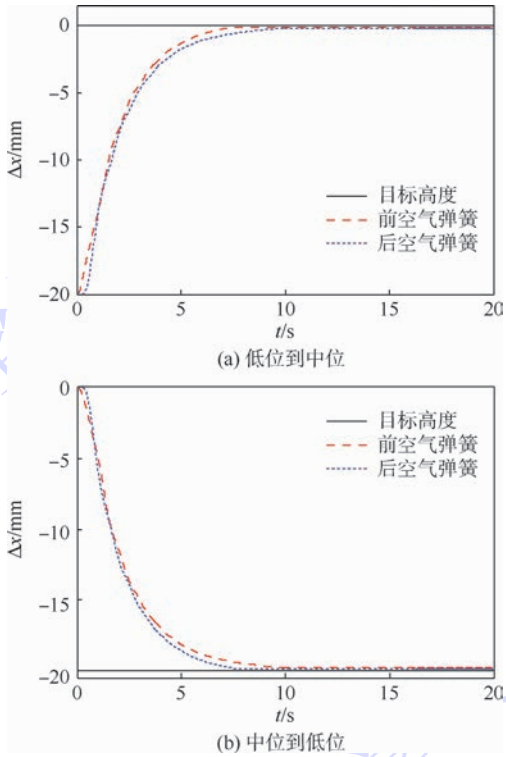
表 1　整车参数

Table 1　Whole vehicle parameters

参数名称	数值
整车质量/kg	2039
轮距/m	1.515
前轴到车身质心处的距离/m	1.321
后轴到车身质心处的距离/m	1.417
空气弹簧有效面积/m^2	0.009
减振器压缩行程阻尼系数/(N·s·m^{-1})	4800
减振器拉伸行程阻尼系数/(N·s·m^{-1})	9460
高压罐容积/m^3	0.015
低压罐容积/m^3	0.01
高压罐初始气压/MPa	0.8
低压罐初始气压/MPa	0
横向互联管路直径/m	0.01
横向互联管路长度/m	1.05

气路闭环横向互联空气悬架系统中，前左与前右空气弹簧相互连通，故前左与前右空气弹簧在同一时刻高度变化可视为一致，将前左、前右空气弹簧不同时刻的高度变化示数取平均值，统一为一条高度变化曲线：前空气弹簧高度变化曲线. 后左与后右空气弹簧高度变化做类似处理. 空气弹簧位移与车身高度位移近似相等，通过控制空气弹簧位移变化可得到车身高度不同工作位置的切换.

设低位模式坐标为 −20 mm，中位模式为 0，高位模式为 20 mm. 图 4 为驻车工况下车身高度在低位与中位间的调节结果. 由于中位与高位、低位与高位间的调节机理与低位至中位相同，故全文仅以低位与中位间的调节为例进行分析. 从仿真结果可以看出，利用 PID-PWM 控制策略顺利实现了车身高度的调节，该控制策略作动及时，响应迅速，调节后的实际高度准确达到了目标高度，且避免了超调现象.



Δx—空气弹簧高度变化；t—时间.

图 4　低位到中位和中位到低位车身高度调节仿真结果

Fig. 4　Simulation results of vehicle height adjustment from low mode to normal mode and from normal mode to low mode

3　试验台架及试验结果与分析

3.1　试验台架简介

试验所用整车台架根据某型轿车的尺寸参数搭建而成. 整车台架的长度、宽度、轴距等参数均按照参考车型设计，试验参数与仿真参数一致. 搭建的气路闭环横向互联空气悬架系统整车试验台架如图 5 所示.

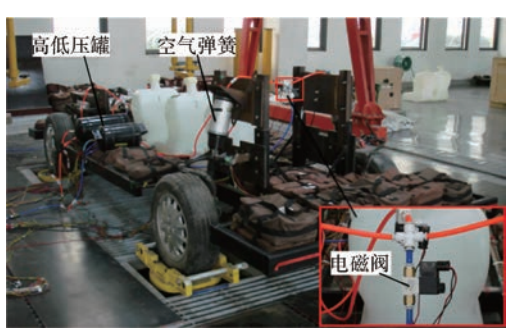


图 5　试验台架

Fig. 5　Test bench

北航学报 赠阅

3.2 车身高度调节试验结果与分析

这里主要分析驻车工况下车身高度在低位与中位间的调节结果. 图 6 和图 7 分别为低位到中位车身高度随时间的变化曲线与相应占空比信号随时间变化曲线. 调节过程中,ECU 根据控制算法实时调节占空比大小. 当车身高度与目标高度距离偏差较大时,ECU 控制发出较大的占空比信号,加快充气速度;当车身高度与目标高度距离偏差较小时,ECU 控制发出较小的占空比信号,减缓充气速度.

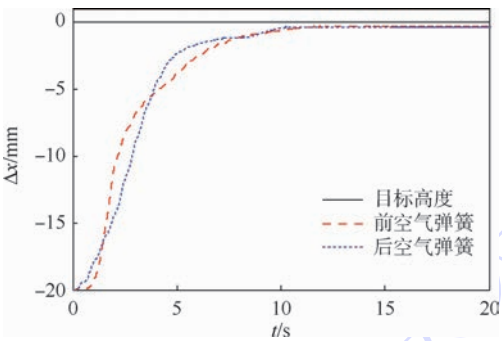


图 6 低位到中位车身高度调节试验结果

Fig. 6 Test results of vehicle height adjustment from low mode to normal mode

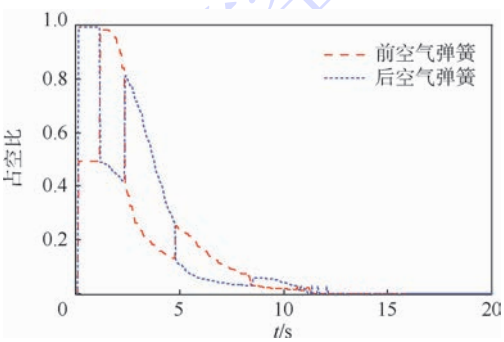


图 7 低位到中位车身高度调节占空比信号试验结果

Fig. 7 Test results of the duty cycle signal during vehicle height adjustment from low mode to normal mode

为保持调节过程中车身姿态的稳定性,同一时刻分配给前后空气弹簧充气电磁阀不同大小的占空比. 如图 7 所示,以前空气弹簧占空比信号为例,其占空比大小在车身高度调节过程中出现了几次突变,且数值变化趋势和后空气弹簧刚好相反. 前空气弹簧和后空气弹簧在不同时段的脉冲长度也不相同,从而更加精确地控制气体质量流量大小,使实际车身高度更加接近目标高度. 从调节结果可知,车身高度从低位准确迅速升至中位,且稳定后的高度与目标高度偏差很小.

车身高度从中位降至低位时,由于车身受力差异及电磁阀两端压差对进排气质量流量的影响等因素的作用,其调节过程与车身高度从低位抬升至中位略有不同. 从图 8 可知,相比于车身高度从低位抬升至中位车身高度调节所耗时间长 3 s 左右. 图 9 与图 7 比较可知,车身高度降低过程中会更加频繁地调整占空比大小.

对比车身高度调节仿真结果(图 4)与试验结果(图 6 和图 8)可知,车身高度调节效果基本吻合,但相比于车身高度调节仿真过程,试验调节的响应时间相对较长(3 ~ 5 s). 这是由于建模仿真时没有考虑气体湍流效应等因素,导致所建模型不能完全真实地模拟车辆悬架系统.

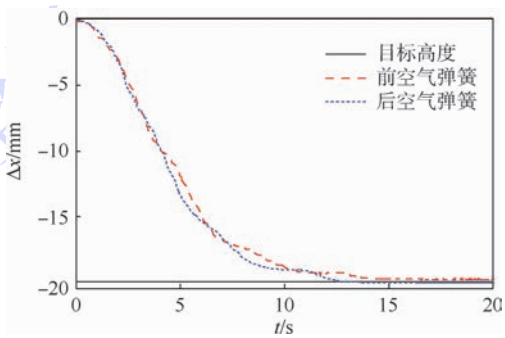


图 8 中位到低位车身高度调节试验结果

Fig. 8 Test results of vehicle height adjustment from normal mode to low mode

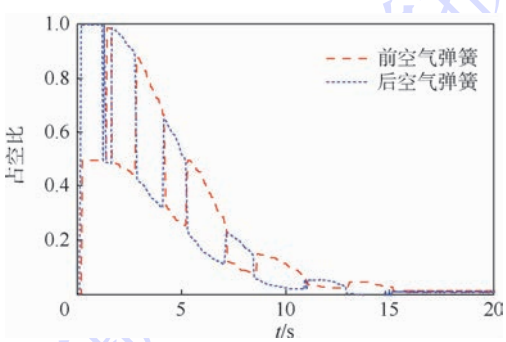


图 9 中位到低位车身高度调节占空比信号试验结果

Fig. 9 Test results of the duty cycle signal during vehicle height adjustment from normal mode to low mode

3.3 储气罐初始气压影响分析

储气罐初始气压的合理选择对车身高度调节过程的顺利实现至关重要. 试验中为能顺利实现车身高度的切换,要求车身高度抬升至中位时高压罐最低初始气压为 0.75 MPa,同时由于气动管路承压范围的限制,高压罐最高气压不能超过 1 MPa;车身高度降至低位时低压罐最高初始气压为 0.35 MPa. 为研究储气罐不同初始气压对车身高度调节的影响,试验中高压罐初始气压分为 0.75、0.80、0.85、0.90 和0.95 MPa 5 种情况,低压罐初始气压分为 0、0.05、0.10、0.15、0.20、0.25、0.30 和 0.35 MPa 8 种情况. 其中,调节时间指车身高度开始作动至车身高度达到高度死区范

围(高度偏差 2% 以内)所耗时间. 调节误差指高度调节稳定后的偏差与目标高度的百分比.

图 10(a)为车身高度在从低位抬升至中位时高压罐不同初始气压对调节时间 t 与调节误差 δ 的影响. 从图中可以看出,随着高压罐初始气压的增大,车身高度调节时间越来越快,调节误差也有所改善. 由此可见车身高度抬升过程中空气弹簧与高压罐间的气压差越大越有利于车身高度调节过程的实现.

图 10(b)为车身高度在从中位降至低位时低压罐不同初始气压对调节时间与调节误差的影响. 从图中可以看出,低压罐不同初始气压对车身高度调节时间与调节误差影响不显著. 当低压罐初始气压超过 0.30 MPa 时高度调节时间将会变长,这是由于车身高度降低过程中空气弹簧气压与低压罐气压差逐渐减小导致调节时间增加.

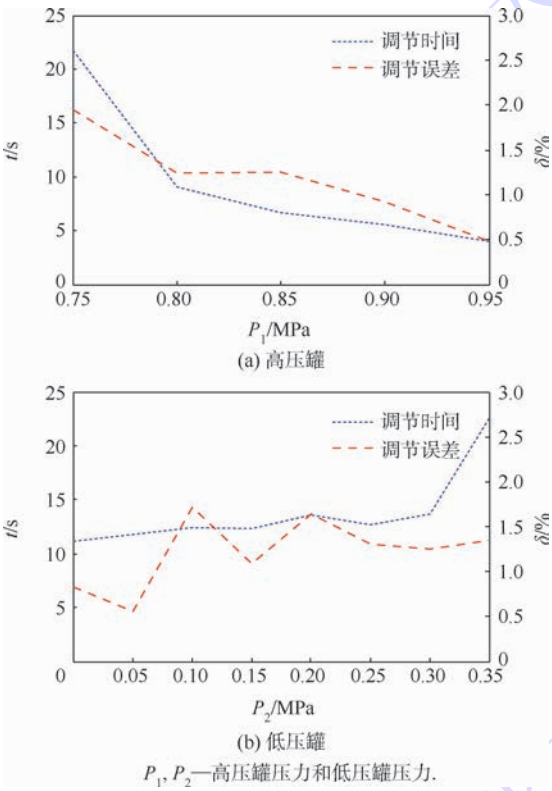


图 10　高压罐和低压罐不同初始气压对车身高度调节的影响

Fig. 10　Impact of different initial pressure of high low pressure chambers on vehicle height adjustment

基于储气罐初始气压影响分析可知,高压罐初始气压在 0.85 ~ 0.95 MPa 范围,低压罐初始气压在 0 ~ 0.05 MPa 范围时车身高度调节时间相对较短,调节误差相对较小. 但进一步研究可知,高压罐初始气压越低,低压罐初始气压越高越有利于能耗经济性. 实际应用中应根据车身高度调节性能与能耗性能要求合理选择储气罐初始气压参数.

4　结　论

1) 结合互联悬架与高低压罐气路闭环车身高度调节系统两者优势,设计了高低压罐气路闭环横向互联空气悬架车身高度控制系统,并对传统 PID-PWM 空气悬架车身高度控制策略进行改进,形成了专用于互联悬架系统的车身高度控制策略. 建立了整车数学模型,搭建高低压罐气路闭环横向互联空气悬架车身高度控制试验平台.

2) 对控制策略的实际控制效果进行仿真与试验验证. 仿真与试验结果基本吻合,所设计的控制策略能快速准确地调节车身高度至目标高度,解决了采用传统车身高度控制策略时存在的调节时间过长及超调现象等问题,验证了所建模型的正确性以及控制策略的有效性.

3) 对储气罐不同初始气压影响进行分析. 试验结果表明,随着高压罐初始气压的增大,车身高度调节时间显著加快,调节误差也有所减小. 但低压罐不同初始气压对车身高度调节时间与调节误差影响不显著.

参考文献(References)

[1] 郭孔辉,陈禹行,庄晔,等. 油气耦连悬架系统的建模与仿真研究[J]. 湖南大学学报:自然科学版,2011,38(3):29-33.
Guo K H, Chen Y H, Zhuang Y, et al. Modeling and simulation study of hydro-pneumatic interconnected suspension system[J]. Journal of Hunan University: Natural Sciences, 2011, 38(3): 29-33(in Chinese).

[2] Cao D, Rakheja S, Su C Y. Dynamic analyses of heavy vehicle with pitch-interconnected suspensions[J]. International Journal of Heavy Vehicle Systems, 2008, 15(2): 272-308.

[3] Kat C J, Els P S. Interconnected air spring model[J]. Mathematical and Computer Modelling of Dynamical Systems, 2009, 15(4): 353-370.

[4] 李仲兴,崔振,徐兴,等. 互联式空气悬架动态特性试验研究[J]. 科学技术与工程,2014,14(14):82-86.
Li Z X, Cui Z, Xu X, et al. Experimental study on the dynamic performance of pneumatically interlinked air suspension[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(14): 82-86(in Chinese).

[5] Roemer M, Scheerer H, Schweickhardt F. Air suspension having a closed compressed-air system: U. S., Patent 6,698,778[P]. 2004-03-02.

[6] 何二宝. 电控闭环空气悬架系统车高控制与节能研究[D]. 广州:华南理工大学,2012.
He E B. Research on vehicle height control and energy saving of electrically controlled closed loop air suspension system[D].

北航学报 赠阅

Guangzhou: South China University of Technology, 2012(in Chinese).

[7] Behmenburg C, Westerkamp H. Closed level control system for a vehicle: U. S. , Patent 6,685,174[P]. 2004-02-03.

[8] 陈玲,佘亮,车玲玲. 基于 AMESim 的封闭式空气悬架系统车高控制研究[J]. 机床与液压,2013,41(11):86-88.
Chen L, She L, Che L L. Research on vehicle height control of closed loop air suspension system based on AMESim[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2013, 41(11): 86-88(in Chinese).

[9] 窦辉,陈龙,汪少华,等. 电控闭式空气悬架车高调节控制研究[J]. 机械设计与制造,2014(9):171-174.
Dou H, Chen L, Wang S H, et al. Research on vehicle height adjustment control of electronically controlled closed loop air suspension[J]. Machinery Design & Manufacture, 2014(9): 171-174(in Chinese).

[10] 徐兴. ECAS 客车车身高度非线性系统控制的研究[D]. 镇江:江苏大学,2010.
Xu X. Study on control of ride height nonlinear system for bus with ECAS[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2010(in Chinese).

[11] 冯元元,杜群贵. 半挂车电控空气悬架车高调节模糊与 PWM 控制研究[J]. 科学技术与工程,2010,10(32):7974-7979.
Feng Y Y, Du Q G. Investigation on body height adjustment for semi-trailer with electrically controlled air suspension and design of fuzzy/PWM controller[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(32): 7974-7979(in Chinese).

[12] 王伟达,丁能根,徐向阳,等. 汽车 DYC 模糊 PID 控制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(7):873-876.
Wang W D, Ding N G, Xu X Y, et al. Fuzzy-PID control method of vehicular DYC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(7): 873-876(in Chinese).

[13] 宋宇. 空气悬架车辆车身高度 PID 控制的仿真研究[J]. 湖北汽车工业学院学报,2007,21(2):1-4.
Song Y. Study on ride height PID control technology of air suspension vehicle[J]. Journal of Hubei Automotive Industries Institute, 2007, 21(2): 1-4(in Chinese).

[14] 曾洁如,谷正气,李伟平,等. 基于遗传算法的半主动悬架模糊 PID 控制研究[J]. 汽车工程,2010,32(5):429-433.
Zeng J R, Gu Z Q, Li W P, et al. A research on the fuzzy PID control for vehicle semi-active suspension based on genetic algorithm[J]. Automotive Engineering, 2010, 32(5): 429-433(in Chinese).

[15] SMC(中国)有限公司. 现代实用气动技术[M]. 2 版. 北京:机械工业出版社,2003:45-51.
SMC(China) Ltd. Modern practical pneumatic technology[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2003: 45-51(in Chinese).

Vehicle height adjustment of closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system

JIANG Hong*[1], YANG Yongfu[1], YU Pengfei[1], XU Xing[2], LI Mei[3]

(1. School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;
2. Automotive Engineering Research Institute, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;
3. Mechanical and Electrical Engineering College, Hainan University, Haikou 570228, China)

Abstract: In order to further improve the dynamic and energy-economic performance of air suspension, a closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension structure which combines the advantages of both interconnected air suspension system and closed-loop air circuit air suspension height control system with high and low pressure chambers was proposed. In order to deal with the portability defects caused by traditional air suspension height control strategy when it's applied to the interconnected suspension system, a special proportion integration differentiation-pulse-width modulation (PID-PWM) height control strategy designed for laterally interconnected air suspension was proposed and a corresponding mathematical model was established for simulation study via MATLAB/Simulink. The simulation results show that the control strategy works effectively, the overshoot phenomenon is avoided and the portability defects have been solved. A height adjustment experiment is carried out on a test bench and the impact of different initial pressure of gas chamber on the charging/discharging time as well as the control error during the vehicle height adjustment were studied. The experimental results show that the control strategy for the closed-loop air circuit laterally interconnected air suspension system can adjust the vehicle body height rapidly and accurately. The correctness of the mathematical model and the validity of control strategy are verified. The study about the impact of gas chamber initial pressure provides a theoretical basis for the setting of the vehicle height adjustment system parameters.

Key words: air suspension; closed-loop; lateral interconnection; proportion integration differentiation-pulse-width modulation (PID-PWM); vehicle height adjustment

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0059

基于单视点调节相机模型的水下图像三维重构

魏迎梅[1], 康来*[2]
(1. 国防科学技术大学 信息系统与管理学院, 长沙 410073; 2. 国防科学技术大学 信息系统工程重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 水下图像成像过程中,每个场景点所对应的光线在传播过程中均经过多种折射率不同的介质,因此水下图像会产生折射变形,导致传统基于单视点相机模型的水下图像三维重构方法精度极大降低.在理论分析一个新的单视点调节模型对水下图像折射变形的补偿能力的基础上,提出一种高效、自动的水下图像三维重构及其非线性优化方法.为了验证该方法的性能,利用合成数据和真实图像对其进行测试,并依据重构有效性、重构误差等定量指标考察分析了实验结果.实验结果表明,提出的多视图水下三维重构方法可有效补偿水下场景成像空间变形,进而显著提高传统基于单视点相机模型的水下三维重构质量.

关 键 词: 水下图像三维重构; 折射变形; 单视点调节相机模型; 非线性优化; 空间变形

中图分类号: TP391
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2017-06

基于图像的三维重构研究如何从二维(2D)图像中恢复相机参数和三维场景几何信息,该过程是二维成像的逆过程[1].基于图像的三维重构可分解为相机外参(相机相对姿态)恢复和场景三维结构估计两个部分.假设相机的内部参数已知(现代相机内部参数易于查询),则可以从图像对应(image correspondences)中获得度量三维重构.基于图像的三维重构基本过程[1]为:首先利用图像匹配技术获取图像对应,然后从图像对应中估计两视图间的本质矩阵,再从本质矩阵中恢复相机相对姿态,最后利用三角化估计场景三维结构.为了进一步提高三维重建质量,可采用梯度下降等非线性优化技术对三维重构结果求精[1].与传统的手工三维建模方法相比,基于图像的三维重构仅需利用数码相机等廉价设备获取输入数据,而且易于实现自动化处理,具有成本低、操作简单等优势,是计算机视觉中的热门研究内容.作为三维重构的基础,关于相机成像过程及相机模型的研究已经趋于成熟.其中,应用最广泛的是小孔成像模型(或单视点相机模型),该模型是一种典型的单视点相机模型,即成像过程中所有光线均交汇于一点——相机光心[1].

水下图像是有别于传统图像的另一类重要图像,由于传统单视点相机模型不能正确描述其成像原理,水下图像三维重构的研究近几年逐渐引起计算机视觉领域的高度关注[2-3].文献[4]的研究表明,由于水下图像成像过程中,光线传播经过多种折射率不相同的介质,因此水下图像存在折射变形,而且这种变形从理论上来说无法使用径向变形等常见图像变形模型来刻画.因此,传统基于单视点的方法导致水下三维重构结果产生严重的变形[4].为此,研究人员提出了新的折射相机

收稿日期: 2015-01-29; **录用日期**: 2015-05-14; **网络出版时间**: 2015-05-29 17:04
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150529.1704.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61402487)
作者简介: 魏迎梅(1972—),女,甘肃兰州人,教授, weiyingmei126@126.com
*通讯作者: 康来(1983—),男,四川安岳人,讲师,博士,lkang.vr@gmail.com,主要研究方向为计算机视觉与虚拟现实技术.

引用格式: *魏迎梅, 康来. 基于单视点调节相机模型的水下图像三维重构[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2017-2022.*
Wei Y M, Kang L. Image-based underwater 3D reconstruction with single viewpoint adjustment camera model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2017-2022 (in Chinese).

北航学报 赠阅

模型对折射成像过程进行准确的建模,并在此基础上提出了相应的水下图像三维重构方法[3].但总的来说,基于折射相机模型的基本矩阵计算、三角化及稠密匹配等核心三维重构算法远不及基于单视点相机模型的算法成熟,导致水下三维重构仍然面临较大挑战.现有基于折射相机模型的水下相机标定及三维场景结构计算的效率较低、实用性不够.比如:为了计算两个水下相机的相对姿态,文献[5]的方法耗时以小时计;文献[4,6-8]的方法需要在水下安装已知形状和尺寸的棋盘格标定板,无法实现自动化标定;文献[3]的方法则需要利用运动感应设备获取相机姿态的先验信息.

针对上述问题,本文提出一种基于单视点调节相机模型的水下多视图三维重构方法.具体来说,本文深入分析研究单视点调节模型对水下图像折射变形的补偿能力,在此基础上提出一种高效、自动而且无需标定板的水下图像三维重构方法.此外,通过重构有效性、重构误差等定量指标对本文方法在水下多视图三维重构的性能进行了考察验证.实验结果表明,本文方法可以有效补偿水下图像折射变形,进而提高传统基于单视点相机模型的水下多视图三维重构质量.

1 水下相机及其成像过程建模

1.1 水下相机的构成

一般的水下拍摄系统构成如图 1 所示.通常将普通相机放在密闭的防护罩内,然后将该装置安装在水下环境,相机透过平面玻璃窗口观察水下场景.在小孔成像模型中(单视点相机模型),所有场景点对应的光线交汇于一点,即光心.但在水下系统中,由于光线在空气-玻璃以及玻璃-水两个交界面发生折射,因此各场景点对应的光线并不汇聚在相机的中心,水下相机是一种典型的多视点相机.

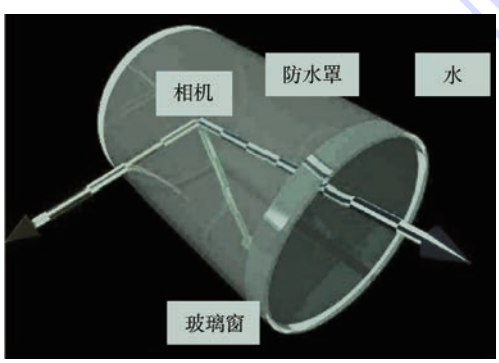


图 1 典型水下相机构成

Fig. 1 Components of a typical underwater camera

1.2 水下相机成像过程建模

不失一般性,本文分析考察二维情况,并假设折射界面与图像成像平面平行.非平行界面情况下,只需要旋转相机即可.图 1 所示水下相机二维成像过程如图 2 所示.相机的中心位于 $\boldsymbol{c}(0,0)$.对于场景点 $\boldsymbol{x}_o$ 水下相机模型下的图像点为 $\boldsymbol{x}_a(\boldsymbol{r}_a,f)$,传统单视点相机下的成像点为 $\boldsymbol{x}_p$,下面推导分析 $\boldsymbol{x}_a$ 与 $\boldsymbol{x}_p$ 之间的关系.记光线空气-玻璃折射界面交于 $\boldsymbol{x}_g(\boldsymbol{r}_g,z_g)$(如图 2 所示),其坐标分量为

$$\begin{cases} r_g = d_a \tan\left(\arctan\dfrac{r_a}{f}\right) \\ z_g = d_a \end{cases} \tag{1}$$

式中:f 为相机的焦距;d_a 为相机中心到空气-玻璃折射界面的距离.获得 $\boldsymbol{x}_g$ 后,光线与玻璃-水折射界面的交点 $\boldsymbol{x}_w(r_w,z_w)$ 可由 Snell 折射定理确定[9]:

$$n_a \sin\theta_a = n_g \sin\theta_g \tag{2}$$

式中:n_a 和 n_g 分别为空气和玻璃的折射率;θ_a 和 θ_g 分别为 $\boldsymbol{x}_o$ 对应的光线在空气中的部分和在玻璃中的部分与玻璃折射层法线的夹角.式(2)中的三角函数为

$$\begin{cases} \sin\theta_a = \dfrac{r_g}{\sqrt{r_g^2 + d_a^2}} \\ \sin\theta_g = \dfrac{r_w - r_g}{\sqrt{(r_w - r_g)^2 + d_g^2}} \end{cases} \tag{3}$$

式中:d_g 为玻璃折射层的厚度.

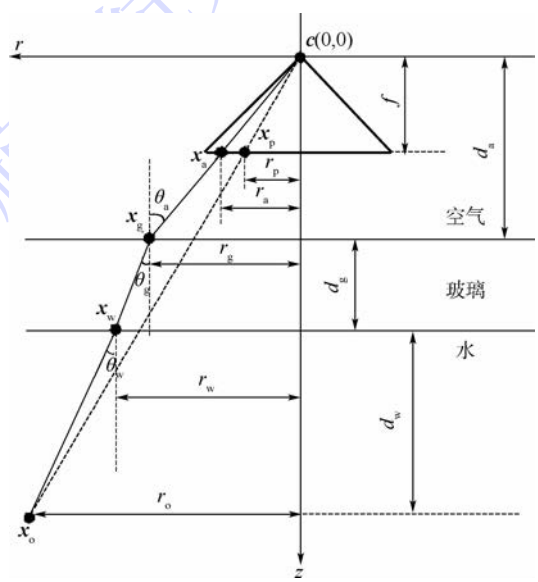


图 2 水下相机成像过程二维示意图

Fig. 2 2D illustration for imaging process of an underwater camera

北航学报 赠阅

联立式(2)与式(3)可得 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{w}}$ 的坐标:

$$\begin{cases} r_{\mathrm{w}} = r_{\mathrm{g}} + \dfrac{n_{\mathrm{a}} r_{\mathrm{g}} d_{\mathrm{g}}}{\sqrt{d_{\mathrm{a}}^2 n_{\mathrm{g}}^2 - r_{\mathrm{g}}^2 n_{\mathrm{a}}^2 + r_{\mathrm{g}}^2 n_{\mathrm{g}}^2}} \\ z_{\mathrm{w}} = d_{\mathrm{a}} + d_{\mathrm{g}} \end{cases} \tag{4}$$

记场景点距离水-玻璃折射界面的距离为 d_{w},获得 r_{w} 之后进一步计算出场景点 r_{o} 分量与 r_{w} 的关系.该过程需要求解方程组:

$$\begin{cases} n_{\mathrm{g}} \sin\theta_{\mathrm{g}} = n_{\mathrm{w}} \sin\theta_{\mathrm{w}} \\ \sin\theta_{\mathrm{w}} = \dfrac{r_o - r_{\mathrm{w}}}{\sqrt{(r_o - r_{\mathrm{w}})^2 + d_{\mathrm{w}}^2}} \end{cases} \tag{5}$$

式中:n_{w} 为水的折射率,θ_{w} 为 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}$ 对应的光线在水中的部分与玻璃折射层法线的夹角.由式(5)可知,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}$ 的坐标为

$$\begin{cases} r_{\mathrm{o}} = \dfrac{(r_{\mathrm{w}} - r_{\mathrm{g}}) d_{\mathrm{w}} n_{\mathrm{g}} A - B}{C} \\ z_{\mathrm{o}} = d_{\mathrm{a}} + d_{\mathrm{g}} + d_{\mathrm{w}} \end{cases} \tag{6}$$

其中:

$$\begin{cases} A = (d_{\mathrm{g}}^2 n_{\mathrm{w}}^2 - n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 - 2n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}} - n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{w}}^2 + \\ \quad n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 - 2n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}} + n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{w}}^2)^{\frac{1}{2}} \\ B = n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{w}}^3 - n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{w}}^3 - d_{\mathrm{g}}^2 n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{w}} - 2n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}}^2 + \\ \quad n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{w}} + 2n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}}^2 - n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{w}} \\ C = d_{\mathrm{g}}^2 n_{\mathrm{w}}^2 - n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 + 2n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}} - n_{\mathrm{g}}^2 r_{\mathrm{w}}^2 + \\ \quad n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}}^2 - 2n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{g}} r_{\mathrm{w}} + n_{\mathrm{w}}^2 r_{\mathrm{w}}^2 \end{cases} \tag{7}$$

由于在单视点相机模型下,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}$ 在图像平面上的投影为

$$r_{\mathrm{p}} = p(\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}) = f\frac{r_{\mathrm{o}}}{z_{\mathrm{o}}} \tag{8}$$

式中:$p(x_{\mathrm{o}})$ 为 x_{o} 的投影函数.

因此,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{p}}$ 最终可以转化为 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}$,参数向量 $\boldsymbol{\Theta}_s = [f \quad d_{\mathrm{a}} \quad d_{\mathrm{g}} \quad d_{\mathrm{w}} \quad r_{\mathrm{o}}]^{\mathrm{T}}$,以及折射率向量 $\boldsymbol{\Theta}_n = [n_{\mathrm{a}} \quad n_{\mathrm{g}} \quad n_{\mathrm{w}}]^{\mathrm{T}}$ 的函数.在第 1.2 节中,对于给定的图像点 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}$,与单视点相机成像相比,二者的差异(即折射变形大小)为

$$E_1(r_{\mathrm{a}}, \boldsymbol{\Theta}_s, \boldsymbol{\Theta}_n) = |r_{\mathrm{a}} - r_{\mathrm{p}}| \tag{9}$$

2　单视点调节相机模型及三维重构方法

2.1　单视点调节相机模型折射变形补偿

为了补偿折射变形,本文考察一种单视点调节相机模型,该模型通过同时调节相机的内部参数和外部参数来对折射变形进行描述和补偿.对于内部参数,本文考虑变焦图像空间径向模型.径向变形模型是一种图像空间变形模型,其基本假设[1]是:离图像中心越远的图像点的变形程度越大,而且变形后的图像点与原图像点坐标之间的关系可以采用多项式逼近.本文变焦图像空间径向模型假定水下图像坐标 r_{a} 与原始未变形图像坐标 r'_{p} 之间存在简化对应关系[1]:

$$r_{\mathrm{a}} = p'(r'_{\mathrm{p}}) = r'_{\mathrm{p}}\left[1 + k_1\left(\frac{r'_{\mathrm{p}}}{f}\right)^2 + k_2\left(\frac{r'_{\mathrm{p}}}{f}\right)^4\right] \tag{10}$$

其中,可调节变量包括相机焦距 f,以及调节常系数 k_1 与 k_2,参数向量 $\boldsymbol{\Theta}'_s = (f, k_1, k_2)^{\mathrm{T}}$ 共同决定形变补偿的程度.$p'(r'_{\mathrm{p}})$ 表示原始未变形坐标 r'_{p} 的径向变形大小.由式(10)可知.在变焦图像空间径向变形模型下,任意水下图像坐标 r_{a} 对应的未变形图像点 r'_{p} 通过求解关于 r'_{p} 的一元五次方程式(11)来获取.

$$k_2 r'^5_{\mathrm{p}} + k_1 f^2 r'^3_{\mathrm{p}} + f^4 r'_{\mathrm{p}} - f^4 r_{\mathrm{a}} = 0 \tag{11}$$

该模型下的图像变形记为

$$E'(r_{\mathrm{a}}, \boldsymbol{\Theta}'_s) = |r_{\mathrm{a}} - r'_{\mathrm{p}}| \tag{12}$$

由于第 2.1 节变形为图像空间变形,不涉及相机姿态信息的调节.考虑到基于图像的三维重构仅恢复场景的度量信息,而不关注场景的绝对姿态和尺寸,因此本文通过调节相机外部参数来进一步对折射变形进行描述和补偿.外部参数调节基于:对三维场景施加合适的相似变换后,结合镜头镜像畸变矫正和焦距调节,单视点相机模型可以更加准确的近似折射变形,这是使用单视点相机模型获取高精度水下三维重建的前提.实际应用中,由于三维场景的优化不受任何约束,这种近似可能导致三维重建变形,但是从本文后续实验研究表明,这种变形在多视图情形中并不明显.

以二维情形为例,设 T_2 为一个二维相似变换操作,相机姿态调整后,场景点 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}$ 的位置变换为

$$T_2(\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}}) = s\boldsymbol{R}_2\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}} + \boldsymbol{t}_2 \tag{13}$$

其中,相似变换 T_2 由非零常数因子 s、二维旋转矩阵 $\boldsymbol{R}_2$ 以及二维平移向量 $\boldsymbol{t}_2$ 共同决定.在传统单视点相机模型下,施加相似变换后 r_{a} 对应的未变形图像坐标为

$$r''_{\mathrm{p}} = p(T_2(\boldsymbol{x}_{\mathrm{o}})) \tag{14}$$

因此,通过内部、外部参数调节后,未能补偿形变量为

$$E''(r'_{\mathrm{p}}, T_2) = |r'_{\mathrm{p}} - r''_{\mathrm{p}}| \tag{15}$$

为了验证第 2.1 节折射变形补偿方法的合理性,根据第 1.2 节水下相机成像过程计算了一个典型配置($f = 800, d_{\mathrm{a}} = 100, d_{\mathrm{g}} = 10, d_{\mathrm{w}} = 400$)下的折射变形及折射变形补偿结果.图 3 为不同相机模型的折射变形补偿能力,基于单纯变焦径向图像变形模型与本文单视点调节相机模型的补偿结果分别如图 3(a)及图 3(b)所示.显然,E''远小于 $|E_1 - E'|$,因此本文调节相机模型可以取得较好的补偿效果.

北航学报 赠阅

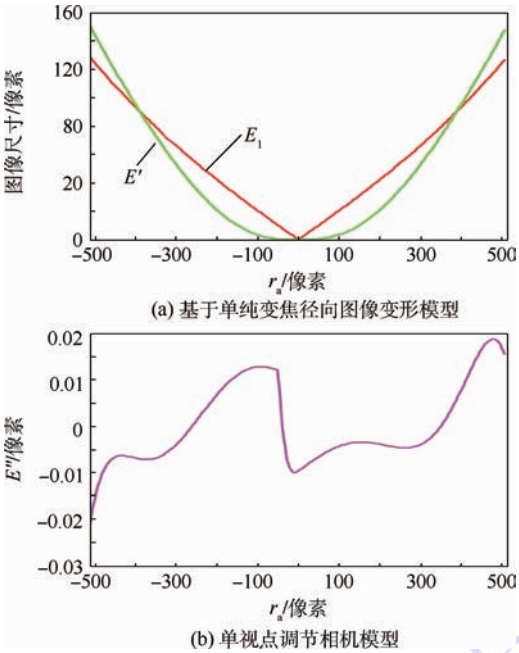


图 3 不同相机模型的折射变形补偿能力

Fig. 3 Ability of different camera models in compensating for refractive distortion

2.2 水下图像三维重构算法

本节单视点调节相机模型的基础上提出水下图像三维重构算法. 由于单视点调节相机模型涉及相机内、外多个参数的调节优化. 假定三维场景点的数据量为 N,各水下图像点记为 r_a^i($1 \leqslant i \leqslant N$),本文采用多步优化重建框架:

1) 在不考虑变形因素的情况下利用传统三维重构方法[10]获取相机初始内部参数以及场景的初始结构.

2) 利用非线性优化调节内部参数,优化目标函数:

$$\boldsymbol{\Theta}_s'^{\,*} = \arg\min_{\boldsymbol{\Theta}_s'} \sum_{i=1}^{N} E'(r_a^i, \boldsymbol{\Theta}_s') \tag{16}$$

3) 利用非线性优化调节外部参数,优化目标函数:

$$T_2^* = \arg\min_{T_2} \sum_{i=1}^{N} E''(r_p'^i, T_2) \tag{17}$$

4) 在单视点调解相机模型下,基于新的内部参数 $\boldsymbol{\Theta}_s'^{\,*}$ 及外部参数 T_2^* 进行多视图三角化[2],更新三维场景.

5) 考察均方根重投影误差,若大于阈值(本文取 0.5 像素),则转至步骤 2);否则,输出调解相机模型参数和三维场景结构,结束.

3 实验验证

3.1 实验配置和实验数据

为了对本文方法进行评估,本文采用合成数据和真实图像数据对其进行了定性和定量测试. 算法编码实现采用 C ++ 语言,非线性优化方法基于开源集束优化(bundle adjustment)实现[11]. 本节所有实验均在 Microsoft Windows XP 操作系统下开展,测试用计算机的处理器为 Intel Core i7-3770 3.4 GHz CPU,内存容量为 2 GB.

本文方法的性能与如下两种重构方法进行对比:①不采取任何变形补偿方法,直接在传统固定单视点模型下进行重构(记为固定单视点);②利用径向图像变形模型补偿折射变形(记为径向变形). 为了确保实验对比的公平性,上述两种对比方法以及本文方法均基于文献[10]提供的框架编码实现,而且系统初始化均只需要指定初始焦距长度(3 种方法均采用相同的初始焦距取值). 定量实验主要对比分析三维重构结果的有效性和精度. 其中,有效性指的是重构的三维场景误差低于某一阈值(本文取场景包围盒最大边长的 1%)的三维点所占的比例;精度指的是有效三维场景点的均方根误差.

在实验数据方面,水下合成图像采用光线跟踪算法生成[12],真实图像通过虚拟相机观察放在水中的 3 个装饰模型获得. 合成数据图像分辨率为 640 像素 × 480 像素,虚拟相机的焦距为 600 像素,虚拟场景的包围盒长度为 1 个单位. 图 4 为水下图像数据采集. 其中,生成合成数据的装置和合成数据样张分别如图 4(a)和图 4(b)所示. 真实数据图像分辨率为 1 032 像素 × 776 像素,相机的焦距为 1 800 像素,分别采用了海螺、古寺、拱门等 3 个模型(如图 4(c)所示). 虚拟成像和真实数据采集中,相机排布均呈环状,且相机指向被观察物体.

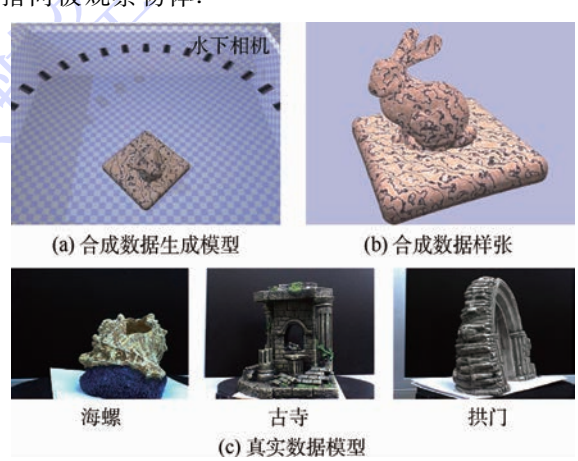


图 4 水下图像数据采集

Fig. 4 Underwater images data collection

3.2 实验结果与分析

本节首先定性对比重构结果. 图 5 为不同方

北航学报 赠阅

法在不同输入图像数量条件下的性能比较.其中,图 5(a)与图 5(b)分别为径向变形方法及本文方法的重构结果(黑色为标准模型,灰色为重构模型).本实验使用的视图数量为 16 幅.从图 5 的实验结果可以看出,由于水下图像包含折射变形,因此无法使用径向变形方法来进行多视图三维重构,而本文方法则可对折射进行有效补偿,进而有效消除三维重构结果的变形.注意,固定单视点方法的实验结果与径向变形方法相比,三维重构结果的扭曲程度更加明显,故此处予以省略.

图 6 为基于合成数据的定量对比实验结果,从有效性(见图 6(a))和重建误差(见图 6(b))两方面考查不同方法的三维重构性能与输入图像数量之间的关系.实验结果表明本文三维重构方法的性能明显优于传统固定单视点方法和径向变形方法,且使用较多的水下图像可以提升三维重构的精度.

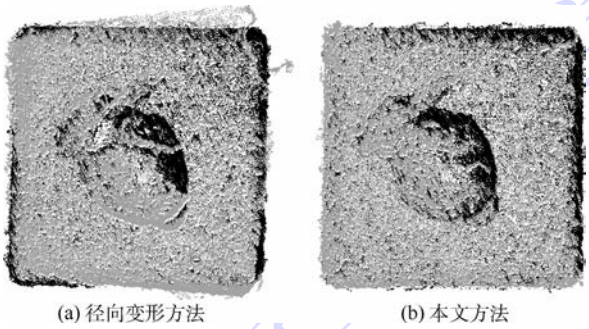


图 5　合成水下图像三维重构结果

Fig. 5　Results of 3D reconstruction using synthetic underwater images

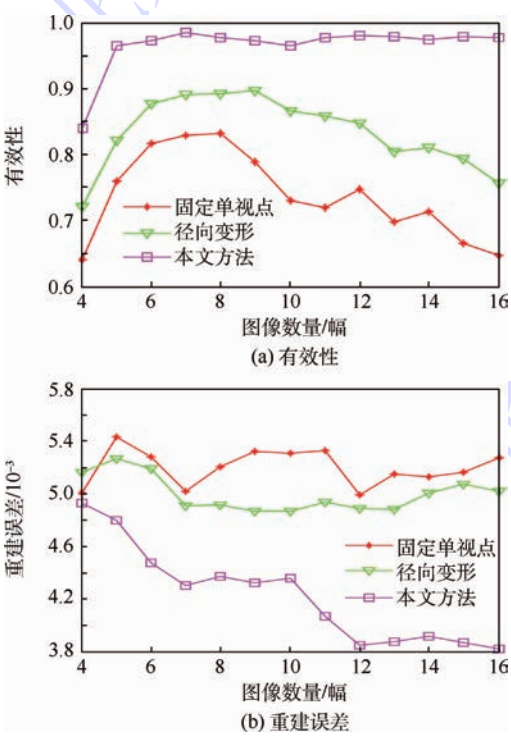


图 6　不同方法在不同输入图像数量条件下的性能比较

Fig. 6　Performance comparison among different methods with varying number of input images

真实图像的定量实验结果如表 1 所示.本实验使用的视图数量为:海螺、古寺 32 幅,拱门 8 幅.由于真实模型的尺寸可以测量,因此重建误差可以 mm 为单位进行度量.真实图像的定量实验结果如表 1 所示,表中最优结果加粗显示.表 1 的实验结果表明,本文单视点调节模型与传统方法相比,可提升三维重构结果的有效性,并可显著降低三维重构误差.上述结论与合成数据的实验结果吻合.

表 1　真实图像实验结果对比

Table 1　Comparison of experimental results on real images

数据名称	重构方法	有效性/%	重建误差/mm
海螺	固定单视点	96.38	0.64
	径向变形	96.69	0.60
	本文方法	98.81	0.39
古寺	固定单视点	62.40	1.15
	径向变形	89.08	1.03
	本文方法	**98.54**	**0.51**
拱门	固定单视点	81.85	0.88
	径向变形	92.16	0.85
	本文方法	**98.36**	**0.69**

4　结　论

本文基于单视点调节模型的多视图水下三维重构方法可有效补偿折射变形,进而显著提升传统基于单视点相机模型的多视图水下三维重构质量,具有较好的实用性.其优点为:

1) 无需安装标定板或其他姿态感应辅助设备,而且算法执行过程可实现自动化.

2) 本文所有实验数据单个模型重构过程耗时在 10 min 以内.

本文方法的不足是本文未采用严格的折射相机模型而是采用一种近似相机模型,因此在图像数量较少的情况下重构效果不佳(见图 6).

显然,高精度水下图像三维重构是计算机视觉领域的研究热点,相关算法的灵活性和实用性远未达到陆上图像三维重构方法的成熟程度.下一步工作中,拟从水下图像增强、水下相机标定、基于水下图像三维重构的定位与识别等多方面继续开展深入研究.此外,拟采用更加高效的优化方法进一步提升重建效率[13-16].

参考文献(References)

[1] Hartley R, Zisserman A. Multiple view geometry in computer

北航学报 赠阅

vision[M]. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2004:262-276.

[2] Chari V, Sturm P. Multiple-view geometry of the refractive plane [C] // Proceedings of British Machine Vision Conference (BMVC). London: BMVA, 2009:1-11.

[3] Chang Y, Chen T. Multi-view 3D reconstruction for scenes under the refractive plane with known vertical direction[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:351-358.

[4] Treibitz T, Schechner Y Y, Singh H. Flat refractive geometry [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:1-8.

[5] Sedlazeck A, Koch R. Calibration of housing parameters for underwater stereo-camera rigs [C] // Proceedings of British Machine Vision Conference (BMVC). London: BMVA, 2011: 1-11.

[6] Agrawal A, Ramalingam S, Taguchi Y, et al. A theory of multi-layer flat refractive geometry[C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:3346-3353.

[7] Kunz C, Singh H. Hemispherical refraction and camera calibration in underwater vision[C] // Proceedings of OCEANS. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:1-7.

[8] Telem G, Filin S. Photogrammetric modeling of underwater environments[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2010, 65(5):433-444.

[9] Glaeser G, Schrocker H P. Reflections on refractions[J]. Journal for Grometry and Graphics, 2000, 4(1):1-18.

[10] Snavely N, Seitz S M, Szeliski R. Modeling the world from internet photo collections[J]. International Journal of Computer Vision, 2008, 80(2):189-210.

[11] Triggs B, Mclauchlan P, Hartley R, et al. Bundle adjustment: A modern synthesis[C] // Vision Algorithms: Theory and Practice, LNCS, 2000:298-372.

[12] NETPLEX. POVRay[EB/OL]. Williamstown, Victoria: Persistence of Vision Raytracer Pty. Ltd. [2015-01-20]. http://www.povray.org/.

[13] Lourakis M I A, Argyros A A. SBA: A software package for generic sparse bundle adjustment[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 2009, 36(1):1-30.

[14] Konolige K. Sparse sparse bundle adjustment[C] // Proceedings of British Machine Vision Conference (BMVC). London: BMVA, 2010:1-11.

[15] Agarwal S, Snavely N, Seitz S M, et al. Bundle adjustment in the large[C] // Proceedings of European conference on Computer vision (ECCV): Part II. London: Springer-Verlag, 2010: 29-42.

[16] Wu C, Agarwal S, Curless B, et al. Multicore bundle adjustment [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:3057-3064.

Image-based underwater 3D reconstruction with single viewpoint adjustment camera model

WEI Yingmei[1], KANG Lai[*2]

(1. College of Information System and Management, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Science and Technology on Information Systems Engineering Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In underwater imaging, the light ray associated with each scene point goes through different media with different refractive indices, which introduces refractive distortion in underwater images. Such distortion reduces the accuracy of image-based 3D reconstruction based on traditional single viewpoint camera model. Based on theoretical analysis of the ability of a new single viewpoint adjustment camera model in compensating for refractive distortion, an efficient and automatic image-based underwater 3D reconstruction algorithm with non-linear optimization was proposed. The performance of the purposed method in terms of reconstruction efficiency and accuracy was examined quantitatively using both synthetic data and real images. The experimental results suggest that the proposed single viewpoint adjustment camera model can handle scene space distortion effectively and significantly improve the quality of traditional image-based underwater 3D reconstruction using single viewpoint camera model.

Key words: image-based underwater 3D reconstruction; refractive distortion; single viewpoint adjustment camera model; non-linear optimization; space distortion

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0765

含非对称摩擦平面运动刚体动力学 LCP 方法

全下文载

王晓军[1,2], 王琪*[2]

(1. 常州工学院 机电学院, 常州 213002; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于接触力学理论和线性互补问题(LCP)的算法,给出了一种含接触、碰撞以及对称和非对称 Coulomb 干摩擦的平面运动刚体动力学的建模与数值计算方法. 将研究对象视为刚体,考虑物体接触点的局部变形,将物体间的法向接触力表示成嵌入量与嵌入速度的非线性函数;物体间的摩擦定律采用对称或非对称 Coulomb 干摩擦模型. 首先,为了用数值方法确定粘滞与滑移(stick-slip)运动状态的切换,本文利用摩擦余量、接触点的正向和负向相对加速度等概念,给出了该摩擦定律的互补条件和互补关系式. 然后,利用事件驱动法,将由于摩擦引起的 stick-slip 运动状态切换的判断及粘滞(stick)状态下接触点静摩擦力的计算问题转化成线性互补问题的求解. 最后,通过数值算例分析了含对称与非对称 Coulomb 干摩擦平面运动刚体的动力学特性,并说明了该算法的有效性.

关 键 词: 非对称; Coulomb 干摩擦; 接触力; 线性互补问题(LCP); 非光滑
中图分类号: O313
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2023-06

物体间的接触、碰撞和摩擦现象是普遍存在的. 如航天器的空中对接、飞机的着陆、步行机器人在地面上行走、机械手抓取工件以及具有非理想约束铰链(含间隙与摩擦)的机械系统运转等,都存在物体间的接触与分离、接触点的粘滞与滑移(stick-slip)等现象. 如何描述物体间接触或碰撞时的相互作用力,如何给出粘滞(stick)与滑移判别的计算方法,是建立系统动力学方程并通过数值仿真分析其动力学行为的重要问题之一.

20 世纪末和 21 世纪初,人们利用多种接触力模型研究物体的接触与碰撞问题,如 Kelvin-Voigt 接触力模型、Hertz 接触力模型、Hunt-Crossley 接触力模型和 Lankarani-Nikravesh(L-N)接触力模型等[1]. 目前被广泛使用的摩擦模型有 Coulomb干摩擦模型、修正的 Coulomb 摩擦模型、粘性摩擦模型、Stribeck 摩擦模型[2]和 Dahl 摩擦模型[3]等,Coulomb 摩擦模型被认为是较简单的摩擦模型[1,4].

文献[5]利用修正的 Kelvin 模型研究了邻近的两个建筑物的碰撞问题. 文献[6]利用 L-N 接触力模型研究了含间隙转动铰的速回机构的动力学建模与数值算法问题,并给出了接触点检测的数值方法,该文献未涉及摩擦问题. 文献[7]利用 L-N 接触力模型、线弹性接触力模型和修正的 Coulomb 摩擦模型研究了含间隙滑移铰机械系统的动力学建模与数值算法问题,当滑移铰中的物块顶角与滑道碰撞时用 L-N 接触力模型,当物块的一个边(面)与滑道接触时用线弹性接触力模型. 该文献采用修正的 Coulomb 摩擦模型无法反映物块与滑道间的 stick-slip 现象. 文献[8-10]分别研究了具有含摩擦转动铰和滑移铰平面多刚体系统动力学的建模与数值算法问题,文献中均采

收稿日期: 2014-12-05; **录用日期**: 2015-01-12; **网络出版时间**: 2015-03-10 18:03
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150310.1803.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(11372018)
作者简介: 王晓军(1970—),女,安徽合肥人,副教授,wangxiaojunpz@163.com
*通讯作者: 王琪(1959—),男,北京人,教授,bhwangqi@sina.com,主要研究方向为多体系统动力学.

引用格式: 王晓军, 王琪. 含非对称摩擦平面运动刚体动力学 LCP 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2023-2028.
Wang X J, Wang Q. An LCP method for dynamics of planar-motion rigid-body with non-symmetric friction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2023-2028 (in Chinese).

北航学报 赠阅

用 Coulomb 干摩擦模型,应用试算法或线性互补方法有效地解决了 stick-slip 运动状态的切换问题,但无法反映铰链处的碰撞问题,当铰链的间隙不能忽略时,该方法则不适用. 文献[11]研究了非对称库仑干摩擦模型对振动驱动机械系统动力学行为的影响,丰富了非光滑系统动力学.

本文基于非光滑动力学理论,给出了一种物体接触点含对称或非对称 Coulomb 干摩擦的平面运动刚体动力学的建模与数值计算方法. 该方法是将研究对象视为刚体,考虑接触点的局部变形,将物体间的法向接触力表示成嵌入量与嵌入速度的函数;摩擦模型采用对称或非对称的 Coulomb 干摩擦模型;利用事件驱动法,将由于摩擦引起的 stick-slip 运动状态切换的判断问题以及处于粘滞(stick)状态时静摩擦力的计算问题转化成线性互补问题的求解. 该方法与传统方法相比,不包含与接触-分离相关的互补量,因此线性互补方程的维数低,计算效率高,将适用于对称 Coulomb 干摩擦的互补算法推广到非对称 Coulomb 干摩擦模型. 最后通过数值算例分析了非光滑平面运动刚体的动力学特性,并验证了该方法的有效性.

1 接触力学模型

1.1 法向接触力模型

当物体间接触或碰撞时,若考虑物体的局部变形,则一个物体会局部嵌入到另一个物体中,其法向嵌入量用 δ 表示,如图 1 所示. 用 Hertz 接触模型,法向接触力 F_N 可表示[7]为

$$F_N = K\delta^n \tag{1}$$

式中:K 为广义刚度系数;n 为指数,其通常的取值范围为[1,1.5]. 当物体是点(局部)接触时,该指数 $n=1.5$,将接触部位近似为半径为 R 的圆弧,其广义刚度系数可表示[7]为

$$K = \frac{4}{3(\sigma_1 + \sigma_2)}\sqrt{R} \tag{2}$$

式中:

$$\sigma_i = \frac{1-\nu_i^2}{E_i} \qquad i=1,2 \tag{3}$$

其中:E_i 和 ν_i 分别为两接触物体的弹性模量和泊松比.

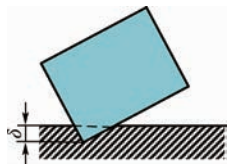


图 1 两物体间的接触模型

Fig. 1 Contact model between two bodies

由于 Hertz 接触力模型中不含阻尼项,这与实际情况有一定的差距. 文献[12]给出了一种非线性粘弹性接触力模型,其表达式为

$$F_N = \max\{\delta(K + c\dot{\delta}),0\} \tag{4}$$

式中:c 为广义阻尼系数,该接触力模型中的弹性项 δK 为 δ 的线性函数. 文献[13]使用另一种非线性粘弹性接触力模型,其表达式为

$$F_N = K\delta^n + c\delta\dot{\delta} \tag{5}$$

该接触力的弹性项和阻尼项均为非线性的,能较好地刻画接触力的特性. 文献[1]还给出了一种隐式的法向接触力模型:

$$F_N = f(\delta,\dot{\delta},F_N) \tag{6}$$

接触力模型的研究还在不断的深入和完善.

1.2 切向接触力模型

机械系统中常用的摩擦模型有多种[2-3],其中 Coulomb 摩擦模型又可分为 Coulomb 干摩擦模型和修正的 Coulomb 摩擦模型,前者是相对速度的非连续函数(数值计算存在困难),后者是相对速度的连续函数(不易反映摩擦的静动态特性)[14]. 本文将采用非对称 Coulomb 干摩擦模型,该模型的数学表达式[11]为

$$F_\tau = \begin{cases} -\mu(\dot{g}_\tau)F_N & \dot{g}_\tau \neq 0 \\ -\mu_0(\ddot{g}_\tau)F_N & \dot{g}_\tau = 0 \end{cases} \tag{7}$$

式中:

$$\mu(\dot{g}_\tau) = \begin{cases} \mu_+ & \dot{g}_\tau > 0 \\ -\mu_- & \dot{g}_\tau < 0 \end{cases} \tag{8}$$

$$\mu_0(\ddot{g}_\tau) = \begin{cases} \mu_{0+} & \ddot{g}_\tau > 0 \\ (-\mu_{0-},\mu_{0+}) & \ddot{g}_\tau = 0 \\ -\mu_{0-} & \ddot{g}_\tau < 0 \end{cases} \tag{9}$$

其中:F_τ 为作用在物体上的摩擦力在接触面切向上的投影;μ_+、μ_- 和 μ_{0+}、μ_{0-} 分别为物体间的正、负向动摩擦因数以及正、负向静摩擦因数(当 $\mu_+ = \mu_-$,$\mu_{0+} = \mu_{0-}$ 时,即为对称的 Coulomb 干摩擦模型);$\dot{g}_\tau$,$\ddot{g}_\tau$ 分别为接触点的相对速度和相对切向加速度. 由式(7)~式(9)可知,当 $\dot{g}_\tau = 0$,$\ddot{g}_\tau = 0$ 时,接触点处于 stick 状态,摩擦力的取值是一个范围.

2 非光滑动力学方程及其数值求解算法

2.1 非光滑动力学方程

若设物体与固定面接触时,其接触面的法向量平行于 y 轴,用 Newton-Euler 方法可得平面运动刚体的动力学方程:

北航学报 赠阅

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & J_C \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x + \sum F_{\tau i} \\ F_y + \sum F_{\mathrm{N}i} \\ M_C \end{bmatrix} \tag{10}$$

式中：$\ddot{x}$、$\ddot{y}$ 和 $\ddot{\theta}$ 分别为刚体质心的加速度在 x、y 轴上的投影和刚体的角加速度；m 为刚体的质量；J_C 为刚体相对其质心的转动惯量；F_x 和 F_y 分别为作用在刚体上的主动力在 x 和 y 轴上的投影的代数和；$F_{\tau i}$ 和 $F_{\mathrm{N}i}$ 分别为第 i 个接触点处的切向摩擦力和法向接触力；M_C 为外力对质心之矩.

因为嵌入量和嵌入速度可以表示状态变量的函数，因此，从式(5)不难看出，法向接触力 $F_{\mathrm{N}i}$ 是状态变量 $(x, y, \theta, \dot{x}, \dot{y}, \dot{\theta})$ 的函数；由式(7)和式(8)可知，当 $\dot{g}_{\tau i} \neq 0$ 时，摩擦力 $F_{\tau i}$ 也是状态变量的函数. 根据状态变量可计算出 $F_{\mathrm{N}i}$ 和 $F_{\tau i}$.

但是，当 $\dot{g}_{\tau i} = 0$ 时，摩擦力不仅与状态变量有关，还与广义加速度 $\ddot{x}$、$\ddot{y}$、$\ddot{\theta}$ 有关. 此时，方程式(10)等号右端的摩擦力也与广义加速度有关，这给数值求解带来了一定的困难.

2.2　Coulomb 摩擦定律的互补关系

非光滑动力学方程数值计算的难点在于物体间接触点 stick-slip 状态切换的判断以及处于 stick 状态时摩擦力的计算. 本文通过建立非对称 Coulomb 摩擦定律的互补关系，将上述计算问题转化为线性互补问题的求解.

当 $\dot{g}_{\tau i} = 0$ 时，设对称的 Coulomb 干摩擦模型的静摩擦因数为 μ_0，则其正向摩擦余量和负向摩擦余量可定义为[14]

$$\begin{cases} F_{\tau i}^{+} = \mu_0 F_{\mathrm{N}i} + F_{\tau i} \\ F_{\tau i}^{-} = \mu_0 F_{\mathrm{N}i} - F_{\tau i} \end{cases} \tag{11}$$

可将该摩擦余量的概念推广到非对称 Coulomb 干摩擦模型，对应的正向摩擦余量和负向摩擦余量可分别定义为

$$\begin{cases} F_{\tau i}^{+} = \mu_{0+} F_{\mathrm{N}i} + F_{\tau i} \\ F_{\tau i}^{-} = \mu_{0-} F_{\mathrm{N}i} - F_{\tau i} \end{cases} \tag{12}$$

由式(12)可得

$$\begin{cases} F_{\tau i} = \mu_{0-} F_{\mathrm{N}i} - F_{\tau i}^{-} \\ F_{\tau i}^{+} = (\mu_{0+} + \mu_{0-}) F_{\mathrm{N}i} - F_{\tau i}^{-} \end{cases} \tag{13}$$

当 $\dot{g}_{\tau i} = 0$ 时，接触点切向的正向加速度和负向加速度分别定义为[15]

$$\begin{cases} \ddot{g}_{\tau i}^{+} = \dfrac{1}{2}(|\ddot{g}_{\tau i}| + \ddot{g}_{\tau i}) \\ \ddot{g}_{\tau i}^{-} = \dfrac{1}{2}(|\ddot{g}_{\tau i}| - \ddot{g}_{\tau i}) \end{cases} \tag{14}$$

由式(14)可得

$$\ddot{g}_{\tau i}^{+} - \ddot{g}_{\tau i}^{-} = \ddot{g}_{\tau i} \tag{15}$$

正向摩擦余量 $F_{\tau i}^{+}$ 与正向加速度 $\ddot{g}_{ti}^{+}$、负向摩擦余量 $F_{\tau i}^{-}$ 与负向加速度 $\ddot{g}_{\tau i}^{-}$ 存在互补关系：

$$\begin{cases} \ddot{g}_{\tau i}^{+} \geqslant 0, \quad F_{\tau i}^{+} \geqslant 0, \quad \ddot{g}_{ti}^{+} F_{\tau i}^{+} = 0 \\ \ddot{g}_{\tau i}^{-} \geqslant 0, \quad F_{\tau i}^{-} \geqslant 0, \quad \ddot{g}_{ti}^{-} F_{\tau i}^{-} = 0 \end{cases} \tag{16}$$

2.3　动力学方程的求解算法

物体接触点的切向速度可以表示为状态变量的函数，即 $\dot{g}_{\tau i} = \dot{g}_{\tau i}(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}})$，其中，$\boldsymbol{q} = [x \ y \ \theta]^{\mathrm{T}}$.

当 $\dot{g}_{\tau i} \neq 0$ 时，由式(7)和式(8)可知，摩擦力 $F_{\tau i}$ 是 $\boldsymbol{q}$ 和 $\dot{\boldsymbol{q}}$ 的函数，动力学方程式(10)的右端均是 $\boldsymbol{q}$ 和 $\dot{\boldsymbol{q}}$ 的函数. 因此，可直接应用常微分方程的数值计算方法求解该方程.

当 $\dot{g}_{\tau i} = 0$ 时，由式(7)和式(9)可知，摩擦力 $F_{\tau i}$ 不仅与 $\boldsymbol{q}$ 和 $\dot{\boldsymbol{q}}$ 有关，还与 $\ddot{\boldsymbol{q}}$ 有关. 因此不能直接数值求解该方程.

将 $\dot{g}_{\tau i}$ 对时间求导可得

$$\ddot{g}_{\tau i} = \frac{\partial \dot{g}_{\tau i}}{\partial \boldsymbol{q}} \dot{\boldsymbol{q}} + \frac{\partial \dot{g}_{\tau i}}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}} \ddot{\boldsymbol{q}} \tag{17}$$

由式(13)、式(15)、式(17)和方程式(10)联立，可以得到线性互补方程：

$$\begin{bmatrix} \ddot{g}_{\tau i}^{-} \\ F_{\tau i}^{+} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{1}{m} + \dfrac{w_{i1}^2}{J_C} & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} F_{\tau i}^{-} \\ \ddot{g}_{\tau i}^{+} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dfrac{H_{xi}}{m} - \dfrac{w_{i1} H_{\theta i}}{J_C} - w_{i2} \\ (\mu_{0+} + \mu_{0-}) F_{\mathrm{N}i} \end{bmatrix} \tag{18}$$

式中：w_{i1}、w_{i2}、H_{xi} 和 $H_{\theta i}$ 均为状态变量的函数. 应用线性互补问题(LCP)的数值算法求解式(18)，可得 $F_{\tau i}^{-}$，再由式(13)，可求出摩擦力 $F_{\tau i}$，将其代入动力学方程式(10)中，然后用常微分方程的数值方法求解该方程.

3　算　例

3.1　算例模型

设图 2 所示箱体为均质体，其质量为 m，边长分别是 $2a$ 和 $2b$，可与水平固定面发生接触和摩擦，图中 C 为箱体的质心，其坐标为 (x, y)，用本文给出的方法对其进行动力学仿真.

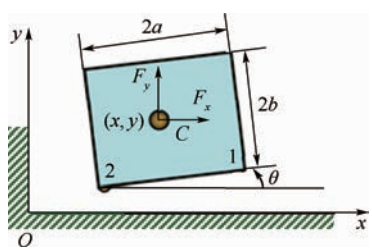


图 2　算例中的箱体

Fig. 2　Slider in this example

北航学报 赠阅

该箱体顶角 1 和顶角 2 的嵌入量可分别表示为

$$\delta_1 = \begin{cases} -y - a\sin\theta + b\cos\theta & \delta_1 > 0 \\ 0 & \delta_1 \leqslant 0 \end{cases} \tag{19}$$

$$\delta_2 = \begin{cases} -y + a\sin\theta + b\cos\theta & \delta_2 > 0 \\ 0 & \delta_2 \leqslant 0 \end{cases} \tag{20}$$

式(19)和式(20)对时间求导可得 $\dot{\delta}_1$ 和 $\dot{\delta}_2$.

箱体顶角 1 和顶角 2 与固定面接触时的切向(沿 x 轴方向)速度可分别表示为

$$\dot{g}_{\tau 1} = \dot{x} - a\dot{\theta}\sin\theta + b\dot{\theta}\cos\theta \tag{21}$$

$$\dot{g}_{\tau 2} = \dot{x} + a\dot{\theta}\sin\theta + b\dot{\theta}\cos\theta \tag{22}$$

设系统参数为:$m = 2.0$ kg, $a = 0.4$ m, $b = 0.3$ m;接触力模型由式(5)给出,其中 $n = 1.5$, $K = 2.96 \times 10^7$ N/m$^{1.5}$, $c = 1.89 \times 10^6$ N·s/m^2.

3.2 数值仿真分析

算例 1 箱体在重力作用下自由下落并与地面发生接触. 设摩擦模型为对称的 Coulomb 干摩擦模型,其摩擦因数为 $\mu_+ = \mu_- = 0.3$, $\mu_{0+} = \mu_{0-} = 0.4$;初始条件为 $x_0 = 0$, $y_0 = 0.8$ m, $\theta_0 = \pi/6$ rad, $\dot{x}_0 = 0$, $\dot{y}_0 = -3.0$ m/s, $\dot{\theta}_0 = 0$.

图 3 给出了箱体顶角 1 和顶角 2 的法向接触力 F_{N1} 和 F_{N2} 的时间历程图;图 4 给出了 δ_1 和 δ_2 的时间历程图. 由此可以看出,箱体的顶角 2 先与地面发生碰撞,其碰撞速度为 4.96 m/s,然后该点发生第二次碰撞,其碰撞速度为 0.65 m/s;随后顶角 1 与地面碰撞,其碰撞速度为 3.16 m/s;两个顶角经过几次碰撞后,箱体最终静止在地面上. 由于碰撞速度不同,对应的碰撞冲击力的峰值也就不同.

图 5 给出了 x、y 和 θ 的时间历程图,其运动状态与箱体受力状态吻合. 图 6 给出了箱体质心速度 $\dot{x}$ 以及箱体所受摩擦力的时间历程图. 由于箱体顶角 2 前两次与地面发生碰撞时,有向左的相对运动,因此摩擦力的方向向右,在其作用下,物体的质心有向右的速度. 当箱体与地面再次发生碰撞时,由于运动速度向右,因此摩擦力向左. 经过几次碰撞后,最终物体相对地面静止.

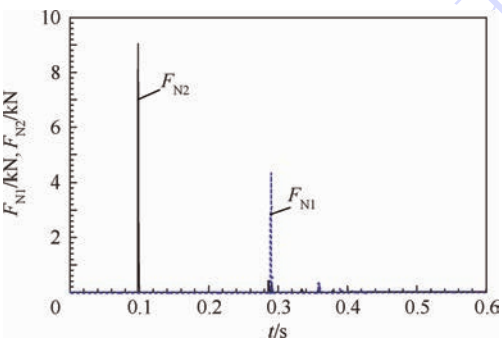


图 3 F_{N1} 和 F_{N2} 的时间历程图

Fig. 3 Time history diagram of F_{N1} and F_{N2}

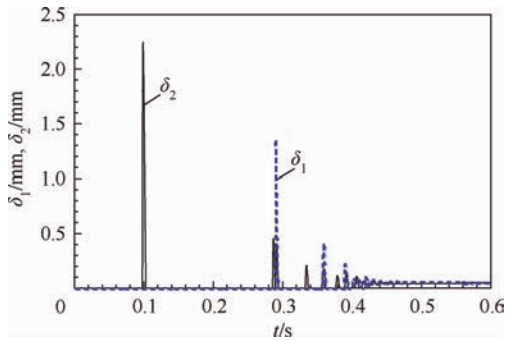


图 4 δ_1 和 δ_2 的时间历程图

Fig. 4 Time history diagram of δ_1 and δ_2

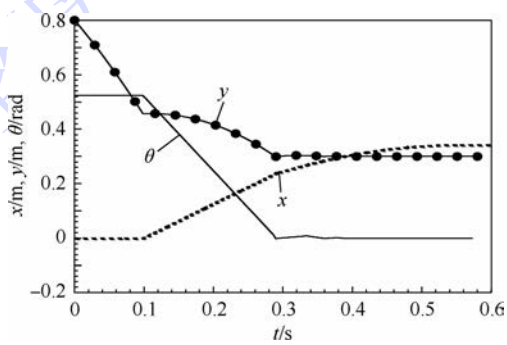


图 5 x、y 和 θ 的时间历程图

Fig. 5 Time history diagram of x、y and θ

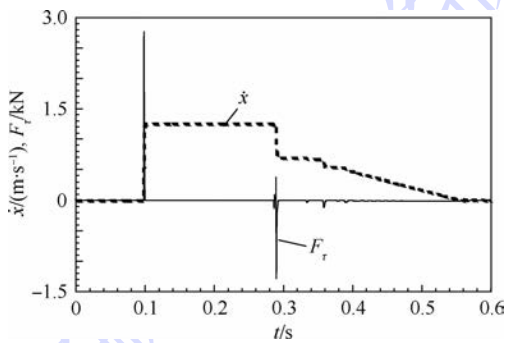


图 6 $\dot{x}$ 和 F_τ 的时间历程图

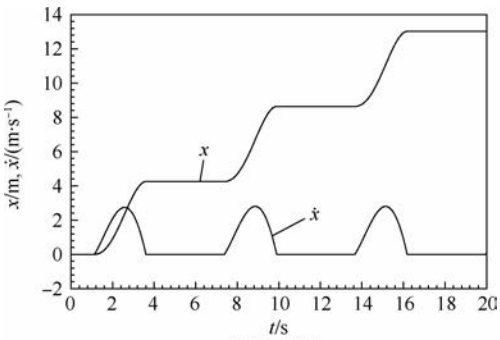
Fig. 6 Time history diagram of $\dot{x}$ and F_τ

算例 2 箱体放在水平地面上,其上作用一个水平力 $F_x = A\sin t$. 设摩擦因数为 $\mu_+ = 0.3$, $\mu_- = 0.4$, $\mu_{0+} = 0.5$, $\mu_{0-} = 0.6$,初始条件为 $x_0 = 0$, $y_0 = b$, $\theta_0 = 0$, $\dot{x}_0 = \dot{y}_0 = 0$, $\dot{\theta}_0 = 0$.

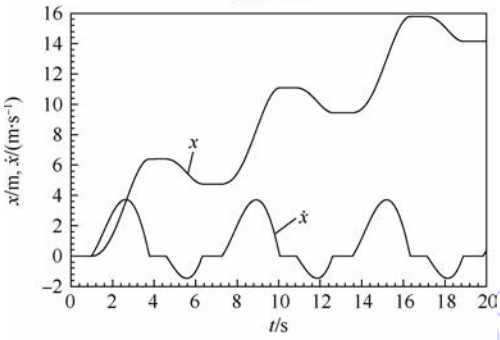
图 7 给出了不同外激励幅值时,x 和 $\dot{x}$ 的时间历程图. 当 $A = 11$ N 时,箱体有单向的速度且有 stick-slip 现象(见图 7(a));当 $A = 12$ N 时,箱体有双向速度且有 stick-slip 现象(见图 7(b));当 $A = 18$ N 时,箱体有双向的速度但无 stick-slip 现象(见图 7(c)).

算例 1 和算例 2 均用试算法进行了验证,试算法与本文给出的算法所得数值结果完全吻合.

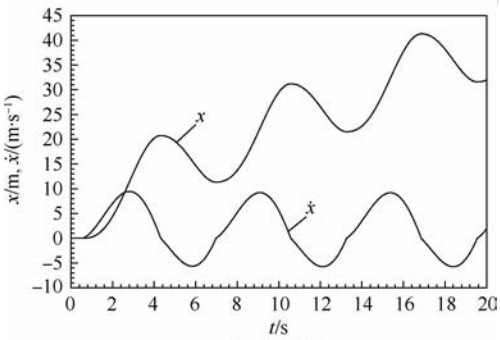
北航学报 赠阅



(a) A=11 N



(b) A=12 N



(c) A=18 N

图 7　当 $A=11,12,18$ N 时 x 和 $\dot{x}$ 的时间历程图

Fig. 7　Time history diagram of x and $\dot{x}$ with $A=11,12,18$ N

4　结　论

基于非光滑动力学方法，利用线性互补理论，给出了一种含非对称 Coulomb 干摩擦的平面运动刚体动力学的数值算法.

1）将物体间的法向接触力表示成物体间嵌入量和嵌入速度的函数，无需引入互补量，更易于分析物体间的接触与分离.

2）建立了非对称摩擦余量互补关系，将原适用于含对称 Coulomb 干摩擦的 LCP 算法推广到非对称 Coulomb 干摩擦系统，使其具有更广泛的适用性.

3）数值仿真算例表明，该算法易于分析非光滑系统中物体间的接触与分离和 stick-slip 现象.

参考文献（References）

[1] Flores P, Ambrósio J. Kinematics and dynamics of multibody systems with imperfect joints[M]. Berlin: Springer, 2008: 47-66.

[2] 刘丽兰，刘宏昭，吴子英，等. 机械系统中摩擦模型的研究进展[J]. 力学进展，2008，38(2)：200-213.
Liu L L, Liu H Z, Wu Z Y, et al. An overview of friction models in mechanical systems [J]. Advances in Mechanics, 2008, 38(2): 200-213(in Chinese).

[3] Pennestri E, Valentini P P, Vita L. Multibody dynamics simulation of planar linkages with Dahl friction[J]. Multibody System Dynamics, 2007, 17(4): 321-347.

[4] Pfeiffer F, Glocker C. Multibody dynamics with unilateral contacts[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1996: 70-91.

[5] Ye K, Li L, Zhu H P. A modified Kelvin impact model for pounding simulation of base-isolated building with adjacent structures [J]. Earthquake Engineering and Engineering Vibration, 2009, 8(3): 433-446.

[6] Flores P, Ambrósio J. On the contact detection for contact-impact analysis in multibody systems[J]. Multibody System Dynamics, 2010, 24(1): 103-122.

[7] Flores P, Ambrosio J. Translational joints with clearance in rigid multibody systems[J]. ASME Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 2008, 3(1): 011007.

[8] 庄方方，王琪. 含摩擦柱铰链平面多体系统动力学的建模和数值方法[J]. 工程力学，2012，29(5)：193-199.
Zhuang F F, Wang Q. Modeling and numerical algorithm for planar multibody system with friction on revolute joints[J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(5): 193-199(in Chinses).

[9] Wang Q, Peng H L, Zhuang F F. A constraint-stabilized method for multibody dynamics with friction-affected translational joints based on HLCP[J]. Discrete and Continuous Dynamical Systems Series B, 2011, 16(2): 589-605.

[10] Zhuang F F, Wang Q. Modeling and simulation of the nonsmooth planar rigid multibody systems with frictional translational joints [J]. Multibody System Dynamics, 2013, 29 (4): 403-423.

[11] Fang H B, Xu J. Dynamics of a three-module vibration-driven system with non-symmetric Coulomb's dry friction[J]. Multibody System Dynamics, 2012, 27(4): 455-485.

[12] Kisu L. A short note for numerical analysis of dynamic contact considering impact and a very stiff spring-damper constraint on the contact point [J]. Multibody System Dynamics, 2011, 26(4): 425-439.

[13] 刘才山，陈滨，王玉玲. 考虑摩擦作用的多柔体系统点-面碰撞模型[J]. 中国机械工程，2000，11(6)：616-619.
Liu C S, Chen B, Wang Y L. The point-surface impact model considering the friction effect in flexible multi-body system[J]. China Mechanical Engineering, 2000, 11 (6): 616-619 (in Chinses).

[14] 王琪，庄方方，郭易圆. 非光滑多体系统动力学数值算法的研究进展[J]. 力学进展，2013，43(1)：101-111.
Wang Q, Zhuang F F, Guo Y Y. Advances in the research on the numerical method fir non-smooth dynamics of multibody systems[J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(1): 101-111(in Chinese).

[15] Pfeiffer F, Foerg M, Uibrich H. Numerical aspects of non-smooth multibody dynamics[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2006, 195(50): 6891-6908.

北航学报 赠阅

An LCP method for dynamics of planar-motion rigid-body with non-symmetric friction

WANG Xiaojun[1,2], WANG Qi*[2]

(1. Department of Electron and Machine, Changzhou Institute of Technology, Changzhou 213002, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A modeling and numerical calculation method for the dynamics of the rigid-body in planar motion with contact, impact, symmetric and non-symmetric Coulomb's dry friction was presented based on the theory of contact mechanics and the arithmetic of linear complementarity problem (LCP). The local deformations in contact bodies were taken into account although bodies were assumed to be rigid. The normal contact forces were expressed as nonlinear functions of penetration depth and its speed. The friction law adopted symmetric or non-symmetric Coulomb's dry friction model. Firstly, by using the friction saturation, the positive and negative parts of the relative acceleration of contact points, the complementarity conditions and formulations about the friction law were given in order to determine state transitions of stick-slip in numerical method. Then, based on the event-driven scheme, the problems of detecting stick-slip state transitions and solving frictional forces in stick situation were formulated and solved as a linear complementarity problem. Finally, the numerical example of a planar-motion rigid-body was given to analyze its dynamical behaviour affected by symmetric or non-symmetric Coulomb's dry friction and shown that the proposed method was effective.

Key words: non-symmetry; Coulomb's dry friction; contact forces; linear complementarity problem (LCP); non-smooth

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0774

Zr 含量对 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料及钎焊接头性能的影响

郭伟*[1], 齐丹[1], 杨建军[2], 李飞[1,3], 华永平[3], 虞文军[3]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 驻成飞工业(集团)有限责任公司军事代表室, 成都 610092;
3. 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

摘 要: 采用电弧熔炼方法制备 Ti-5Zr-15Cu-15Ni、Ti-10Zr-15Cu-15Ni、Ti-15Zr-15Cu-15Ni和 Ti-25Zr-15Cu-15Ni 4 种钛基钎料,采用 4 种钎料对 Ti-6Al-4V 板材进行搭接接头真空钎焊. 对不同 Zr 含量的钎料的熔化特性和在 Ti-6Al-4V 上的润湿性进行测试,并对钎焊接头的微观组织、显微硬度和剪切强度进行测试. 结果表明,Zr 元素的加入对 Ti-Zr-Cu-Ni 钛基钎料的熔化温度有显著影响,当 Zr 含量为 5wt%、25wt% 时,钎料的固液相线温差较大,且液相线温度较高;当 Zr 含量为 10wt%、15wt% 时,钎料的固液相线温差较小,且液相线温度较低. 与其他钎料成分不同,25wt% Zr 含量的钎料在钎料熔化过程中存在 2 个明显的低熔点共晶反应,其钎料在铺展过程中出现分层现象. 15wt% 和 25wt% Zr 含量钎焊接头具有更低的显微硬度. 综合钎料的熔化特性以及钎焊接头的显微硬度和剪切强度,Ti-15Zr-15Cu-15Ni 是最佳的钎料成分配比,具有最好的综合性能,其钎焊接头的剪切强度为 298 MPa.

关 键 词: 钛基钎料; 润湿性; 差动扫描量热法(DSC); 微观组织; 剪切强度
中图分类号: TG425
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2029-07

全下文载

钛合金具有高的比强度、比刚度、高温强度以及优良的耐蚀性和抗高温氧化性,在航空、航天、火箭、化工冶金等领域有着广泛的应用[1-3]. 适用于钛合金的焊接方法有很多种,其中钎焊在钛合金连接中起到了重要作用,特别是在航空发动机及其结构件的连接中,大量使用钎焊方法[4]. 用于钛合金钎焊的钎料主要分为 3 类:Ag 基钎料、Al 基钎料和 Ti 基钎料[5-7]. 相对于 Ag 基和 Al 基钎料,Ti 基钎料能够获得更大的接头强度,且钎焊接头具有更加优良的耐腐蚀性能和更高的服役温度. 钛基钎料通常采用 Cu 和 Ni 作为合金元素,并已经实现 Ti-Cu-Ni 钎料合金系的商用,如 Ti-15Cu-15Ni 和 Ti-15Cu-25Ni[8-9]. 然而,Ti-Cu-Ni 钎料的熔化温度较高,在钎焊过程中对钛合金基材的性能影响较大,因此迫切开发一种新的具有较低熔化温度的钛基钎料,而 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料是目前研究较多的一种合金系. 经研究发现,Zr 加入到 Ti-Cu-Ni 合金中,有降低合金熔化温度的作用,已经开发的商用高 Zr 含量的钎料有 37.5Ti-37.5Zr-25Cu等[10]. 目前关于较低 Zr 含量的钛基钎料研究相对较少. 本研究中,以商用钎料 Ti-15Cu-15Ni 为基础,其熔化温度区间为 910 ~ 960℃[11-12],通过添加不同含量的 Zr 元素(不大于 25wt%)制备 Ti-Zr-Cu-Ni 系列钎料,研究不同 Zr 含量对钎料的熔化特性、润湿性以及钎焊接头力学性能的影响.

收稿日期: 2014-12-10; **录用日期**: 2015-01-16; **网络出版时间**: 2015-03-31 14:54
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(50705050); 国家国际科技合作专项基金(2013DFR50590); 中央高校基本科研业务费专项资金
* **通讯作者**: 郭伟(1976—),男,河北保定人,副教授, gwei@buaa.edu.cn,主要研究方向为先进材料的焊接.

引用格式: *郭伟, 齐丹, 杨建军, 等. Zr 含量对 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料及钎焊接头性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2029-2035. Guo W, Qi D, Yang J J, et al. Effect of Zr content on properties of Ti-Zr-Cu-Ni filler metal and its brazed joint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2029-2035 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

1 试 验

1.1 试验材料

采用的钛合金为商用 Ti-6Al-4V 合金(TC4).利用剪板机将钎焊用试样加工成 26 mm × 85 mm × 3 mm 尺寸的薄板.采用硝酸和氢氟酸混合水溶液对钛合金板材进行去除氧化膜清洗,然后在水中去除残留混合酸清洗剂,并在乙醇溶液中进行超声清洗 15 min.

采用电弧熔炼设备制备了 4 种不同成分的 Ti-Zr-Cu-Ni 基块状钎料.为了保证钎料化学成分的均匀性,将其在 99.99% 氩气气氛中熔炼 4 次.4 种钎料的化学成分和编号如表 1 所示.利用线切割技术将块状钎料加工成 15 mm × 2 mm × 0.8 mm尺寸的薄片状钎料.然后,用 400 号 SiC 水砂纸打磨钎料并用超声波机在乙醇溶液中清洗.

表 1 钎料的化学成分

Table 1 Chemical composition of the brazing filler metal wt%

钎料编号	化学成分			
	钛	锆	铜	镍
1#	其余	5	15	15
2#	其余	10	15	15
3#	其余	15	15	15
4#	其余	25	15	15

1.2 钎料的熔化特性

利用差热分析仪(型号:STA 449 F3)对钎料的熔化特性进行测试,获得不同钎料的差动扫描量热法(Differential Scanning Calorimetry,DSC)曲线.试验参数如下:加热温度区间为室温约 1 000℃,加热速率为 10℃/min,加热气氛为氩气.

1.3 钎料润湿性

为了研究钎料的润湿性,分别取不同 Zr 含量的钎料 15 mg,将其放在 Ti-6Al-4V 薄板上.然后将试样放入真空钎焊炉并加热到 940℃,加热速率为 10℃/min,保温时间为 5 min,真空度为 2×10^{-3} Pa.取出试样,采用 CAD 商用软件测试其铺展面积.

1.4 钎焊试验

根据钎料的熔化温度曲线 DSC 测试结果,确定合适的钎焊工艺参数,进行 Ti-6Al-4V 搭接钎焊试验,装配间隙为 0.1 mm,试验真空度为 2×10^{-3} Pa.图 1 为钎焊试样的装配图.

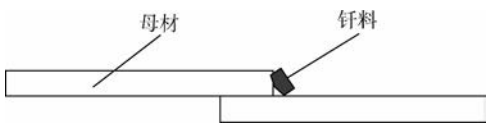


图 1 钎焊试样装配图

Fig. 1 Assembly drawing of brazing sample

1.5 力学性能测试

采用 DHV-1000 型显微硬度仪对钎焊接头区域的显微硬度分布进行测试,测试条件是:载荷 200g,保持时间 15 s.根据焊接接头拉伸试验方法(GB/T 2651—2008/ISO 4136:2001),制备钎焊接头标准拉伸试样.采用 WDW-100 万能拉伸试验机对 4 种钎料的钎焊接头进行拉剪试验,试验条件:拉伸速率为 5 mm/min,试验温度为室温.其中每种钎料钎焊接头的剪切强度为 3 个试样的剪切强度的平均值.

1.6 微观组织观察

完成钎焊试验后,制备钎焊接头金相样品,并且用 Kroll's 腐蚀液(3 mL HF,6 mL HNO_3 和 100 mL H_2O)对试样进行金相腐蚀.利用带有能谱功能的扫描电子显微镜(型号:CS3400)对钎焊接头横截面的微观组织进行观察和成分分析.

2 结果与讨论

2.1 Zr 含量对钎料熔点的影响

钎料 1# ~ 钎料 4# 的 DSC 曲线如图 2 所示,钎料固相线和液相线温度如表 2 所示.与 Ti-15Cu-15Ni 的固液相线温度相比(910℃,960℃)[11-12],Zr 元素的加入显著降低了钎料的熔化温度,原因是 Zr 元素能够在较低温度下与 Ti、Cu 和 Ni 元素发生反应:

$$L\rightarrow Cu_8Zr(Ti)_3+Cu_{10}Zr(Ti)_7$$

$$L\rightarrow Cu_{10}Zr(Ti)_7+CuZr(Ti)\ [13\text{-}14]$$

在 704 ~ 735℃之间,4 种钎料都存在一个放热峰,说明在这个温度区间,4 种钎料都存在着相同的固态相变[15].钎料 1# 的固相线和液相线温度分别为 848℃和 907℃;钎料 2# ~ 钎料 4# 的固相线温度相似(821 ~ 825℃),其液相线温度分别为 831、839、882℃.可见,钎料 1# 和钎料 4# 的液相线温度明显高于钎料 2# 和钎料 3# 的液相线温度,并且钎料 1# 和钎料 4# 在固液相线温度区间比较大,接近 60℃左右,而钎料 2# 和钎料 3# 固液温度区间比较小,为 10 ~ 15℃左右.固液温度区间大对钎料的流动性带来不利,且容易造成钎焊接头区域成分偏析等冶金缺陷.

钎料中 Zr 含量对钎料熔化行为有重要影响.当 Zr 含量为 5wt%(钎料 1#)时,钎料的固相线和液相线温度都比较高,远远大于其他 3 种钎料成分的固液相线温度,这种成分配比钎料的钎焊温度也将比较高,而过高的钎焊温度将造成钛合金大量向 β 相转变,并使得晶粒粗大,从而降低钛

北航学报 赠阅

合金的性能. 当 Zr 含量为 10wt%(钎料 2#)、15wt%(钎料 3#)和 25wt%(钎料 4#)时,钎料的固相线比较接近,液相线温度具有较大的差别,当 Zr 含量为 25wt%,钎料的液相线温度较高,意味着该成分具有较高的熔化温度和钎焊温度. 从 4 种钎料的 DSC 曲线可以看出,在钎料熔化的过程中存在多个放热峰(见图 2),说明 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料在熔化温度区间存在多个共晶或准共晶反应过程[16],尤其是当 Zr 含量为 25wt%,在钎料熔化过程中存在非常明显的两个放热峰,说明在822 ~ 882℃之间存在两个共晶反应或准共晶反应过程,这种现象使得钎料在钎焊过程中先后两次熔化,容易造成钎焊接头的成分不均匀,即:低熔点共晶产物首先熔化铺展,当温度到达较高共晶产物温度时,高熔点共晶产物继续熔化铺展,如果两种先后熔化的钎料不能很好的混合,将造成钎焊接头成分和性能不均匀.

综上所述,从 DSC 测试结果看,钎料 1#和 4#成分由于存在液相线温度高,固液相温差大以及存在多个相变反应过程等问题,不是理想的钎料配比.

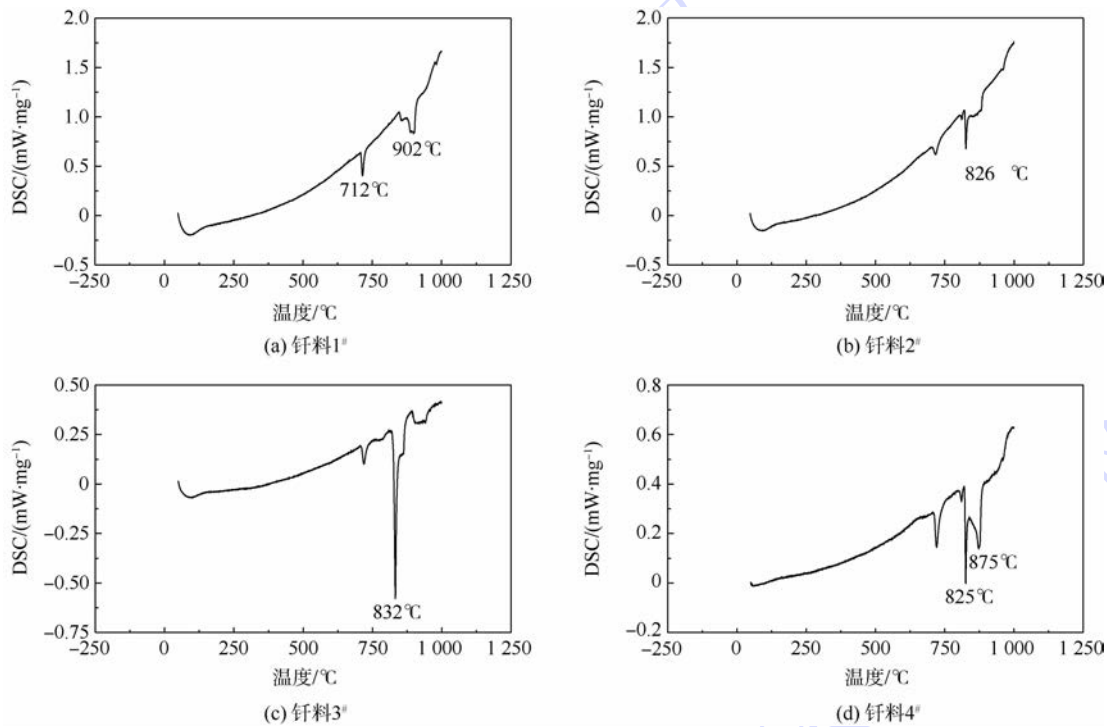


图 2　钎料的 DSC 曲线

Fig. 2　DSC curves of brazing filler metals

表 2　钎料的固相线和液相线温度

Table 2　Solidus and liquidus temperature of brazing filler metals

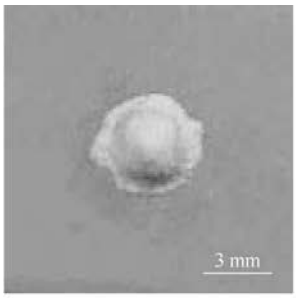
钎料编号	固相线温度/℃	液相线温度/℃	固液温度区间/℃
1#	848	907	59
2#	821	831	10
3#	825	839	14
4#	822	882	60

2.2　Zr 含量对钎料润湿性的影响

图 3 为不同 Zr 含量的钎料在 TC4 板表面的润湿铺展情况. 可以看到,4 种钎料在 TC4 表面都能实现一定程度的润湿和铺展. 表 3 列出了不同钎料的铺展面积. 当 Zr 含量为 5wt%时,钎料的润湿性较差,铺展面积仅为 14 mm^2;当 Zr 含量为 10wt% ~15wt% 时,钎料的铺展面积相似(20 mm^2);当 Zr 含量为 25wt%时,钎料的铺展面积显著增加(65.35 mm^2). 因此,从润湿性角度分析,当 Zr 含量为 25wt%(钎料 4#)具有最好的润湿性能,Zr 含量为 5wt%钎料的润湿性最差,Zr 含量为 10wt%和 15wt%的钎料的润湿性相当,润湿性能介于两者之间.

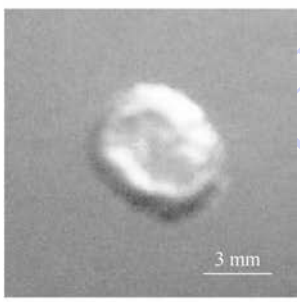
然而,钎料 4#的铺展具有明显的分层现象,铺展后的钎料中心区域还保留一个未充分铺展的半球冠状区域(见图 3(d)中的 A 和 B). 这种钎料的分层现象与图 2(a)和图 2(d)的钎料 1#和钎料 4#的 DSC 曲线存在明显的多个放热峰密切相关,说明钎料 1#和钎料 4#在铺展过程中有先后多次熔化过程,容易造成焊接头成分和性能的不均匀. 因此,钎料 4#不适合作为钎料的成分配比. 而钎料 2#和钎料 3#的钎料铺展较均匀,未见明显的分层现象.

北航学报 赠阅

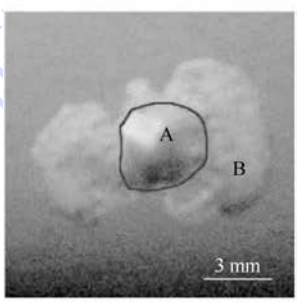


(a) 钎料1#(5wt% Zr)

(b) 钎料2#(10wt% Zr)



(c) 钎料3#(15wt% Zr)



(d) 钎料4#(25wt% Zr)

图 3 钎料的润湿情况

Fig. 3 Wetting condition of brazing filler metals

表 3 钎料的铺展面积

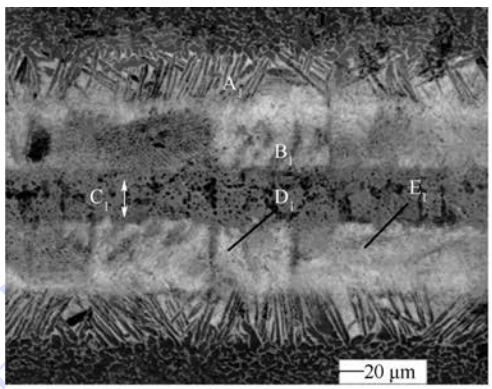
Table 3 Spreading area of brazing filler metals

钎料编号	铺展面积/mm^2
1#	14.09
2#	21.13
3#	19.87
4#	60.35

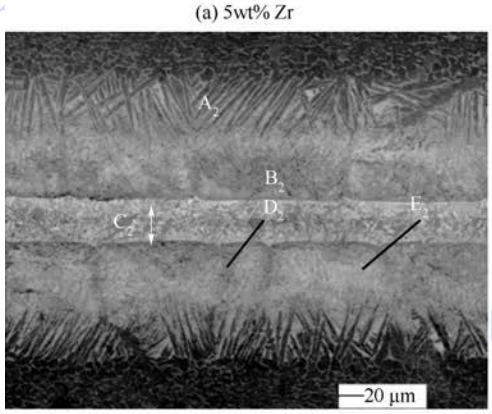
2.3 Zr 含量对钎焊接头微观组织的影响

根据不同 Zr 含量钎料的熔化特性(DSC 曲线),分别采用两种不同的钎焊工艺进行真空钎焊试验. 当采用 Zr 含量为 5wt% 和 25wt% 钎料时,钎焊温度为 960℃,保温时间为 3 min;当采用 Zr 含量为 10wt% 和 15wt% 钎料时,钎焊温度为 940℃,保温时间为 3 min.

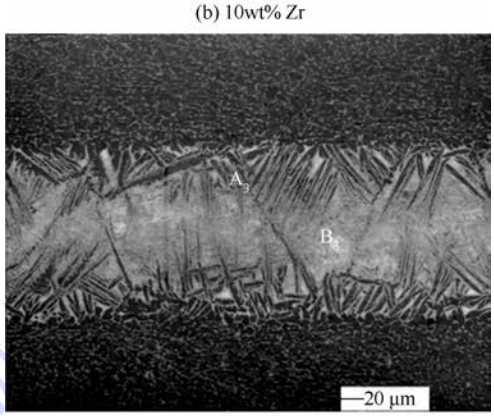
图 4 是采用不同 Zr 含量的钎焊接头的微观组织.



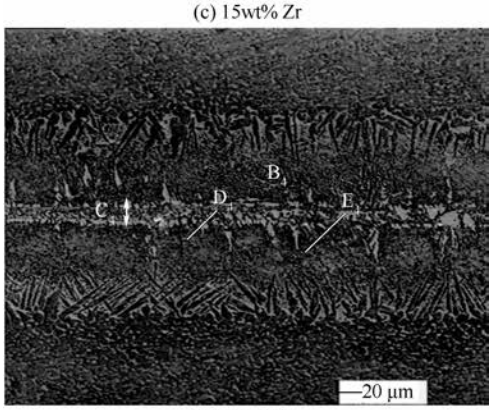
(a) 5wt% Zr



(b) 10wt% Zr



(c) 15wt% Zr



(d) 25wt% Zr

图 4 钎焊接头微观组织

Fig. 4 Microstructures of brazed joints

北航学报 赠阅

表 4 列出了钎焊接头不同区域的 EDS 检测结果.

表 4　钎焊接头不同区域的元素分布

Table 4　Distribution of elements in different areas of the brazed joints　　at. %

区域	Ti	Al	V	Zr	Cu	Ni
A_1	80.14	4.44	1.93	0.96	6.43	6.10
B_1	80.98	3.37	1.88	2.12	4.70	6.96
D_1	74.15	3.28	1.69	2.80	8.76	9.32
E_1	63.15	0.85	0.27	2.15	20.78	12.80
A_2	81.21	3.11	2.09	3.88	4.20	5.51
B_2	78.68	3.61	1.51	2.58	7.13	6.49
D_2	59.81	1.09	0.23	5.51	18.56	14.80
E_2	49.56	2.61	0.62	12.66	13.20	21.36
A_3	79.87	5.44	4.13	1.24	3.65	5.67
B_3	80.27	4.74	2.32	3.07	4.71	4.89
A_4	88.19	7.44	1.64	0.63	1.24	0.87
B_4	81.11	4.22	1.63	1.71	5.91	5.43
D_4	59.54	0.81	0.54	4.81	19.35	14.95
E_4	50.30	2.71	0.73	12.20	12.54	21.53

图 4(a)可见，当 Zr 含量为 5wt% 时，钎焊接头组织由明显的层状结构构成，可以分为 3 部分：针状区(A_1)、扩散反应区(B_1)和中心共晶残留区(C_1). 针状区和扩散反应区主要由富 Ti 相及少量 Cu、Ni 和 Zr 元素组成(能谱检测结果). 中心共晶残留区由两部分构成：深灰色区域(D_1)和浅灰色区域(E_1)，其中 D_1 区域为低 Cu、Ni 含量富 Ti 区，E_1 区域为高 Ti、Cu 含量的富 Ti 区. 根据 Cu-Ti 及 Ni-Ti 相图，Cu、Ni 在 β-Ti 中的溶解度大于在 α-Ti 中的溶解度，因此在钎焊过程中，大量的 Cu、Ni 元素会在钛合金基体上进行扩散[17-18]，形成针状的 β-Ti(A_1 区). 另一方面，Zr-Ti 相图表明 Zr 和 Ni 元素在液态下是完全互溶的. 因此，Zr、Cu、Ni 元素在钎焊过程中，在浓度梯度的驱动下可以向基体钛合金中进行扩散，形成扩散反应区(B_1). 图 4(b)和图 4(d)为钎料 Zr 含量为 10wt% 和 25wt% 的钎焊接头组织，可见也是由与图 4(a)非常类似的层状结构构成. 当 Zr 含量为 15wt% 时，钎焊接头的微观组织与其他 3 种 Zr 含量的钎焊接头明显不同，钎焊接头的中心共晶残留区消失，说明采用 Zr 含量为 15wt% 钎料时，钎焊接头更加容易实现成分均匀化.

2.4　Zr 含量对钎焊接头力学性能的影响

为了评估钎焊接头的硬度分布和钎焊接头的脆性，对 4 种钎料的钎焊接头垂直于钎缝方向的横截面显微硬度分布进行了测试，结果如图 5 所示. 可见，4 种钎料的钎焊接头的显微硬度分布规律是相似的，在钎缝中心区域显微硬度较大，随着距离中心区域距离增加，显微硬度逐渐减小. 其中，采用钎料 1#(5wt%)和钎料 2#(10wt%)的钎焊接头中心区域的显微硬度(450 ~ 550 HV)明显大于采用钎料 3#(15wt%)、钎料 4#(25wt%)的钎焊接头(350 ~ 400 HV)，说明后两者钎焊接头具有较低的硬度，间接反映该两种钎焊接头脆性较小.

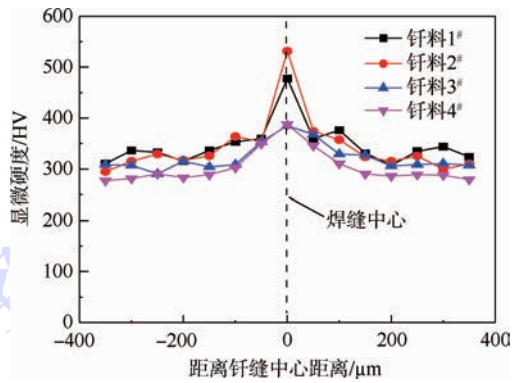


图 5　不同钎料钎焊接头的显微硬度分布

Fig. 5　Distribution of microhardness of brazed joints with different filler metals

钎焊接头的剪切强度如图 6 所示. 从图中可以看出，钎料中的 Zr 含量对钎焊接头的剪切强度有显著影响，当 Zr 含量为 5wt% 时，钎焊接头的剪切强度取得最大值(393 MPa). 当 Zr 含量增加到 10wt% 时，钎焊接头的剪切强度下降到 273 MPa. Zr 含量增加到 15wt% 时，钎焊接头的剪切强度为 298 MPa，进一步增加 Zr 含量到 25wt%，接头的剪切强度最低(259 MPa).

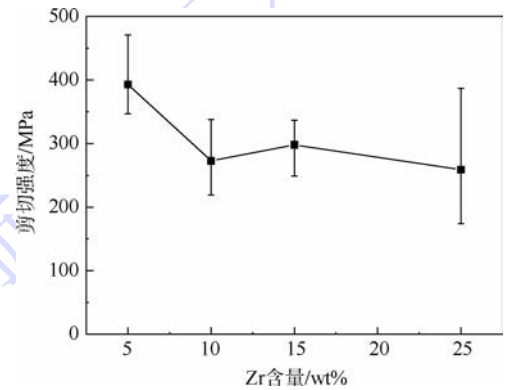


图 6　钎焊接头的剪切强度

Fig. 6　Shear strength of brazed joints

3　结　论

1) Zr 含量对钎料熔化温度有较大影响. 当钎料中 Zr 含量为 5wt% 和 25wt%，钎料的液固相线温差接近 60℃，且固相线温度很高；当 Zr 含量为 10wt% 和 15wt% 时，钎料的液固相线温差小，固相线温度低.

2) 当 Zr 含量为 5wt%、10wt% 和 25wt% 时，

北航学报 赠阅

钎焊接头的微观组织由针状区、扩散反应区和中心共晶反应区构成;当钎料 Zr 含量为 15wt% 时,钎焊接头的中心共晶反应区消失.

3) 钎焊接头显微硬度分布规律为在钎焊接头中心区域最大,随着距离钎缝中心区域的增加逐渐较小. Zr 含量为 5wt%、10wt% 的钎料的钎焊接头中心区域的显微硬度明显高于 Zr 含量为 15wt%、25wt% 的钎焊接头.

4) 从钎料的熔化特性、润湿性、微观组织、显微硬度分布及接头剪切强度综合比较,当 Zr 含量为 15wt% 时,钎料获得最优的综合性能,其钎焊接头的剪切强度为 298 MPa.

参考文献 (References)

[1] Gurrappa I. Characterization of titanium alloy Ti-6Al-4V for chemical, marine and industrial applications[J]. Materials Characterization, 2003, 51(2-3): 131-139.

[2] Boyer R R. An overview on the use of titanium in the aerospace industry[J]. Materials Science and Engineering A, 1996, 213(1-2): 103-114.

[3] Yamada M. An overview on the development of titanium alloys for non-aerospace application in Japan[J]. Materials Science and Engineering A, 1996, 213(1-2): 8-15.

[4] 吴昌忠,陈静,陈怀宁,等. 钛合金高温钎焊接头的组织性能及影响因素评价[J]. 宇航材料工艺, 2005(3): 17-20.
Wu C Z, Chen J, Chen H N, et al. Review of microstructures and properties of high-temperature brazed titanium joints and influential factors[J]. Aerospace Materials & Technology, 2005(3): 17-20(in Chinese).

[5] 蒋成禹,吴铭方,于治水,等. Ti 基钎料真空钎焊 Ti-6Al-4v[J]. 工艺与新技术, 2002, 31(1): 19-20.
Jiang C Y, Wu M F, Yu Z S, et al. Vacuum brazing of Ti-6Al-4v with titanium-based filler metal[J]. Welding Technology, 2002, 31(1): 19-20(in Chinese).

[6] 王鑫,祁焱,张羊换,等. 钛合金用钛基焊料的现状及发展[J]. 金属功能材料, 2005, 12(6): 41-44.
Wang X, Qi Y, Zhang Y H, et al. Development and condition of Ti-based brazing material for titanium alloys[J]. Metallic Functional Materials, 2005, 12(6): 41-44(in Chinese).

[7] 孙晓亮,马光,李银娥,等. 钛基非晶态钎焊料发展评述[J]. 钛工业进展, 2008, 25(6): 11-14.
Sun X L, Ma G, Li Y E, et al. Review on development of Ti-based amorphous brazing materials[J]. Titanium Industry Progress, 2008, 25(6): 11-14(in Chinese).

[8] Chang C T, Du Y C, Shiueb R K, et al. Infrared brazing of high-strength titanium alloys by Ti-15Cu-15Ni and Ti-15Cu-25Ni filler foils[J]. Materials Science and Engineering A, 2006, 420(1-2): 155-164.

[9] Chang C T, Shiue R K, Chang C S. Microstructural evolution of infrared brazed Ti-15-3 alloy using Ti-15Cu-15Ni and Ti-15Cu-25Ni fillers[J]. Scripta Materialia, 2006, 54(5): 853-858.

[10] Qin Y Q, Feng J C. Active brazing carbon/carbon composite to TC4 with Cu and Mo composite interlayers[J]. Materials Science and Engineering A, 2009, 525(1-2): 181-185.

[11] Olson D L, Siewert T A, Liu S, et al. ASM handbook Vol. 6, welding, brazing and soldering[M]. Ohio Materials Park: ASM International, 1993: 55-58.

[12] Yang T Y, Shiue R K, Wu S K. Infrared brazing of Ti50Ni50 shape memory alloy using pure Cu and Ti-15Cu-15Ni foils[J]. Intermetallics, 2004, 12(12): 1285-1292.

[13] Dai C L, Deng J W, Zhang Z X, et al. Cu-Zr-Ti ternary bulk metallic glasses correlated with ($L \rightarrow Cu_8Zr_3 + Cu_{10}Zr_7$) univariant eutectic reaction[J]. Journal of Materials Research, 2008, 23(5): 1249-1257.

[14] Dai C L, Guo H, Li Y, et al. A new composition zone of bulk metallic glass formation in the Cu-Zr-Ti ternary system and its correlation with the eutectic reaction[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 2008, 354(31): 3659-3665.

[15] Men H, Pang S J, Inoue A, et al. New Ti-based bulk metallic glasses with significant plasticity[J]. Materials Transactions, 2005, 46(10): 2218-2220.

[16] Lee D M, Sun J H, Kang D H, et al. A deep eutectic point in quaternary ZrTiNiCu system and bulk metallic glass formation near the eutectic point[J]. Intermetallics, 2012, 21(1): 67-74.

[17] Massalski T B. Binary alloy phase diagrams[M]. 2nd ed. Ohio Materials Park: ASM International, 1990: 102-106.

[18] Chang C T, Wu Z Y, Shiue R K, et al. Infrared brazing Ti-6Al-4V and SP-700 alloys using the Ti-20Zr-20Cu-20Ni braze alloy[J]. Materials Letters, 2007, 61(3): 842-845.

北航学报 赠阅

Effect of Zr content on properties of Ti-Zr-Cu-Ni filler metal and its brazed joint

GUO Wei*[1], QI Dan[1], YANG Jianjun[2], LI Fei[1,3], HUA Yongping[3], YU Wenjun[3]

(1. School of Mechanical and Automatic Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Military Representative Office in Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd, Chengdu 610092, China;
3. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd, Chengdu 610092, China)

Abstract: Four kinds of titanium-based filler metals, Ti-5Zr-15Cu-15Ni, Ti-10Zr-15Cu-15Ni, Ti-15Zr-15Cu-15Ni and Ti-25Zr-15Cu-15Ni, were fabricated by electric arc melting method, and the four kinds of filler metals were used for vacuum brazing of Ti-6Al-4V plate lap joints. The melting characteristic and wettability of the filler metals on Ti-6Al-4V were tested, and the microstructures, microhardnesses and shear strengths of the brazed joints with different filler metals were tested and analyzed. The results show that the addition of Zr has an obvious effect on the melting temperature of Ti-Zr-Cu-Ni filler metal. The gap between solidus and liquidus temperatures is wide with much higher liqiudus temperature when the content of Zr is 5wt% or 25wt%. In contrast, the gap between solidus and liquidus temperatures is narrow with lower liquidus temperature when the content of Zr is 10wt% or 15wt%. Different from other compositions of filler metals, when the content of Zr is 25wt%, there are two obvious low temperature eutectic reactions during melting process, and the filler metal appears two spreading layers phenomenon during the wetting process. And much lower microhardness was attained in the brazed joint when the content of Zr is 15wt% or 25wt%. Considering the melting characteristic of the filler metals and the microhardness and shear strength of the brazed joints, the optimized composition of the filler metal is Ti-15Zr-15Cu-15Ni, and the shear strength of the brazed joint with this filler metal is 298 MPa.

Key words: Ti based filler metal; wettability; differential scanning calorimetry (DSC); microstructure; shear strength

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0745

飞机燃油测量传感器优化布局技术

袁梅*[1,2], 何一强[1,3], 董韶鹏[1], 牛奔[1,3]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空科学与技术国家实验室, 北京 100191)

摘 要: 实时、准确地测量出飞机各油箱的剩余油量,对飞机飞行安全十分重要. 为了提高飞机燃油的测量精度,设计了一种基于粒子群算法(PSO)的燃油测量传感器优化布局方法. 首先,引入燃油实体的概念,建立了某机翼复杂、带隔断多腔油箱 CAD 模型及箱内燃油实体模型;其次,基于 Unigraphics NX(UG)二次开发,完成了飞机不同姿态下、复杂不规则多腔油箱燃油体积的解算;再次,提出了飞机油箱最大燃油可测区(LMR)的概念,并以此作为优化目标进行传感器优化布局;最后,引入可设置边界距离因子(BDF),解决了传感器布局时与油箱壁距离过近的问题. 结果表明,该方法实现了多根燃油传感器的布局,可以不受油箱形状和大小的限制,有效避开了油箱内部的干涉区域,保证不同飞行姿态下油量测量的连续性,并使得飞机燃油的可测范围达到较高水平.

关 键 词: 飞机燃油测量; 飞机油箱建模; 燃油传感器优化布局; 燃油体积解算; 粒子群算法(PSO)

中图分类号: TP29; V228.1

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2036-08

在飞机飞行过程中,实时、准确地测量出各个油箱的剩余油量,对保证飞行安全十分重要. 有利于燃油系统的综合管理,确保飞机的重心保持在飞机所需要的飞行范围内,改善飞行品质[1].

燃油测量传感器优化布局设计是提高燃油测量精度的一个重要手段. 目前,飞机油量测量大多数采用电容式油位传感器,当飞行姿态发生变化时,可能会使得传感器全部浸没在油中或全部暴露在空气中,从而感受不到油面信号的变化,使测量失去连续性[1-2]. 这就要求传感器的布局要保证测量的连续性并尽可能地增加测量范围.

国内在飞机燃油传感器优化布局技术上主要针对的是军用飞机,主要有 3 种方法:第 1 种采用的是实体剖分法[3];第 2 种采用多次计算优化目标选取最佳值的方法[4-6],但研究中没有对传感器布局的边界效应加以考虑;第 3 种采用改进的遗传算法对传感器进行优化布局[7].

在国外,主要是利用智能算法对传感器进行优化布局,如文献[8]开发了基于遗传算法的燃油体积测量传感器优化布局算法并申请了专利;文献[9-11]使用了神经网络的方法来进行燃油体积计算;但这两种算法都具有运行时间长、收敛速度慢的问题. 文献[12]中有关于燃油系统的设计内容,但关于传感器优化布局的内容却涉及甚少.

本文基于三维实体造型技术,建立了燃油实体模型,并提出了一种基于粒子群算法的燃油测量传感器优化算法,可以实现多根传感器的布局,在保证飞行姿态变化时燃油测量连续的情况下,使得燃油的可测范围达到较高水平,同时提高了优化布局的速度和燃油测量的准确性.

收稿日期: 2014-12-01; **录用日期**: 2014-12-26; **网络出版时间**: 2015-03-03 10:08
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150303.1008.002.html

* **通讯作者**: 袁梅(1967—),女,江苏泰州人,副教授,yuanm@buaa.edu.cn,主要研究方向为检测技术及自动化装置、计算机测控系统、先进传感技术、虚拟仪器技术、复杂系统健康监测技术.

引用格式: 袁梅, 何一强, 董韶鹏, 等. 飞机燃油测量传感器优化布局技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2036-2043.
Yuan M, He Y Q, Dong S P, et al. Aircraft fuel measurement sensor optimal layout technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2036-2043 (in Chinese).

1　“燃油实体模型”的建立

油箱物理模型由蒙皮、隔板等结构构成，如图 1所示，该物理模型即油箱的空腔模型. 其内部还有管路、阀、泵等结构，在计算燃油体积时，要对这些内部结构的体积给予非线性扣除[12].

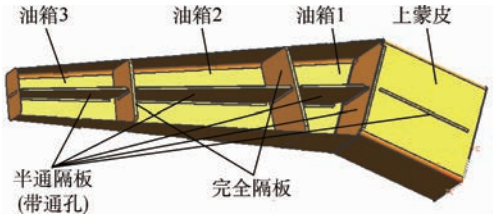


图 1　油箱物理模型示意图

Fig. 1　Schematic of physical model for fuel tank

从油箱物理模型的每个密闭内腔中减去内部的阀、泵、管路等结构，剩下可以储存燃油的空间，将该储存燃油的空间建立成一个实心的实体模型，即为燃油实体模型.

本文提出一种“包络实体顺序剔除法”将油箱空腔模型转换成燃油实体模型，以便充分利用 UG 软件的体积计算功能. 其基本思路如下[13]：

1）建立一个能包含整个油箱物理模型的包容实体模型（如立方体），如图 2 所示.

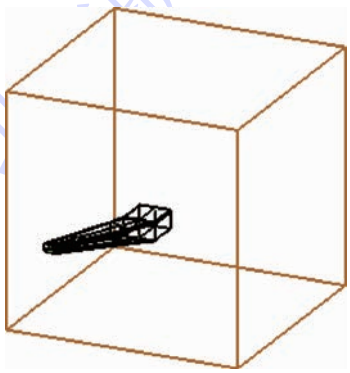


图 2　建立油箱的包络实体

Fig. 2　Establishing fuel tank envelope entity

2）对包容实体与油箱物理模型的实体（蒙皮、隔板、管路、阀泵）进行布尔求差运算.

3）删除油箱物理模型外部残缺的包容实体，剩下的燃油实体为转换后的燃油实体模型. 本例中得到的 3 个独立燃油实体模型及文件如图 3 所示，依次对应图 1 的 3 个空腔油箱模型.

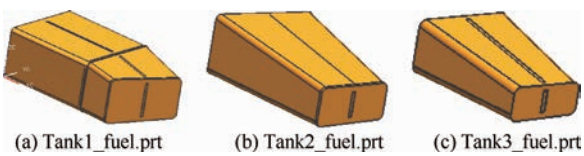


图 3　分离后的燃油实体模型文件

Fig. 3　Fuel entity model files after separation

本例中的燃油实体模型外形尺寸如图 4 所示. 通过对燃油实体模型体积的测量，得出各油箱的容积和最大油量，如表 1 所示，取燃油密度为 0.783 kg/L.

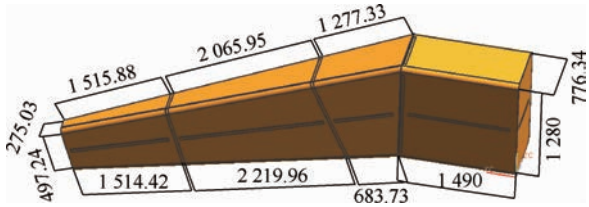


图 4　燃油实体模型外形尺寸（单位：mm）

Fig. 4　Fuel entity model outline dimensions (Unit: mm)

表 1　各个油箱的容积和最大油量

Table 1　Volume and maximum fuel mass of each tank

油箱编号	体积/L	质量/kg
1 号	2 479.91	1 941.93
2 号	1 192.54	933.83
3 号	391.59	306.64
合计	4 064.04	3 182.40

2　优化布局算法优化目标选取

2.1　飞机油箱最大燃油可测区概念

如前言所述，传感器优化布局要保证测量的连续性并尽量增加测量范围. 在传感器优化布局过程中，为定量地描述飞机燃油传感器的测量范围，本文引入飞机油箱最大燃油可测区的概念. 如图 5所示，飞机以某个姿态飞行时，随着燃油的消耗，油箱中油平面从高油平面降低到低油平面，这个变化过程传感器都能测量到，本文把两个油平面所夹的区域（阴影区域）叫做燃油可测区.

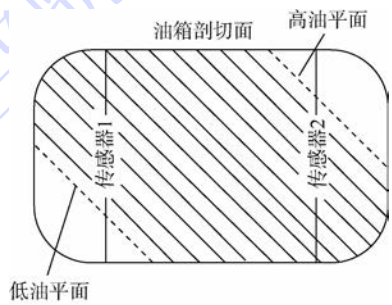


图 5　燃油可测区示意图

Fig. 5　Measurable fuel zone schematic

在图 5 的基础上继续增高油箱的高油平面，当超过一个极限高油平面时传感器将感受不到燃油的变化，同理也会存在一个极限低油平面，那么夹在两个极限油平面中间的部分，如图 6 所示的阴影区域就是飞机在此姿态下传感器可以测量到的最大范围，将该范围定义为最大燃油可测区，其值一般用与油箱满油量的百分比表示. 最大燃油

北航学报 赠阅

可测区的飞机模型示意图如图 7 所示.

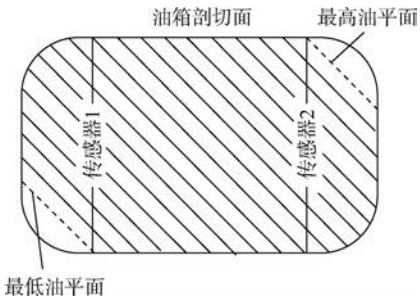
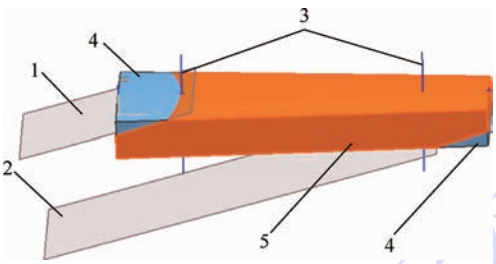


图 6 最大燃油可测区示意图

Fig. 6 Maximum measurable fuel zone schematic



1—传感器可测最高油平面;2—传感器可测最低油平面;3—传感器;4—不可测区;5—最大可测区.

图 7 飞机油箱最大燃油可测区三维模型示意图

Fig. 7 A three-dimensional model schematic of maximum measurable area of aircraft fuel tank

当飞机油箱中燃油传感器位置确定后,最大燃油可测区数值的大小只随飞行姿态的变化而变化,如图 8 所示. 而民用飞机飞行过程中的姿态角一般在一定范围内变化,所以在燃油测量传感器优化布局过程中,定义飞机最大燃油可测区为在规定姿态范围内的各个姿态下的最大燃油可测区的最小值,取名为飞机油箱最大燃油可测区,并以此为优化目标. 引入此概念后,传感器优化布局的根本目标就可表述为:求出能使飞机油箱最大燃油可测区数值最大的传感器布局.

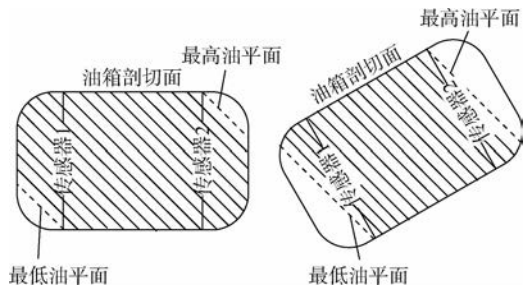


图 8 最大燃油可测区与飞行姿态的关系

Fig. 8 Relation between maximum measurable fuel zone and flight attitude

2.2 飞机燃油平面方向的计算

在做传感器优化布局时涉及到两个坐标系:机体坐标系和地面坐标系. 本文将地面坐标系的原点固定在飞机质心处,所以当姿态角全为零时,两个坐标系重合. 优化布局时不考虑加速度的影响,并认为燃油面是平的,所以燃油平面的法方向仅由重力决定,为铅垂方向也就是地面坐标系的 z 方向. 本文以机体坐标系为参考坐标系,这样油箱坐标固定不变,避免了对油箱及传感器进行坐标变换时所需的大量计算[14],而只需要计算油平面的法方向,也就是计算地面坐标系下的 z 轴方向在机体坐标系下的向量方程.

根据姿态角可以确定油平面法方向在机体坐标系下的向量表示[15]. 设地面坐标系的 z 方向 $\boldsymbol{X}_{\text{earth}}=(0,0,1)$ 在机体坐标系中的方向为 $\boldsymbol{X}_{\text{body}}$,地面坐标系下坐标向机体坐标系下坐标转化的公式为

$$\boldsymbol{X}_{\text{body}}=\boldsymbol{S}_{\theta\varphi\phi}\boldsymbol{X}_{\text{earth}} \tag{1}$$

式中:

$$\boldsymbol{S}_{\theta\varphi\phi}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\varphi & \cos\theta\sin\varphi & -\sin\theta\\ \sin\theta\cos\varphi\sin\phi-\sin\varphi\cos\phi & \sin\theta\sin\varphi\sin\phi+\cos\varphi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi\\ \sin\theta\cos\varphi\cos\phi+\sin\varphi\sin\phi & \sin\theta\sin\varphi\cos\varphi-\cos\varphi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi\end{bmatrix} \tag{2}$$

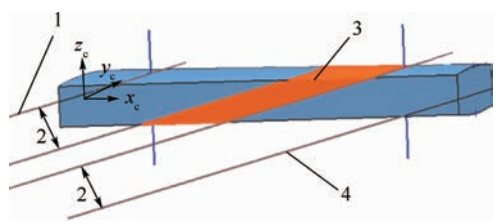
其中:θ、φ 和 ϕ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角. 通过式(1)和式(2)可求得油平面的法方向为

$$\boldsymbol{X}_{\text{body}}=(-\sin\theta,\cos\theta\sin\phi,\cos\theta\cos\phi) \tag{3}$$

2.3 燃油测量的连续性检查

当对油箱布置两根传感器的布局结果进行分析时,如图 9 所示,有时会出现图中 3 标出区域的燃油变化不能被传感器感受到的问题,称之为测量不连续问题,显然这种布局结果不合理,所以在优化布局过程中需要检查上述不连续问题[6].

检查计算燃油最大可测区中所出现的不连续情况方法如图 10 所示,步骤如下:



1—最高油平面;2—传感器能测量到的范围;3—两根传感器都测量不到的范围,即测量不连续;4—最低油平面.

图 9 燃油测量的不连续情况

Fig. 9 Discontinuities of fuel measurement

1) 分别过各个传感器的两个端点做油平面(图 10 中用虚线表示),两个油平面为对应传感器能测量到的最高油平面和最低油平面,所夹的

区域即为对应传感器的测量范围，如图 10(a)所示.

2）求传感器最低油平面与地面坐标系 z 轴的交点，按交点位置从低到高依次将传感器重新编号为 1，2，…，n，n 为传感器数量，如图 10(b)所示.

3）先检查 1 号传感器能测到的最高油平面是否高于 2 号传感器的最低油平面，若是则说明两根传感器测量范围有交集，测量连续，否则判断测量不连续，停止计算，并设置油箱的最大可测区数值为 0，用以表示不连续. 如果 1、2 号传感器测量连续，则先把它们的测量范围合并，用一根编号为 12 的虚拟传感器替代 1、2 号传感器，如图 10(c)所示. 然后，用同样的方法检查 12 号传感器与3 号传感器的测量范围是否有交集，当传感器数量 n 大于 3 时也采用这种方法，直到所有传感器都完成检查和合并.

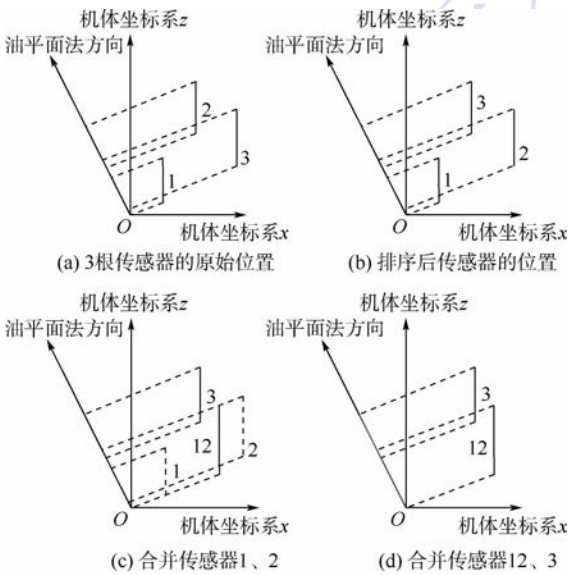


图 10　程序中检查不连续方法示意图

Fig. 10　Schematic of method of checking discontinuous in program

如果检查燃油测量连续，则最终可得一根由所有传感器合并而成的虚拟传感器，此传感器对应的最高油平面和最低油平面即为此姿态角下所有传感器可测得的最高油平面和最低油平面，这两个油平面所夹的区域即为最大燃油可测区.

2.4　油箱最大燃油可测区数值的计算

由于最大燃油可测区与飞机的飞行姿态有关，本文定义飞机油箱最大燃油可测区为规定姿态范围内体积最小的最大燃油可测区，因此在计算其数值时，要以一定的步长遍历飞机规定姿态范围内的每一个姿态，求得每个姿态下的最大燃油可测区数值，然后再取它们的最小值. 本文基于 UG 软件的二次开发实现了对油箱最大燃油可测区数值的计算，具体的计算流程如图 11 所示.

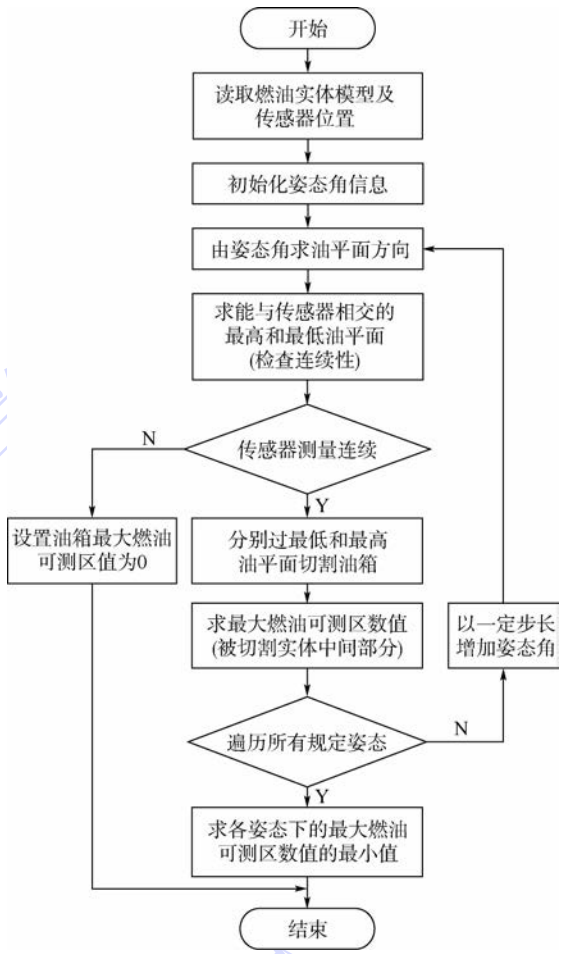


图 11　油箱最大燃油可测区数值计算流程图

Fig. 11　Flowchart of calculating maximum measurable fuel area value

首先，读取燃油实体模型及传感器位置，根据姿态角信息求出燃油平面的法方向. 然后根据第 2.3节的方法检查燃油测量的连续性，并计算在此姿态下所有传感器可测得的最高油平面和最低油平面，从而求出在此姿态下的最大燃油可测区数值.

优化布局过程中，计算油箱最大燃油可测区数值占用的运行时间较长，如何优化该部分的程序，缩短其运行时间，是优化布局程序的关键[16]. 本文在计算最大可测区数值时没有使用 UG OPEN 提供的 API 函数(如求线面交点)，因为这些函数的运行时间非常长，所以在编程过程中设计了 C ++ 算法来代替这些基本操作.

3　粒子群算法

本文在进行燃油测量传感器优化布局过程中利用了粒子群优化算法，该算法具有收敛速度快、

北航学报 赠阅

全局寻优特性好的优点[17].

将每个粒子定义为一组传感器的布局位置. 设群体有 m 个粒子(取 $m=20$),要布局的传感器根数为 n,则第 i 个粒子($i=1,2,\cdots,m$)在 D 维空间内的位置矢量为 $\boldsymbol{x}_i=(x_{i1},x_{i2},\cdots,x_{id},\cdots,x_{iD})$,即 n 根传感器的位置坐标,其中 $D=3n$. 设定的适应值函数为计算油箱最大燃油可测区数值,根据此函数计算 $\boldsymbol{x}_i$ 当前的适应值,即可衡量优化结果的优劣;$\boldsymbol{v}_i=(v_{i1},v_{i2},\cdots,v_{id},\cdots,v_{iD})$ 为粒子 i 的飞行速度;$\boldsymbol{p}_i=(p_{i1},p_{i2},\cdots,p_{id},\cdots,p_{iD})$ 为粒子 i 迄今为止搜索到的最优位置,为区域最优解;$\boldsymbol{p}_g=(p_{g1},p_{g2},\cdots,p_{gd},\cdots,p_{gD})$ 为整个粒子群迄今为止搜索到的最优位置,为全局最优解,即 n 根传感器的最优位置坐标. 带惯性权重的粒子群优化算法的公式为

$$v_{id}(t+1)=wv_{id}(t)+c_1r_1(p_{id}(t)-x_{id}(t))+c_2r_2(p_{gd}(t)-x_{id}(t)) \tag{4}$$

$$x_{id}(t+1)=x_{id}(t)+v_{id}(t+1)$$
$$1\leqslant i\leqslant n,1\leqslant d\leqslant D \tag{5}$$

$$w=w_{\max}-\frac{w_{\max}-w_{\min}}{t_{\max}}\times t \tag{6}$$

式(4)为速度公式;式(5)为位置公式;式(6)为惯性权重公式. 其中 c_1 和 c_2 取值为 1.494 45,r_1 和 r_2 为[0,1]之间的随机数,w 为惯性权重,本文把 w 设为一个随时间线性减小的函数,取初始权重 $w_{\max}=0.9$,最终权重 $w_{\min}=0.4$,最大迭代次数 $t_{\max}=50$,t 为当前迭代次数[18-20].

4 不可敷设传感器区域的设置

在设计传感器优化布局算法时,为了避开不可布置传感器的区域,需要考虑以下限制因素:

1) 传感器不能与油箱内部结构如管路、阀、泵等发生干涉.

2) 为了防止产生边界效应,传感器和油箱结构之间应保持一段距离[12].

3) 在传感器优化布局时,要对粒子可敷设区域进行限定.

针对以上不同的限制因素,对不可布置传感器区域的设置采取了如下方法:

1) 避免和油箱内部其他结构发生干涉.

由于油箱解算模型是“挖去”上述管路、阀、泵等相关结构后的燃油实体模型,所以当传感器与燃油实体模型的交点个数大于 2 时,可判断传感器与内部结构发生了干涉.

2) 判断传感器是否在油箱内部.

当传感器在油箱内部时,其与燃油实体模型必有交点,因此当传感器与燃油实体模型的交点数大于 0 时,可确定传感器在油箱内部.

3) 粒子群初始化时粒子位置的限定.

在布局之前选取边界点,然后将其连成直线,如图 12 所示,再根据边界点计算直线方程,在初始化时利用这些直线方程来约束初始化粒子的位置,以确保传感器位置的可布置性.

4) 限定传感器与内部结构保持一定距离.

为了防止产生边界效应,传感器和油箱结构之间应保持一段距离,将其定义为边界距离因子. 在优化布局算法中,以布局结果中的每个传感器为原点,以设置的边界距离因子为半径创建一个圆,在圆上等距离取 8 个点,如图 13 所示,然后判断它们是否与燃油实体相交,如果有 N 个点与燃油实体不相交,则把实际传感器向这 N 个点的反方向移动边界距离因子的一半长度;然后以新传感器位置为圆心,按上面方法反复进行操作,直到 8 个点都与燃油实体相交为止.

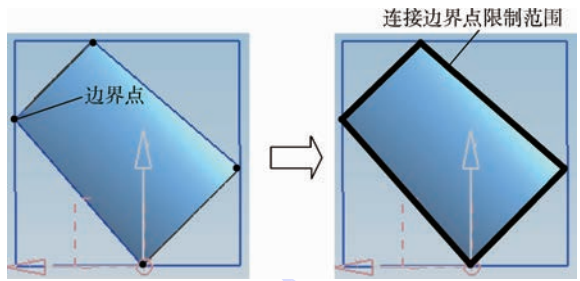


图 12 采用边界点约束可敷设区示意图

Fig. 12 Schematic of restricting zone that can be laid by using the boundary point

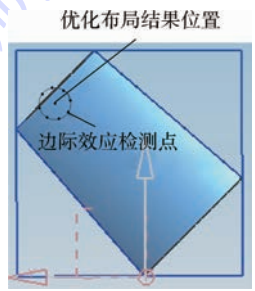


图 13 边界效应约束方法示意图

Fig. 13 Schematic of boundary effects constraint method

5 传感器优化布局算法实现及结果

按照一般要求,本平台在进行燃油传感器布局过程中选取的传感器方向平行于飞机坐标系的高度轴(z 轴). 本文运用 C ++ 语言在 Visual C ++6.0平台下对 UG 软件进行二次开发,完成了飞机燃油测量传感器优化布局软件平台的设

计，该平台采用带惯性因子的粒子群优化算法，以油箱最大燃油可测区为优化布局的目标函数，完成了油箱最大燃油可测区数值的计算及粒子群优化算法的实现，并最终实现了传感器的优化布局.

在对传感器进行优化布局前需要设置相关参数，如图 14 所示，包括飞行姿态角范围、求解油箱最大燃油可测区时姿态角变化步长、粒子群算法参数、传感器布置数量、顶部和底部测量不到的盲区（不敏感区）和边界距离因子等.

图 14　优化布局的参数设置对话框

Fig. 14　Parameter setting dialog of optimal layout

传感器优化布局模块的流程如图 15 所示.

以图 1 某地面样机的油箱为例进行传感器优化布局，当俯仰角和滚转角变化范围在 $-5°\sim10°$ 时，对每个油箱布置一根传感器，其布局位置在每个油箱的重心附近，但可测区数值较小；对 3 号油箱多次进行 3 根传感器布局时，由于初始参数的不同选择，可得到不同布局结果，其可测区数值最大时可达 94.51%，如图 16 所示.

最后，完成了单个油箱放置两根传感器的优化布局，当俯仰角和滚转角变化范围在 $-5°\sim10°$ 时的传感器位置信息如表 2 所示，表中的传感器位置是相对于油箱坐标系的坐标值，三维布局结果如图 17 所示，图中 1～6 表示的即为每个燃油实体中传感器的布局位置. 此时，每个密闭油箱的可测区均大于 92%. 最终将此布局结果用于该油箱的实际布局，与改型前相比，传感器测量满足了连续性要求，可测的燃油范围也得到了较大程度的提升，因此本方法是解决燃油测量传感器布局设计问题的一个有效方案.

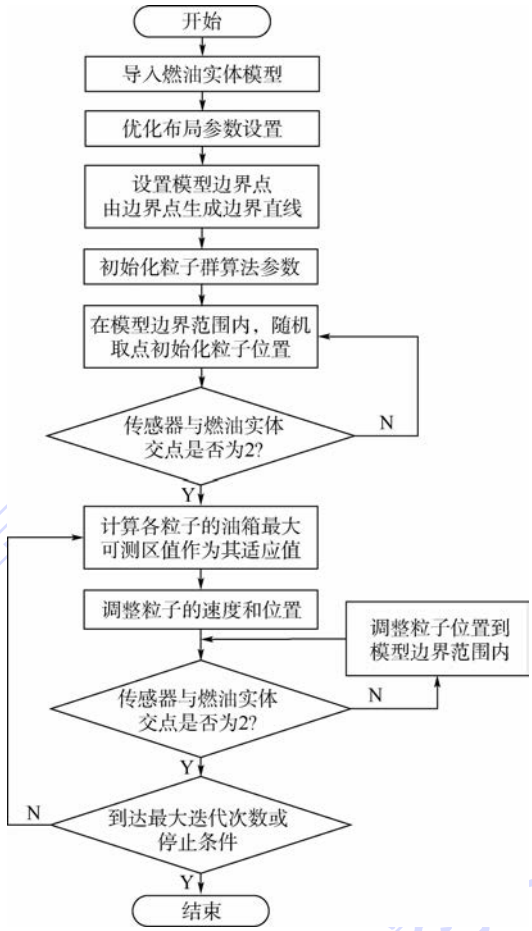


图 15　传感器优化布局的流程图

Fig. 15　Flowchart of sensor optimal layout

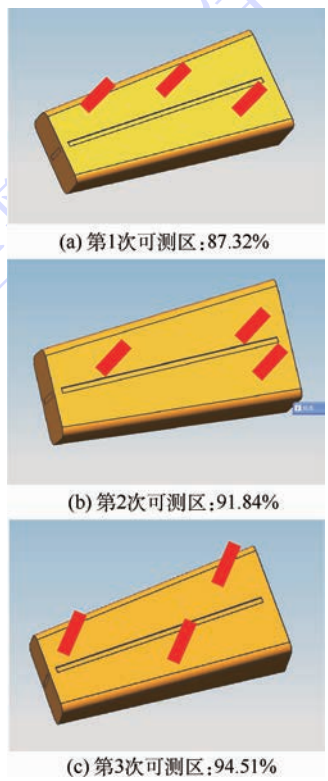


图 16　油箱 3 中布置 3 根传感器时的多次布局结果

Fig. 16　Layout results when three sensors are arranged in the third fuel tank

北航学报 赠阅

表 2 各个油箱两根传感器的布局结果

Table 2 Results of each fuel tank layout with two sensors

油箱编号	传感器编号	传感器起点坐标/mm			传感器终点坐标/mm			油箱最大燃油可测区值/%
		x_1	y_1	z_1	x_2	y_2	z_2	
1 号	1	1 271.63	72.69	0.00	1 271.63	72.69	787.00	93.98
	2	945.94	1 341.92	0.00	945.94	1 341.92	787.00	
2 号	3	2 630.99	607.44	171.03	2 630.99	607.44	817.49	92.37
	4	3 724.96	−714.61	335.57	3 724.96	−714.61	854.54	
5 号	5	4 520.95	−991.63	451.61	4 520.95	−991.63	883.11	92.51
	6	5 340.54	−635.17	562.01	5 340.54	−635.17	916.28	

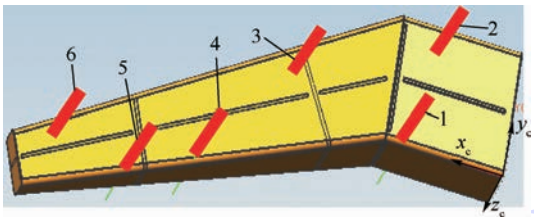


图 17 各个油箱两根传感器的优化布局结果三维图

Fig. 17 Three-dimensional diagram of optimal layout results of each fuel tank with two sensors

6 结 论

本文基于 UG 二次开发,研究了飞机油箱燃油传感器的优化布局技术,并以某样机机翼油箱为例对优化算法进行了验证.研究工作结论如下:

1)引入燃油实体的概念,提出“包络实体顺序剔除法”,实现了油箱空腔模型到燃油实体模型的转化.

2)提出了飞机油箱最大燃油可测区的概念.通过对飞机燃油平面的计算和燃油测量连续性的检查,完成了飞机不同姿态下、复杂油箱燃油实体体积的解算,并给出了飞机油箱最大燃油可测区数值的计算方法.

3)在保证燃油测量连续的情况下,通过对不可敷设传感器区域和边界距离因子的设置,有效避开了油箱内部的干涉区域并防止产生边界效应.

4)基于 UG 二次开发,以飞机油箱最大燃油可测区数值为优化目标,采用带惯性因子的粒子群算法实现了对燃油传感器的优化布局,并设计了传感器优化布局软件平台,此软件平台不针对具体的油箱,并且传感器个数可设置,所以通用性较强,理论上适合各类形状、大小油箱的多根传感器优化布局.

5)以某地面样机机翼不规则的多腔油箱为例,进行了单腔 2 根传感器(总数量为 6 根)的优化布局,布局结果在实际油箱中可行,在允许的姿态变化范围内燃油测量连续,而且可测的燃油范围达到 92% 以上,满足实际工程需求.因而本方法对飞机燃油测量传感器布局设计具有指导意义,工程上有现实应用价值.

参考文献(References)

[1] 袁梅,吴昊,张建.采用 CAD 技术对飞机燃油测量进行姿态误差修正[J].北京航空航天大学学报,2002,28(1):119-121.
Yuan M, Wu H, Zhang J. Fuel measurement with attitude error correction by using CAD technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 119-121 (in Chinese).

[2] 袁梅,林柯,崔德刚.飞机燃油油量测量及姿态误差修正方法[J].航空计测技术,2001,21(1):24-26.
Yuan M, Lin K, Cui D G. Attitude error correction method of measurement of aircraft fuel[J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2001, 21(1): 24-26 (in Chinese).

[3] 段福宽,揭裕文,许应虎,等.飞机燃油系统油量计算与误差分析[J].南京航空航天大学学报,2005,37(6):811-815.
Duan F K, Jie Y W, Xu Y H, et al. Aircraft fuel calculation and attitude error analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 811-815 (in Chinese).

[4] 单宝峰,张广涛,李景春,等.航空油量测量技术研究及其发展现状[J].自动化仪表,2013,34(4):32-37.
Shan B F, Zhang G T, Li J C, et al. Research on the measurement technology for aviation fuel volume and its current developing status[J]. Automation Instrument, 2013, 34(4): 32-37 (in Chinese).

[5] 周伟,王卉,王澍.飞机燃油油量测量传感器优化布局研究[J].科技信息,2012(4):406-407.
Zhou W, Wang H, Wang S. The study on aircraft fuel quantity measurement sensor layout optimization[J]. Technology Information, 2012(4): 406-407 (in Chinese).

[6] 关丽,陈行禄.飞机油量传感器布局设计的 CAD 方法的研究[J].北京航空航天大学学报,1997,23(6):783-787.
Guan L, Chen X L. The study on the CAD method of aircraft fuel sensors layout design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(6): 783-787 (in Chinese).

[7] 李明.遗传算法的改进及其在优化问题中的应用研究[D].长春:吉林大学,2004.
Li M. The study on improved genetic algorithm and its application in optimization questions[D]. Changchun: Jilin University, 2004 (in Chinese).

北航学报 赠阅

[8] Rabelo L C, Walker M G. Probe placement using genetic algorithm analysis: United States, 600604[P]. 1999-12-28.

[9] Zakrzewski R R. Fuel volume measurement in aircraft using neural networks[C]// Proceedings of the International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 1: 687-692.

[10] Zakrzewski R R. Fuel mass estimation in aircraft tanks using neural nets[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 4: 3728-3733.

[11] Woodbury T, Srivastava A N. Analysis of virtual sensors for predicting aircraft fuel consumption[C]// AIAA Infotech at Aerospace Conference and Exhibit 2012. Reston: AIAA, 2012: 2414-2449.

[12] Langton R, Clark C, Hewitt M. Aircraft fuel systems[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd, 2009: 137-176.

[13] 张利军. 民用飞机燃油传感器优化布局技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.
Zhang L J. Research on method of optimized layout of civil aircraft fuel sensors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011(in Chinese).

[14] 吕美茜,韩斌. 数字技术在飞机燃油测量中的应用与试验[J]. 测控技术,2011,30(11):107-113.
Lv M Q, Han B. Application and test of digital technique in aircraft fuel measurement system[J]. Measurement and Control Technology, 2011, 30(11): 107-113(in Chinese).

[15] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:8-13.
Wu S T, Fei Y H. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 8-13(in Chinese).

[16] 苏三买,常伟,王卉. 飞机油箱燃油量体积特性计算与油量测量仿真[J]. 计算机测量与控制,2011,19(9):2091-2094.
Su S M, Chang W, Wang H. Aircraft fuel tank volume characteristic database establishing and fuel quantity measurement simulation[J]. Computer Measurement & Control, 2011, 19(9): 2091-2094(in Chinese).

[17] 徐玉杰. 粒子群算法的改进及应用[D]. 南京:南京师范大学,2013.
Xu Y J. The improvement and application of particle swarm optimization[D]. Nanjing: Nanjing Normal University, 2013(in Chinese).

[18] Wang X R, Mathews G, Price D, et al. Optimizing sensor layouts for direct measurement of discrete variables[C]// 3rd IEEE International Conference on Self-Adaptive and Self-Organizing Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 92-102.

[19] Gao N, Qu Z H. Modified particle swarm optimization based algorithm for BP neural network for measuring aircraft remaining fuel volume[C]// Proceedings of the 31st Chinese Control Conference(CCC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 3398-3401.

[20] 纪震,廖惠连,吴青华. 粒子群算法及应用[M]. 北京:科学出版社,2009:16-21.
Ji Z, Liao H L, Wu Q H. Particle swarm optimization and its application[M]. Beijing: Science Press, 2009: 16-21(in Chinese).

Aircraft fuel measurement sensor optimal layout technology

YUAN Mei*[1,2], HE Yiqiang[1,3], DONG Shaopeng[1], NIU Ben[1,3]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Aviation Science and Technology National Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: It is very important for aircraft flight safety to accurately measure the remaining fuel in each fuel tank in real time. An aircraft fuel measurement sensor optimal layout method based on particle swarm optimization (PSO) was designed to improve aircraft fuel measurement accuracy. Firstly, the concept of the fuel entity was proposed, and two models were built including the complex wing fuel tank CAD model which had multi-chamber with inner clapboards and the fuel entity model in fuel tank. Secondly, the total fuel volumes of complex and irregular multi-chamber tanks were calculated at different aircraft attitudes based on the second development of Unigraphics NX (UG). Thirdly, the concept of the largest measurement range (LMR) of the aircraft fuel tanks was put forward, which was used as the goal to optimize the sensor layout. Finally, the boundary distance factor (BDF) was introduced to avoid settling the sensor too close to the fuel tank wall. The results show that the method can optimize the layout of several fuel sensors without being limited by the shape and size of the fuel tank, which can effectively avoid interference in the internal area of the tank, ensure fuel measurement continuity at different aircraft attitudes, and make the aircraft fuel measurable range reach a higher level.

Key words: aircraft fuel measurement; aircraft fuel tanks modeling; fuel sensor optimal layout; fuel volume solver; particle swarm optimization (PSO)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0712

航天员受银河宇宙线辐射的剂量计算

张斌全*，余庆龙，梁金宝，孙越强，杨垂柏，张珅毅

（中国科学院 国家空间科学中心，北京 100190）

摘 要：在近地空间(LEO)和深空探测中，航天员遭受的辐射风险主要来自于银河宇宙线(GCR)照射. 银河宇宙线的辐射剂量是航天员辐射风险评价的基础. 国际放射防护委员会(ICRP)于2013年提出了新的航天员空间辐射剂量估算方法，以更准确给出空间重离子辐射的剂量. 基于此方法，开发了宇宙线粒子在物质中输运的蒙特卡罗程序，并在程序中实现用中国成年男性人体数字模型来仿真航天员. 采用该程序计算了粒子($Z=1\sim92$)各向同性照射航天员时器官的通量-器官剂量转换因数，并估算出航天员在近地轨道空间受银河宇宙线辐射的剂量.

关 键 词：空间辐射；银河宇宙线(GCR)；航天员；辐射剂量；蒙特卡罗
中图分类号：V520.6
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2044-08

空间中的质子、电子、重离子、中子和X射线等辐射是威胁航天员健康和安全的环境要素. 近20年，国际和我国的载人航天事业均有了很大发展，更多航天员参与空间活动，航天员在空间停留的时间也更长，接受越来越多的空间辐射照射. 不同于以X射线、γ射线和中子为主的地面辐射，空间辐射含有高传能线密度(LET)的银河宇宙线(GCR). 银河宇宙线是指产生于太阳系外银河的高能带电粒子. 银河宇宙线的成份包含约2%电子和约98%的原子序数1~92的原子核，原子核以质子(约87%)和α粒子(约12%)为主，重核仅占约1%. Cucinotta等[1]研究发现器官剂量当量的80%以上来自于银河宇宙线；El-Jaby等[2]通过计算国际空间站上航天员的剂量，发现在2 cm铝屏蔽下银河宇宙线对航天员剂量当量的贡献为85%，在10 cm铝屏蔽下的贡献为75%. 因此，银河宇宙线辐射剂量的计算和监测是航天员空间辐射风险评估的重要工作.

长期以来，国际上对航天员辐射剂量估算主要依据国际放射防护委员会(ICRP)的第26号[3]和第60号[4]出版物，航天员器官的剂量当量H_T等于器官吸收剂量D_T与辐射品质因数的乘积. 辐射品质因数是反映不同辐射危害大小的量，ICRP 60号出版物把辐射品质因数认为是LET的函数.

然而研究表明，辐射品质因数不仅与辐射LET值有关，还与粒子的类型、能量和辐射效应类型有关[5]. 对于LET值相同、类型不同的粒子，它们产生的辐射效应不同，以LET为函数的辐射品质因数不能准确反映辐射的生物学效应.

2013年，ICRP发布了第123号出版物——《航天员空间辐射照射的评价》[6]. 该出版物在大量重离子生物学效应研究的基础上，提出了新的用于航天员辐射剂量计算的辐射品质因数. 该因数不再仅是LET的函数，而是与辐射粒子原子序数、能量和辐射效应类型有关，更真实反映粒子辐射的生物效应. 有必要研究与ICRP

收稿日期：2014-11-18；**录用日期**：2015-02-12；**网络出版时间**：2015-05-13 09:13
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150513.0913.001.html
基金项目：国家自然科学基金(11305234)
*通讯作者：张斌全(1979—)，男，广西博白人，副研究员，zhangbinquan@nssc.ac.cn，主要研究方向为空间辐射探测和辐射剂量学.

引用格式：张斌全，余庆龙，梁金宝，等. 航天员受银河宇宙线辐射的剂量计算[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2044-2051. Zhang B Q，Yu Q L，Liang J B，et al. Calculation of the astronauts' radiation dose from galactic cosmic ray[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2044-2051 (in Chinese).

123 号出版物相适应的航天员辐射剂量监测评估方法.

本文采用人体数字模型模拟航天员,通过蒙特卡罗程序仿真粒子在航天员体内的输运,结合 ICRP 123 号出版物,计算出粒子通量-航天员剂量转换系数,并由银河宇宙线模型给出近地空间的宇宙线强度,进一步计算出银河宇宙线对航天员的辐射剂量.

1　模型和方法

1.1　人体数字模型

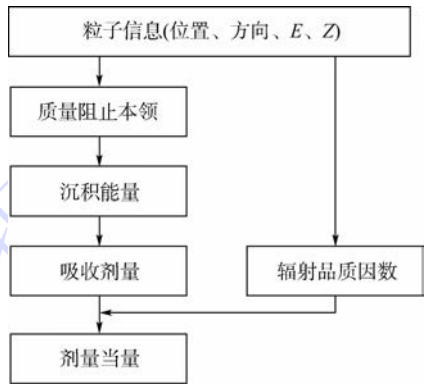
由于不能对人体内的辐射剂量进行直接测量,人体组织或器官的辐射剂量一般通过体表测量或模拟计算的方式得到. 尤其是近十多年来,各国先后开发了大量的人体数字模型,把人体划分为大量的小体积单元(体素),通过核磁共振成像(MRI)、计算机断层扫描(CT)或切割断层图片可得到各体素所属的组织器官,结合粒子输运程序以研究人体受空间辐射的剂量[7-14].

本工作中采用 CNMAN 人体数字模型[15]. 该模型基于第三军医大学采集的虚拟人数据集建立. 数据集的标本来自身高 170 cm,体重 65 kg 的成年男性. 通过对标本的切割解剖,获取到 1 700 多个解剖断面,对每个断面进行照相,分辨率达到 630 万像素. 基于每一个断面的照片,经图像处理后重新构建出人体三维数字模型. 该人体数字模型把人体划分出 29 个组织器官,每个组织器官由大量的体素组成,体素体积为 0.16 mm × 0.16 mm × 1.0 mm. CNMAN 是专用于辐射剂量评估的人体数字模型,在辐射防护领域的研究和应用中发挥作用[16-18].

1.2　剂量计算方法

航天员空间辐射剂量的计算大多采用模拟粒子输运的 Geant4[19]、MCNP[20] 和 Fluka[21] 等通用蒙特卡罗软件. 然而,依据 ICRP 123 号出版物,需要对粒子在体内的输运全过程进行跟踪,针对每一能量的粒子计算其辐射品质因数,通用蒙特卡罗软件在此方面的应用存在困难. 为此需开发新的航天员辐射剂量计算程序.

航天员辐射剂量计算程序采用 Fortran 90 语言编写. 航天员组织器官的吸收剂量和剂量当量的计算过程如图 1 所示:通过随机抽样出粒子的位置和方向,把粒子位置、方向、能量和原子序数等信息作为输入,计算粒子穿过人体数字模型各体素时的质量阻止本领和辐射品质因数,进一步得到粒子在各体素的沉积能量、吸收剂量和剂量当量,最后对各组织或器官的所有体素的吸收剂量和剂量当量求和,得到组织或器官的吸收剂量和剂量当量. 计算中,源粒子随机抽样为各向同性照射,原子序数从 1 ~ 92,能量覆盖 1 ~ 20 000 MeV/n范围.



E—粒子能量;*Z*—粒子原子序数.

图 1　航天员器官剂量计算流程

Fig. 1　Process to calculate astronauts' organ dose

粒子的质量阻止本领是带电粒子穿过单位质量长度所损失的能量,基于 Bethe-Bloch 理论编程计算得到. 图 2 是程序计算结果实线与 SRIM[22] 程序计算值虚线的比较,两者结果吻合.

粒子在体素 i 内的沉积能量 ΔE_i(单位:MeV)为

$$\Delta E_i = \sum_{j=1}^{n} S_j \Delta x \tag{1}$$

式中:S_j 为粒子的质量阻止本领,MeV/(mg · cm^{-2});假设粒子在体素内穿过的质量长度为 Δd,mg · cm^{-2},把其分为 n 等份(本计算中 n = 100),$\Delta x = \Delta d/n$.

体素 i 的吸收剂量 D_i 等于沉积能量除以体素的质量:

$$D_i = \frac{\Delta E_i}{m_i} \tag{2}$$

式中:m_i 为体素 i 的质量.

体素 i 的剂量当量 H_i 为

$$H_i = D_i \times Q_i \tag{3}$$

式中:Q_i 为入射到体素 i 的粒子的辐射品质因数. 依据 ICRP 123 号出版物,空间粒子的辐射品质因数为粒子能量 E 和原子序数 Z 的函数,计算式为

$$Q_i = (1 - P_{Z,E}) + 6.24 \times \left(\frac{\Sigma_0}{\alpha_\gamma L}\right) \times P_{Z,E} \tag{4}$$

式中:$P_{Z,E} = \{1 - e^{[-Z^{*2}/(k\beta^2)]}\}^m$,$\beta$ 为粒子速度与光速之比,Z^* 为有效原子序数;L 为传能线密度;

Σ_0, m, k 和 α_γ 为与辐射效应有关的参数. 对于实体癌, NASA 推荐建议 $m=3$, $k=550$ (1 000, $Z\leqslant 4$), $\Sigma_0/\alpha_\gamma=7\,000/6.24$[23].

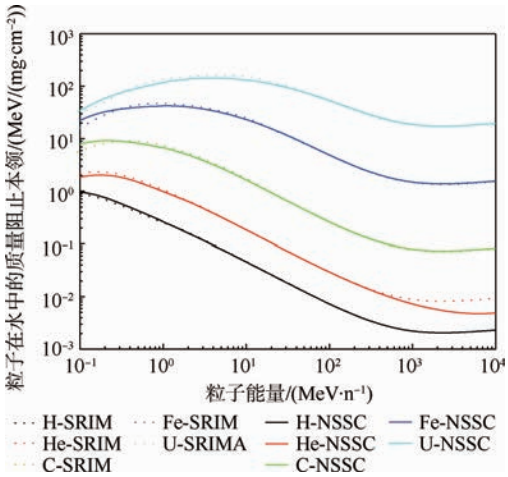


图 2 不同粒子在水中的质量阻止本领

Fig. 2 Stopping powers of various particles in water

根据 ICRP 123 号出版物计算出 ^{1}H、^{4}He、^{12}C、^{28}Si、^{56}Fe、^{91}Zr、^{197}Au 和 ^{238}U 等粒子的辐射品质因数及其与 ICRP 60 号出版物的品质因数比较如图 3 所示. ICRP 60 号出版物推荐的辐射品质因数随传能线密度 L 变化在总体趋势上与 ICRP 123 号出版物的一致, 然而在某些 L 值, 两个出版物给出的辐射品质因数差别可达数倍.

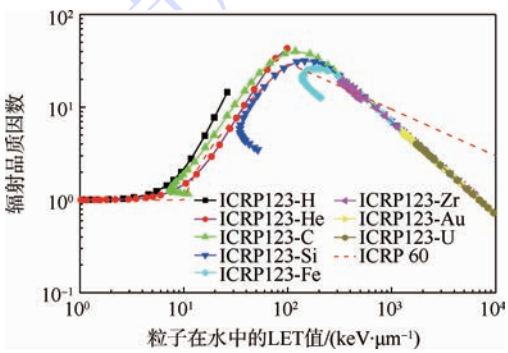


图 3 ICRP 123 与 ICRP 60 出版物的辐射品质因数

Fig. 3 Radiation quality factor from ICRP 60 and ICRP 123 publications

器官 T 的吸收剂量和剂量当量分别由组成该器官的所有体素的吸收剂量和剂量当量求和得到:

$$D_T=\sum_{i=1}^{k'}D_i \tag{5}$$

$$H_T=\sum_{i=1}^{k'}H_i \tag{6}$$

式中: k'为组成器官 T 的体素数量.

最后, 把器官 T 的吸收剂量和剂量当量除以源粒子的通量, 分别得到通量-吸收剂量转换因数和通量-剂量当量转换因数.

1.3 银河宇宙线模型

为了得到近地轨道空间的银河宇宙线通量, 以利用上述转换因数来评估航天员所受的银河宇宙线辐射剂量, 采用了 SPENVIS[24] 程序中的 CRÈME 96 银河宇宙线模型. 该模型给出太阳活动低年的银河宇宙线强度, 考虑了地磁作用. 计算得到的国际空间站轨道 (International Space Station, ISS) (远地点 365 km, 近地点 345 km, 倾角 52°) 银河宇宙线 ^{1}H、^{4}He、^{12}C、^{40}Ar、^{56}Fe 和 ^{238}U 等部分银河宇宙线粒子的微分能谱如图 4 所示, 在 10 MeV/n能量之下的粒子主要是异常宇宙线, ^{1}H 粒子的通量比 ^{238}U 粒子通量高 10 个数量级.

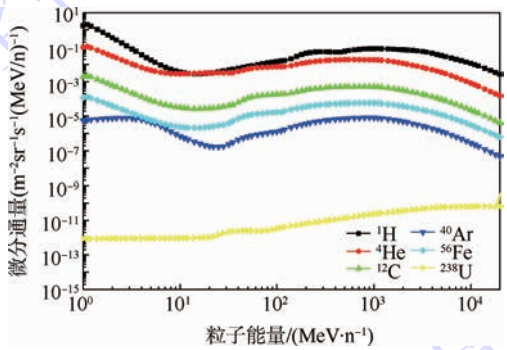


图 4 国际空间站轨道银河宇宙线粒子 (^{1}H、^{4}He、^{12}C、^{40}Ar、^{56}Fe 和 ^{238}U) 的能谱

Fig. 4 Energy spectra of GCR particles (^{1}H, ^{4}He, ^{12}C, ^{40}Ar, ^{56}Fe and ^{238}U) in ISS orbit

2 结果与分析

2.1 剂量转换因数

计算程序运行在 Windows 7 环境, 处理器频率为 1.6 GHz, 内存为 4.0 GB. 对于每一种原子序数 1 ~ 92 的粒子, 仿真计算 10^5 个粒子需要时间约 32 h.

通过计算获得了人体在不同铝屏蔽厚度 (0、2、5、10 g/cm^2) 下, 受不同粒子照射时主要组织器官的通量-吸收剂量转换因数和通量-剂量当量转换因数.

人体的肺和肝在 ^{1}H、^{4}He、^{12}C、^{56}Fe 和 ^{238}U 粒子照射下, 其通量-吸收剂量转换因数和粒子通量-剂量当量转换因数分别见图 5(a) 和图 5(b). 从图 5中看出, 器官在同一种粒子照射时, 其转换因数随粒子能量升高而增大, 然后趋于一个常数值, 这是因为高能量的粒子在器官中的阻止本领趋于常数(见图 2), 它们在器官中的沉积能量差别不大. 对于高能量如大于 10^3 MeV/n 的粒子, 通量-吸收剂量转换因数和通量-剂量当量转换因数随粒子原子序数增大而增大.

北航学报 赠阅

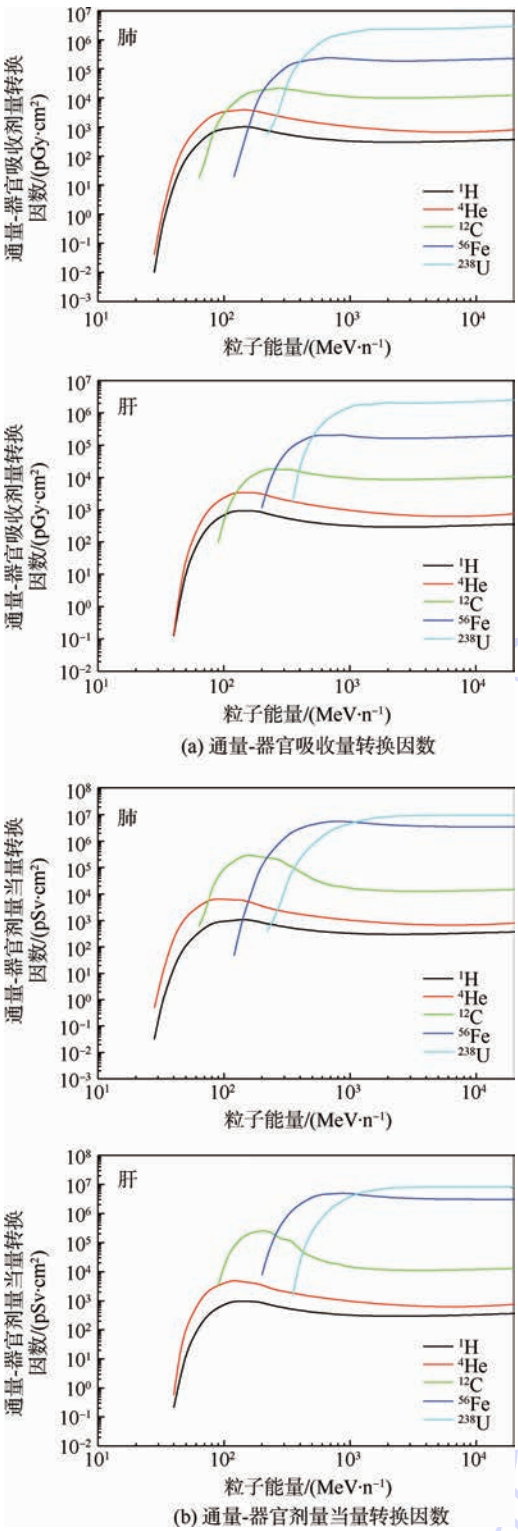


图 5　受 ^{1}H、^{4}He、^{12}C、^{56}Fe 和 ^{238}U 粒子照射时通量-器官吸收剂量转换因数和通量-器官剂量当量转换因数

Fig. 5　Fluence to organ absorbed dose conversion coefficients and organ dose equivalent conversion coefficients for exposure by ^{1}H, ^{4}He, ^{12}C, ^{56}Fe and ^{238}U

在不同屏蔽厚度下人体分别受 ^{56}Fe 粒子照射时,肺的通量-吸收剂量转换因数和通量-剂量当量转换因数分别见图 6(a)和图 6(b). 可以看出,屏蔽厚度主要影响低能量粒子通量-剂量转换因数,可使转换因数降低,对于高能量粒子($>10^{3}$ MeV/n),转换因数几乎不发生变化,屏蔽的影响可以忽略.

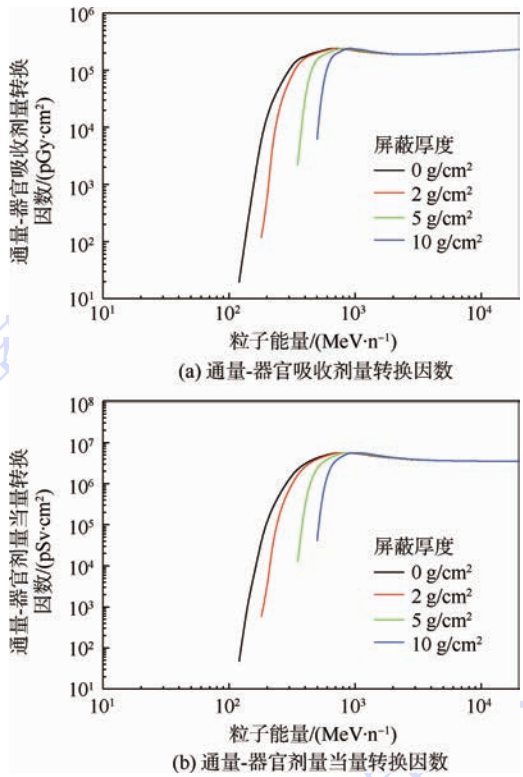


图 6　不同屏蔽厚度下 ^{56}Fe 粒子照射时的通量-器官吸收剂量转换因数和通量-器官剂量当量转换因数

Fig. 6　Fluence to organ absorbed dose conversion coefficients and organ dose equivalent conversion coefficients for exposure by ^{56}Fe with various shielding thicknesses

人体在 ^{1}H、^{4}He、^{12}C 和 ^{56}Fe 等粒子照射下,计算出肺、肝、甲状腺、皮肤和大脑的通量-吸收剂量转换因数、通量-剂量当量转换因数与 ICRP 123 号出版物结果的比较分别见图 7(a)和图 7(b). 从图中可看出,计算结果与 ICRP 结果有较好的一致性,尤其是皮肤的转换因数与 ICRP 结果比较吻合,其他组织器官的有差别,最大可达数十倍,随着粒子能量升高,这种差别减小. 这主要是由于 CNMAN 人体模型与 ICRP 人体模型在器官的位置、体积、形状等方面存在差异造成的,计算方法的不同也会带来差别.

2.2　近地轨道航天员的辐射剂量

利用上述计算的通量-剂量转换因数和来自 CRÈME 96 模型的银河宇宙线通量,可计算出近地国际空间站轨道航天员受银河宇宙线辐射照射的剂量率. 一些组织器官在不同屏蔽厚度下的吸

北航学报 赠阅

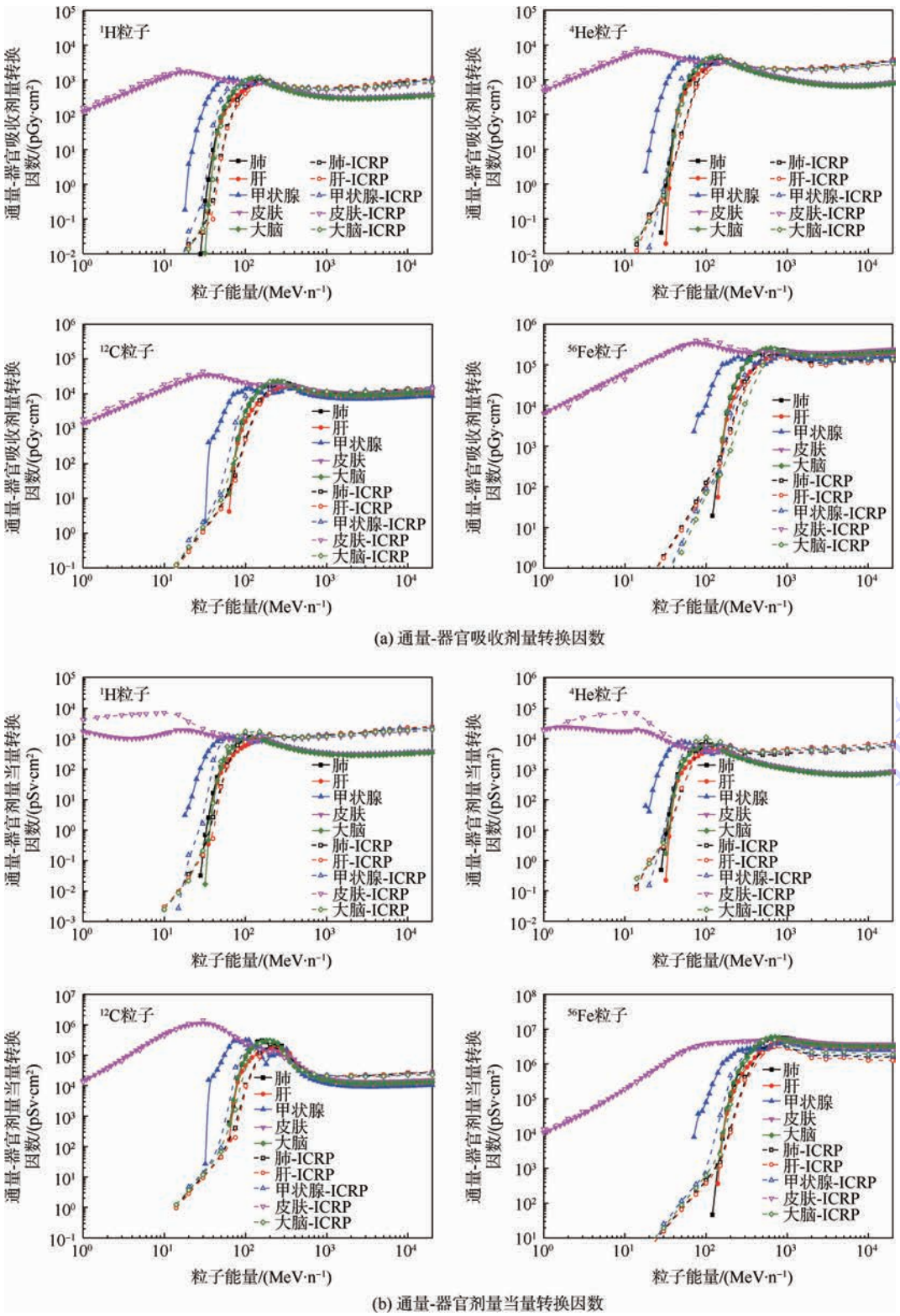


图 7 计算的通量-器官吸收剂量转换因数和通量-器官剂量当量转换因数与 ICRP 123 结果的比较

Fig. 7 Comparisons of fluence to organ absorbed dose conversion coefficients and organ dose equivalent conversion coefficients calculated with results from ICRP 123

收剂量率和剂量当量率分别如图 8(a)和图 8(b)所示. 从结果发现,航天员受银河宇宙线辐射时器官的剂量率不是随屏蔽厚度增加而降低,在 5 g/cm^2 屏蔽厚度下接受银河宇宙线辐射的吸收剂量率要大于无屏蔽时的剂量率. 这是由于屏蔽虽然阻止了部分粒子照射航天员,但同时使透过粒子的能量降低,而低能量粒子在人体内的沉积能量增大,可导致吸收剂量增加. 而 5 g/cm^2 屏蔽时器官的剂量当量率与无屏蔽时剂量当量率接近,大于2 g/cm^{2}屏蔽的剂量当量率.

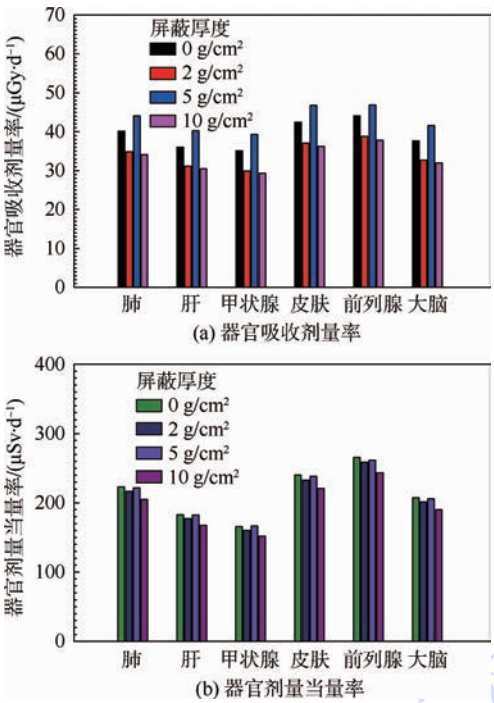


图 8　国际空间站轨道不同屏蔽厚度下航天员受银河宇宙线照射时的器官吸收剂量率和器官剂量当量率

Fig. 8　Astronauts' organ absorbed dose rates and organ dose equivalent rates from exposure by GCR in ISS orbit with various shielding thicknesses

航天员受银河宇宙线照射时,宇宙线各粒子造成的皮肤吸收剂量率和皮肤剂量当量率分别见图 9(a)和图 9(b). 由图可见,吸收剂量率和剂量当量率主要来自于原子序数小于 29 的银河宇宙线粒子,这些粒子对航天员剂量的贡献占银河宇宙线总剂量的 99.9% 以上. 在这些粒子中,宇宙线 ^{1}H 粒子造成的吸收剂量率最大,而最大剂量当量率来自于宇宙线 ^{56}Fe 粒子.

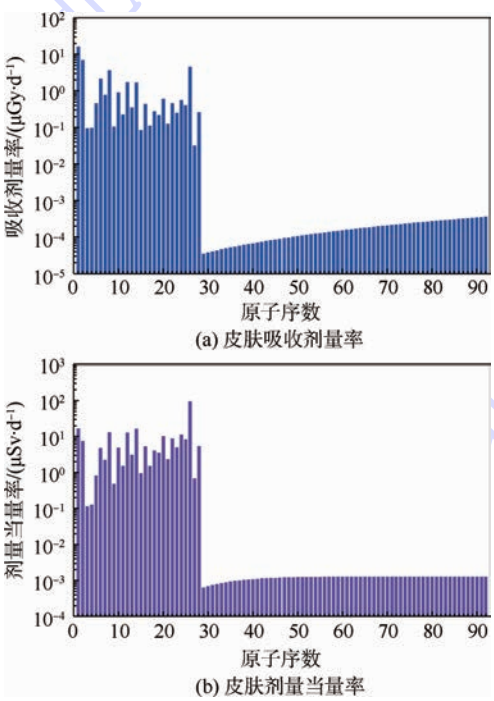


图 9　银河宇宙线不同粒子造成的皮肤吸收剂量率和皮肤剂量当量率

Fig. 9　Skin absorbed dose rates and skin dose equivalent rates from various particles of GCR

计算的航天员受银河宇宙线照射时器官的吸收剂量率与 Puchalska 等[14]用 PHITS 计算结果比较如图 10,计算结果比 Puchalska 等的结果偏小 20% ~50%,这主要是因为本计算中不考虑银河宇宙线次级粒子辐射的影响.

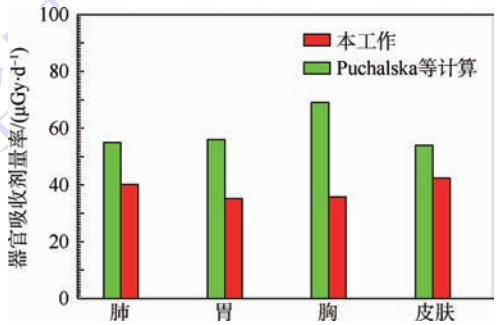


图 10　计算的航天员受银河宇宙线照射的器官吸收剂量率与 PHITS 计算结果比较

Fig. 10　Comparisons of the calculated astronauts' organ absorbed dose rates from exposure by GCR with those from PHITS simulation

3　结　论

1) 根据 ICRP 123 号出版物对航天员辐射剂量评价的建议,采用中国人体数字模型和粒子输运程序获取了航天员受空间粒子(Z = 1 ~92)辐射时器官的通量-吸收剂量转换因数和通量-剂量当量转换因数. 由于人体模型和计算程序的不同,获得的转换因数与 ICRP 123 号出版物的差别可达数十倍.

2) 计算出航天员在国际空间站轨道受银河宇宙线照射时不同屏蔽厚度下器官的吸收剂量和剂量当量. 器官的吸收剂量在 40 μGy/d 左右,剂量当量约 200 μSv/d. 宇宙线照射的剂量主要来自于原子序数小于 29 的粒子. 随屏蔽厚度增加,剂量并不是单调递减.

参考文献(References)

[1] Cucinotta F A, Kim M-H Y, Willingham V, et al. Physical and biological organ dosimetry analysis for international space station astronauts[J]. Radiation Research, 2008, 170(1): 127-138.

[2] El-Jaby S, Tomi L, Sihver L, et al. Method for the prediction of the effective dose equivalent to the crew of the international space station[J]. Advances in Space Research, 2014, 53(5): 810-817.

北航学报 赠阅

[3] ICRP. Recommendations of the ICRP, ICRP Publication 26[R]. New York: Pergamon Press, 1977.

[4] ICRP. 1990 recommendations of the international commission on radiological protection, ICRP Publication 60[R]. New York: Pergamon Press, 1991.

[5] Cucinotta F A, Nikjoo H, Goodhead D T. Model for radial dependence of frequency distributions for energy imparted in nanometer volumes from hze particles[J]. Radiation Research, 2000, 153(4): 459-468.

[6] ICRP. Assessment of radiation exposure of astronauts in space, ICRP Publication 123[R]. Amsterdam: Elsevier, 2013.

[7] 曾志, 李君利, 邱睿, 等. 质子剂量微分谱预估空间辐射剂量[J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2006, 46(3): 374-376.
Zeng Z, Li J L, Qiu R, et al. Dose assessment for space radiation using a proton differential dose spectrum[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2006, 46(3): 374-376 (in Chinese).

[8] 贾向红, 许峰, 黄增信, 等. Monte Carlo 方法在载人航天辐射安全性评价中的应用[J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2007, 47(S1): 1045-1047.
Jia X H, Xu F, Huang Z X, et al. Monte Carlo method in estimating radiation safety for manned spaceflight[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2007, 47(S1): 1045-1047 (in Chinese).

[9] 曾志, 李君利, 贾向红, 等. 空间辐射剂量及屏蔽效应研究[J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2008, 48(3): 391-394.
Zeng Z, Li J L, Jia X H, et al. Radiation dose and shielding effects for space radiation[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2008, 48(3): 391-394 (in Chinese).

[10] Gustafsson K, Sihver L, Mancusi D, et al. Phits simulations of the matroshka experiment[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(10): 1266-1272.

[11] Sihver L, Sato T, Puchalska M, et al. Simulations of the matroshka experiment at the international space station using phits[J]. Radiat Environ Biophys, 2010, 49(3): 351-357.

[12] Slaba T C, Qualls G D, Clowdsley M S, et al. Utilization of cam, caf, max, and fax for space radiation analyses using hzetrn[J]. Advances in Space Research, 2010, 45(7): 866-883.

[13] Sato T, Endo A, Sihver L, et al. Dose estimation for astronauts using dose conversion coefficients calculated with the phits code and the icrp/icru adult reference computational phantoms[J]. Radiation Environmental Biophysics, 2011, 50(1): 115-123.

[14] Puchalska M, Sihver L, Sato T, et al. Simulations of MATROSHKA experiment outside the ISS using PHITS[J]. Advances in Space Research, 2012, 50(4): 489-495.

[15] Zhang B, Ma J, Liu L, et al. CNMAN: A Chinese adult male voxel phantom constructed from color photographs of a visible anatomical data set[J]. Radiation Protection Dosimetry, 2007, 124(2): 130-136.

[16] Li J, Qiu R, Zhang Z, et al. Organ dose conversion coefficients for external photon irradiation using the chinese voxel phantom (cvp)[J]. Radiation Protection Dosimetry, 2009, 135(1): 33-42.

[17] Liu L, Zeng Z, Li J, et al. Organ dose conversion coefficients on an icrp-based chinese adult male voxel model from idealized external photons exposures[J]. Physics in Medicine and Biology, 2009, 54(21): 6645-6673.

[18] Liu L, Zeng Z, Li J, et al. An icrp-based chinese adult male voxel model and its absorbed dose for idealized photon exposures-the skeleton[J]. Physics in Medicine and Biology, 2009, 54(21): 6675-6690.

[19] Agostinelli S, Allison J, Amako K, et al. Geant4-a simulation toolkit[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, 2003, 506(3): 250-303.

[20] Briesmeister J F. MCNP-A general Monte Carlo N-Particle transport code, LA-12625-M[R]. New Mexico: Los Alamos National Laboraroty Report, 1997.

[21] Fasso A, Ferrari A, Ranft J, et al. Fluka: A multi-particle transport code, SLAC-R-773 [R]. Stanford: Stanford University, 2005.

[22] Ziegler J F, Biersack J P. Littmark U. The stopping and range of ions in solids[M]. New York: Pergamon Press, 1985: 1-307.

[23] Cucinotta F A, Kim M-H Y, Chappell L J. Space radiation cancer risk projections and uncertainties-2010, TP-2011-216155[R]. Maryland: NASA, 2011.

[24] Heynderickx D, Quaghebeur B, Wera J, et al. New radiation environment and effects models in esa's space environment information system (spenvis)[J]. Space Weather, 2004, 2(10): S10S03.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Calculation of the astronauts' radiation dose from galactic cosmic ray

ZHANG Binquan*, YU Qinglong, LIANG Jinbao, SUN Yueqiang, YANG Chuibai, ZHANG Shenyi

(National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Radiation risk of astronauts during the flight in low earth orbit (LEO) and deep space exploration is mainly from the exposure of galactic cosmic ray (GCR). The radiation dose from GCR is the basis for the assessment of astronauts' radiation risk. In 2013, a new estimation method for the assessment of astronauts' radiation dose was presented by the International Committee on Radiological Protection (ICRP), so as to improve the assessment's accuracy of the radiation dose from heavy ions in space. Based on this method, a Monte Carlo program was developed for simulation of the particle transportation in materials and a voxel phantom of Chinese adult male was realized in this program to represent the astronaut. With this program, the fluence to dose conversion coefficients for the organs of astronauts were calculated for the isotropic exposure by particles with the atomic number from 1 to 92. The radiation dose to astronauts in LEO from GCR was also estimated.

Key words: space radiation; galactic cosmic ray (GCR); astronaut; radiation dose; Monte Carlo

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0782

模拟月壤钻进取样量影响因素分析及试验研究

全齐全，史晓萌，唐德威*，姜生元，邓宗全

（哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室，哈尔滨 150001）

摘 要：在月球钻取采样器的设计中，软袋取心方式可获得细长的连续钻取样心，具有较高的取心率，并能够保证次表层月壤样品的层理信息. 由于取心过程中月壤颗粒运动复杂，尚无系统的方法对软袋取心的取样量影响因素进行分析. 剖析了软袋取心中月壤颗粒的流动情况，基于极限平衡理论构建了软袋取心力学模型. 该模型以月壤和取心钻具之间以及各部分月壤之间的相互作用为力学边界条件，描述了月壤从取心钻具外进入取心软袋内的动力学过程. 基于该模型提出了预测取心率数值计算方法，分析了钻进规程、月壤特性和钻具构型等因素对取心率的影响. 利用 HIT-LS1#模拟月壤和 HIT-2 型试验钻具开展了钻进取样试验，取心率的理论预测值与试验结果的平均误差小于 5%.

关 键 词：模拟月壤；钻进取样；软袋取心；极限平衡理论；钻进规程
中图分类号：V11
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2052-09

目前，钻取采样是地外天体次表层采样的主要手段[1-5]. 中国探月工程(三期)钻取采样的目标是获取不小于 2 m 的连续月壤样心并返回地球. 由于实际月壤具有颗粒体的特性，在取样过程中呈现出一定流动性，这种流动性容易导致钻取采样量降低和层理信息的破坏[6]. 因此，需要针对月壤钻取采样任务合理设计取样机构，保证月壤样品的取样率，以达到采样指标要求.

依据取样原理的差异，现有地外钻取采样器主要包括软袋取心、压入式取心、排屑采样. 前苏联的 LUNA24 无人钻取采样器采用柔性软袋的取样方式，能避免取心过程中样心与取心装置之间的相对运动，采样深度2.25 m，采样质量350 g[7-8]. 美国 NASA Ames 研究中心及喷气推进实验室(JPL)和 Honeybee Robotics 公司联合研制的 CRUX 回转冲击钻取采样器，钻进深度大于1 m，钻进过程中能将样心压入取心管中[9-11]. 美国 NASA 的 Curiosity 火星漫游车 2012 年到达火星表面，装备组合式原位采样分析装置能够采集钻屑并开展火星表面岩石的分析[12-13]. 欧空局 Rosetta 探测器上搭载的 Philae 着陆器于 2014 年 11 月成功降落在彗星 67P 的表面，Philae 装备 SD2 钻取采样装置，此装置最大钻取深度为 230 mm，能收集最大体积 20 mm^3 的钻屑[14-17]. 欧空局 MRoSA 项目中针对火星探测提出了两种深层钻探采样器，单钻杆采样器钻进深度 1 m，多钻杆采样器能对接 10 根钻杆，钻进深度达 2.5 m，采用空心钻杆收集将钻进过程中的样心[18]. 欧空局用于火星探测的 Beagle2 号着陆器上安装 PLUTO 末端采样器. 该采样器借助机械臂的作用，能够在

收稿日期：2014-12-12；**录用日期**：2015-01-04；**网络出版时间**：2015-02-25 15:32
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150225.1532.002.html
基金项目：国家自然科学基金(61403106)；高等学校学科创新引智计划(B07018)；中国博士后科学基金(2012M520722)；黑龙江省博士后基金(LBH-Z11168)；哈尔滨工业大学科研创新基金(HIT.NSRIF.2014051)
作者简介：全齐全(1983—)，男，安徽宿州人，讲师，quanqiquan@hit.edu.cn
*通讯作者：唐德威(1966—)，男，黑龙江哈尔滨人，教授，dwtang@hit.edu.cn，主要研究方向为地外采样技术.

引用格式：全齐全，史晓萌，唐德威，等. 模拟月壤钻进取样量影响因素分析及试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2052-2060. Quan Q Q，Shi X M，Tang D W，et al. Analysis and test research on influencing factors of drilling and coring quantity of lunar soil simulant[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2052-2060 (in Chinese).

北航学报 赠阅

任意方向上潜入 0.1 ~ 1.5 m 深的火星土层进行多次采样,但是单次采样钻屑质量仅 50 mg[19]. 此外,美国和欧洲的科研机构针对地外天体采样任务研制了多种超声波振动低功耗采样器,实现岩心和岩石碎屑的钻进取样[20-21]. 上述钻取采样方式中,软袋取心方式能实现较大深度的次表层连续采样. 在采样过程中,样心与软袋之间几乎没有相对运动,在提高取心率、保证样品的层理信息方面相对其他两种取心方式具有较大优势,对中国月球钻取采样任务有较大的借鉴意义.

为顺利完成钻取采样任务,需要在地面上进行钻进取样量的影响因素研究及试验验证. 目前,软袋取心方式的取样量影响因素众多,尚无系统的分析方法进行解释. 本文对钻进取样过程中的月壤-取心钻具相互作用进行了粉体动力学分析,构建了软袋取心方式的取样量估计方法,开展了模拟月壤钻进取心验证试验. 这种分析方法将钻头构型和月壤特性作为影响因素,能实现不同钻进规程下取样量的预估.

1　软袋式钻进取样原理

如图 1 所示,软袋钻取采样机构主要由钻具和取心机构组成. 钻具包括钻头和中空钻杆;取心机构由保持心管、内翻式月壤收集软袋、软袋拉绳、软袋封口机构等组成,保持心管的外壁衬套一层软袋,软袋内翻至心管的内孔中并由拉绳牵引. 软袋钻取采样机构能够实现月壤的切削破坏、切屑排出、对样心的包裹、样心的封口、样心的取出等一系列的动作.

软袋取心机构的工作原理如图 2 所示. 驱动单元驱动钻杆回转并向下进尺;钻杆的外螺旋槽将月壤排至月面,钻头中心孔部位的月壤进入钻杆的内腔;钻杆内腔中的一个周向不回转的刚性保持心管与钻杆一起进尺;当钻杆与心管向下进尺时,软袋在拉绳的牵引下便内翻至心管内部,软袋将进入心管的月壤无相对滑动地收集到软袋内;钻取完毕后,拉绳向上运动触发封口机构对样心的封口动作,并将软袋和样心从取心机构中取出,获得月壤样心.

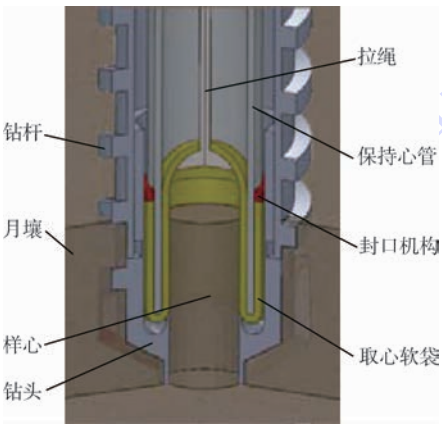


图 1　软袋钻取采样机构组成

Fig. 1　Composition of flexible tube drilling and coring mechanism

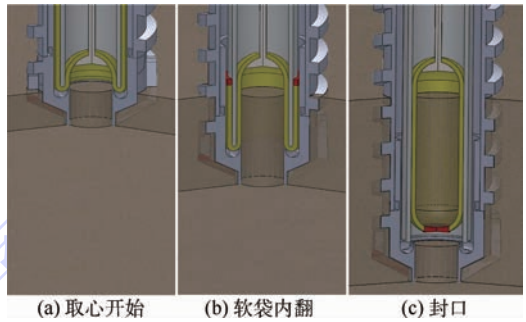


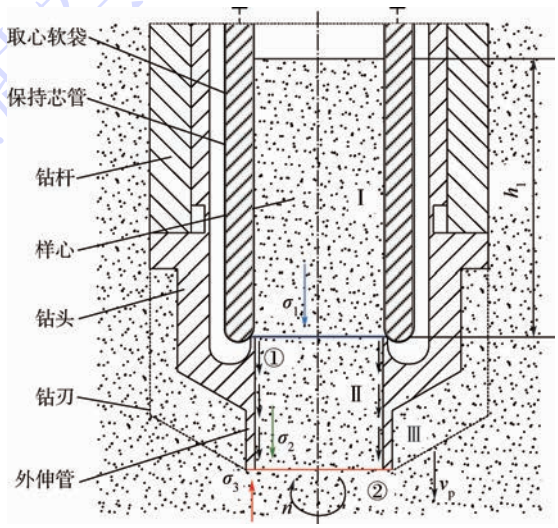
图 2　软袋取心工作过程

Fig. 2　Working process of flexible tube coring

2　软袋取心动力学建模

在钻进取样过程中,月壤相对钻具和取心机构的运动较为复杂. 不同部位的月壤的变形、流动情况大不相同,因此有必要对其划分区域,分别进行分析.

根据软袋取心过程中各部分土体相对于钻具位置的不同,将与钻具接触的土体分为 3 个部分,如图 3 所示:已进入取心软袋内的土体 Ⅰ(交界面①处的接触应力为 σ_1)、取心钻头内孔中的土体 Ⅱ(交界面②处的接触应力为 σ_2)、钻具外的土体 Ⅲ(交界面②处的接触应力为 σ_3). 这 3 个部分的土体相互接触,对各部分土体开展粉体动力学分析,根据各部分土体在交界面处的平衡条件对取样量进行预测.



v_p—进尺速度;h_1—土体 Ⅰ 的高度;n—转速.

图 3　软袋取心准静态分析

Fig. 3　Quasi-static analysis of flexible tube coring

北航学报 赠阅

2.1 取心软袋内的土体Ⅰ静态分析

取心软袋内的土体Ⅰ处于静止状态，当土体Ⅰ即将发生向下滑动时，此时的取样量是取心机构当前工作状态下的最大值. 假设土体只能整体的滑移，对土体Ⅰ中厚度 dz 的微元进行极限平衡分析. 如图 4 所示，微元的受力由上下面的压应力 σ_{zz}、软袋的接触应力 σ_{rr}、τ_w 和自身的重力 w 构成，其受力状态类似于颗粒物质中的粮仓效应[22].

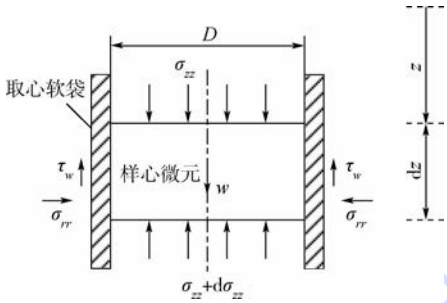


图 4 土体Ⅰ微元

Fig. 4 Element in Soil Ⅰ

1884 年，英国科学家 Roberts 在研究粮仓地面的压强时发现，当粮食堆积高度约大于2 倍地面直径后，粮仓地面所受的压强不随粮食的增加而增加，这就是著名的粮仓效应. 1895 年，德国工程师 Janssen 采用连续介质模型解释了粮仓效应，并得到了粮仓高度 z 处横截面上的压强：

$$p(z)=\rho g\lambda\left(1-\exp\left(\frac{-z}{\lambda}\right)\right) \tag{1}$$

式中：ρ 为堆积密度；g 为重力加速度；z 为粮仓高度，粮仓顶部 $z=0$；λ 为特征高度，$\lambda=\dfrac{R}{2\mu K}$，$\mu$ 为颗粒与壁面的静摩擦系数，R 为粮仓半径，K 为力转向系数.

在土体受力分析中，转向系数 K 的取值由土的应力状态决定. 当土体处于主动状态时，转向系数为 K_A；当土体处于被动状态时，转向系数为 K_P.

$$\begin{cases}K_A=\dfrac{1-\sin\phi}{1+\sin\phi}\\ K_P=\dfrac{1+\sin\phi}{1-\sin\phi}\end{cases} \tag{2}$$

式中：ϕ 为土体的内摩擦角.

Janssen 公式基于应力水平均匀分布和水平/竖直应力为主应力的假设，是一种近似的分析方法. 尽管如此，在圆柱容器的分析和设计中，Janssen分析方法与数值方法差别很小，能够作为分析钻进取心的基本思路[22]. 据此，取心管底部支持应力为 σ_1 时，可支持的土体Ⅰ的高度为

$$h_1=-\lambda\ln\left(1-\frac{\sigma_1}{\rho g\lambda}\right) \tag{3}$$

因此，当土体Ⅰ具有下滑的运动趋势时，式(3)能根据底部支持应力 σ_1 求得 h_1.

当界面①处支持力大到使取心管内土体Ⅰ产生向上运动的趋势时，取心管内的样品所受的切应力 τ_w 方向发生改变，极限情况为样品整体向上滑动，此时样品土体处于被动状态，如图 5 所示.

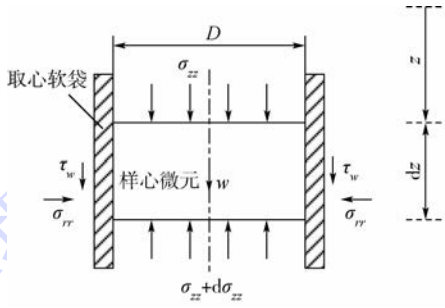


图 5 土体Ⅰ微元向上运动

Fig. 5 Upward movement of element in Soil Ⅰ

取心管内土体被向上推出的力平衡微分方程为

$$\frac{\mathrm{d}\sigma_{zz}}{\mathrm{d}z}-\frac{4\tau_w}{D}=\rho g \tag{4}$$

式中：$\tau_w=\mu\sigma_{rr}$　　$\sigma_{rr}=K_P\sigma_{zz}$

设土体在 $z=0$ 处的受力为 Q_0，在边界条件 $\sigma_{zz}=Q_0\mid_{z=0}$ 下，方程的解为

$$\sigma_{zz}=-\frac{\rho gD}{4\mu K_P}\left(1-\exp\left(\frac{4\mu K_P z}{D}\right)\right)+Q_0\exp\left(\frac{4\mu K_P z}{D}\right) \tag{5}$$

根据上述分析，分别绘制 $\sigma_1=0\sim\sigma_\infty$ 时土体Ⅰ的高度变化，如图 6 所示.

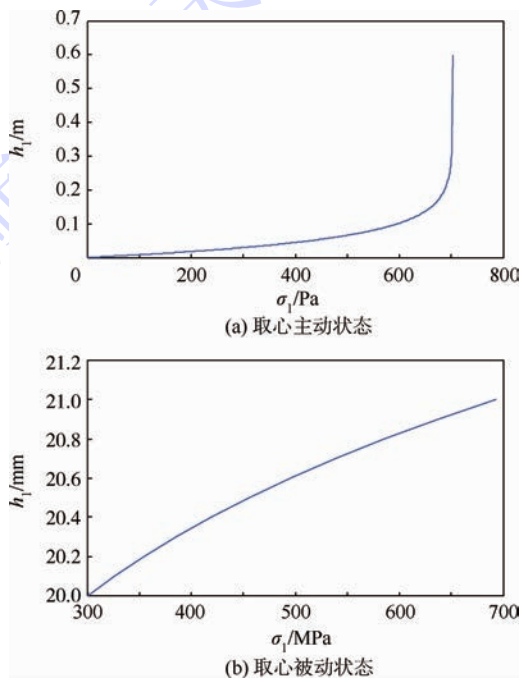


图 6 土体Ⅰ主被动状态下的底面应力

Fig. 6 Bottom stress of soil Ⅰ in active and passive states

北航学报 赠阅

对比图 6 中的两种取心受力状态,取心被动状态的轴向应力 σ_{zz} 在较小的深度 z 比主动状态大,并且很快随着深度 z 增加产生数量级的差距,因此钻进取样过程中取心软袋内的样品难以发生向上滑动.

2.2　取心钻头内孔中土体Ⅱ动力学分析

取心钻头内孔中的土体Ⅱ既有随着钻头的回转运动,又有相对钻头的向上运动,在土体内部可能还存在运动速度差.为简化分析,忽略土体内部的相对运动,将土体Ⅱ整体视为回转参考系中的被动状态土体,如图 7 所示.样心相对钻头向上运动,受到钻头内孔壁向下的切向力 τ_w 作用,同时受到回转角速度 ω 下离心惯性力 σ_{rot} 的作用.

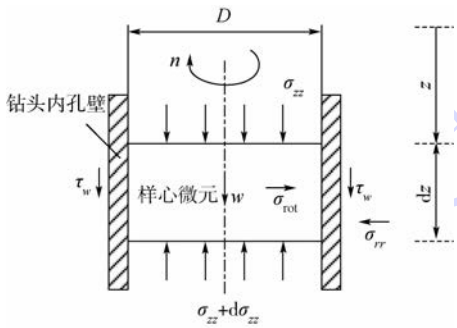


图 7　土体Ⅱ微元

Fig. 7　Element in Soil Ⅱ

根据微元的受力分析,其动力学方程为

$$\frac{\mathrm{d}\sigma_{zz}}{\mathrm{d}z}-\frac{4\tau_w}{D}=\rho g \tag{6}$$

式中:

$$\tau_w=\mu(\sigma_{rr}+\sigma_{rot})$$

$$\sigma_{rr}=K_P\sigma_{zz}\qquad \sigma_{rot}=\frac{\omega^2D^2\rho}{12}$$

微分方程的解为

$$\sigma_{zz}=-\frac{D}{4\mu K_P}\left(\rho g+\frac{4\mu\sigma_{rot}}{D}\right)\cdot\left(1-\exp\left(\frac{4\mu K_P z}{D}\right)\right)+Q_0\exp\left(\frac{4\mu K_P z}{D}\right) \tag{7}$$

因此,获得 σ_1 和 σ_2 的关系:

$$\sigma_1=\frac{\sigma_2+\dfrac{D}{4\mu K_P}\left(\rho g+\dfrac{4\mu\sigma_{rot}}{D}\right)\left(1-\exp\left(\dfrac{4\mu K_P z}{D}\right)\right)}{\exp\left(\dfrac{4\mu K_P z}{D}\right)} \tag{8}$$

经前一切削刃切除后,产生与钻头内孔外伸管端面接触的土体表面.如图 8 所示,由于钻头同时存在回转和进尺运动,钻头内孔外伸管端面与模拟月壤的接触应力包含法向应力 σ_{end} 和切向应力 τ_{end},图中圆环接触面的内外半径分别为 R_1 和 R_2.

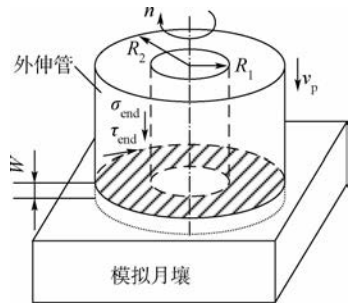


图 8　圆管端面与土体面接触

Fig. 8　Contact between hollow cylinder end surface and soil surface

根据叠加原理,外伸管端面与模拟月壤的接触引起的竖向变形 W 包括法向接触力 σ_{end} 引起的变形 w_n 和切向接触力 τ_{end} 引起的变形 w_t:

$$W=w_n+w_t \tag{9}$$

由于取心过程中与外伸管端面接触的土体变形处于弹性范围,能应用弹性变形方程分析.但是速度控制下弹性体变形的应力分布在接触边界处为无穷大,而外伸管为薄壁管,因此本文采用均布力计算方法,通过集中力在接触面上的积分求得外伸管回转压入过程中土体的受力和变形的关系.

对于与钻头内孔外伸管端面与土体表面的接触,设接触表面的作用均布的应力,接触面表面的竖直变形单位力引起的变形在接触面上的积分.假设与外伸管端面的接触的月壤为一个充满无限大半空间的弹性体介质,不计弹性体的自重,在弹性体的表面(当 $z=0$ 时),法向集中力 F_n 和切向集中力 F_t 引起的各点的竖直位移分量为

$$\begin{cases}w_n=\dfrac{(1-\nu^2)F_n}{E\pi r}\\ w_t=\dfrac{(1+\nu)F_t}{2E\pi r}\left[\dfrac{xy}{r^2}+\dfrac{(1-2\nu)x}{r}\right]\end{cases} \tag{10}$$

式中:ν 为月壤的泊松比;E 为月壤的弹性模量;r 为该点到集中力作用点的距离;x 和 y 分别为该点相对集中力作用点在弹性体的表面的位置坐标,x 方向与 F_t 方向相同,y 方向与 F_t 方向垂直.

对于与外伸管端面接触的土体表面,竖直方向的变形 W 可以表示为法向应力和切向应力引起的变形的叠加.

$$W=\iint(w_n+w_t)r\mathrm{d}\varphi\mathrm{d}r \tag{11}$$

式中:φ 为随圆积分角度.

由几何对称性,$w_t=0$,因此

北航学报 赠阅

$$W=\iint w_n r\mathrm{d}\varphi\mathrm{d}r=\frac{4(1-\nu^2)\sigma_{end}}{\pi E}\cdot\left(R_1\int_0^{\frac{\pi}{2}}\sqrt{1-\frac{r^2\sin^2\varphi}{R_1^2}}\mathrm{d}\varphi-R_2\int_0^{\varphi_1}\sqrt{1-\frac{r^2\sin^2\varphi}{R_2^2}}\mathrm{d}\varphi\right)\tag{12}$$

式中：$\sin\varphi_1=\frac{R_2}{R_1}$

式(12)表明，在确定的土体特性参数和钻具构型参数的前提下，伸出管回转进尺过程中引起土体的变形与接触力成线性关系.

对于圆管回转压入，进尺速度 v_p 与单齿切削量 u_z 的关系为

$$u_z=\frac{v_p}{2zn}\tag{13}$$

因此，在给定钻进规程下，钻头内孔外伸管端面的接触力为

$$\sigma_{end}=\frac{v_p}{2znA}\tag{14}$$

式中：系数 A 为

$$A(\bar{r})=\frac{4(1-\nu^2)}{\pi E}\cdot\left(R_1\int_0^{\frac{\pi}{2}}\sqrt{1-\frac{r^2\sin^2\varphi}{R_1^2}}\mathrm{d}\varphi-R_2\int_0^{\varphi_1}\sqrt{1-\frac{r^2\sin^2\varphi}{R_2^2}}\mathrm{d}\varphi\right)\tag{15}$$

式中：$\bar{r}=\frac{R_1+R_2}{2}$

2.3 钻具外土体Ⅲ的排屑应力分析

对于钻具外的土体Ⅲ，其动力学状态是由钻头与模拟月壤的切削-排屑状态决定的. 如图 9 所示，当钻进过程中发生阻塞时，模拟月壤切屑充满钻头的排屑空间并产生额外的应力 σ_{out}.

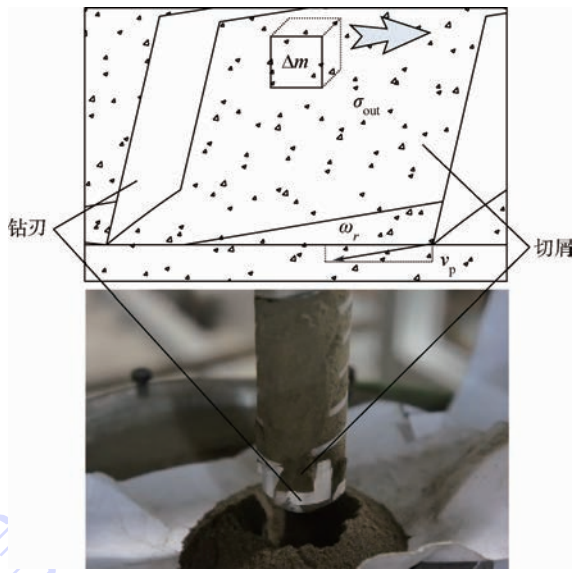
根据前期研究中建立的钻进回转模型，发生排屑阻塞时的切屑部分产生额外的内应力[23]为

$$\sigma_{out}=\frac{\gamma}{K}\left\{\mu_1-\frac{\mu_2}{g}\left[\omega^2 r_1-\frac{2\pi v_p(r_1^2-r_2^2)}{z_t h'(r_1-r_2)}\right]\right\}\tag{16}$$

式中：γ 为模拟月壤的容重；K 为应力转向系数；h'为钻头导屑槽的轴向高度；μ_1 和 μ_2 分别为模拟月壤对堆积面和孔内壁的摩擦系数；r_1 和 r_2 分别为钻头半径和钻头内孔半径；z_t 为钻头切削刃数量.

综合上述分析以及外伸管端面的接触，在土体Ⅲ与土体Ⅱ的边界①处，能够提供的接触力为

$$\sigma_3=\frac{\sigma_{end}+\sigma_{out}}{K}\tag{17}$$



Δm—排屑分析中土体微元.

图 9 排屑阻塞时的土体Ⅲ

Fig. 9 Soil Ⅲ in jammed evacuation

综上所述，基于极限平衡方法分别分析分析了土体Ⅰ、土体Ⅱ和土体Ⅲ的动力学状态及其边界条件，建立了钻进取心过程中与取心有关的土体的动力学模型. 利用该模型进行数值计算能获得对最终取心率的估计值. 由于建模过程中采用土体整体运动的假设，忽略了土体内部相对运动，因此，能够近似描述平稳的软袋取样过程，对于包含剧烈振动冲击等引起土体内部大幅度相对运动钻进工况，则可能产生较大的计算误差.

3 钻进取心数值计算及试验验证

3.1 取样量的估计算法

基于上述分析过程，设计模拟月壤钻进取心的取样量估计算法. 如图 10 所示，算法以钻进规程参数、模拟月壤特性和钻具构型参数作为已知条件，按照土体Ⅲ→土体Ⅱ→土体Ⅰ的顺序根据土体边界平衡条件求取心率 κ. 取心率 κ 是衡量取样量的重要指标，本文中取心率 κ 定义为样心长度 h_1 与取样深度(保持心管下端侵入深度) d_r 之比，即

$$\kappa=h_1/d_r\tag{18}$$

首先根据判定特定钻进规程下，钻具钻进模拟月壤时是否发生排屑阻塞，计算排屑应力；然后根据钻头是否为外伸管钻头计算外伸管端面接触力；根据接触面②的接触力计算接触面①的接触力，最后计算出取样高度并获得取心率 κ. 计算过程中存在 2 种特殊情况，当未发生排屑阻塞同时钻具不具备外伸管的结构时，能

北航学报 赠阅

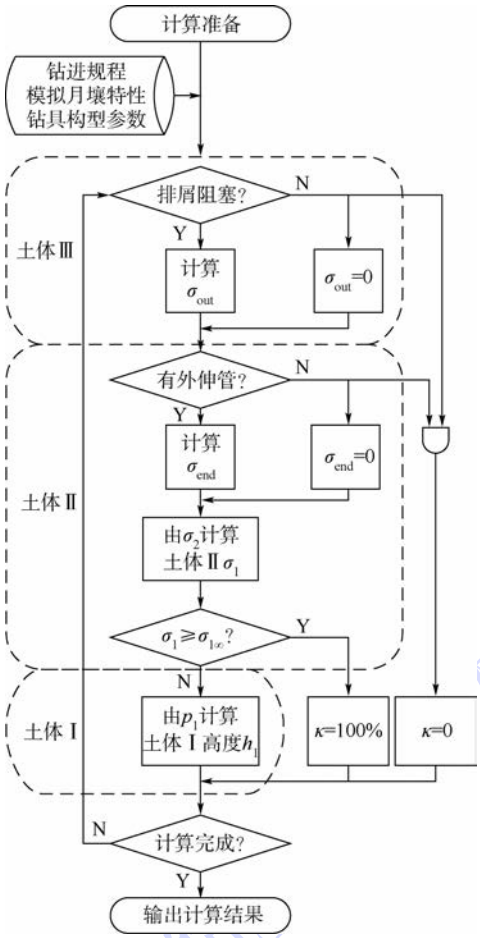


图 10　取心模型的计算流程

Fig. 10　Flow chart of coring model calculation

直接判定取心率 $\kappa=0$;当土体Ⅰ下底面应力 $\sigma_1 \geqslant \sigma_{1\infty}$($\sigma_{1\infty}$ 为土体Ⅰ应力极限)时,能直接判定取心率 $\kappa=100\%$.

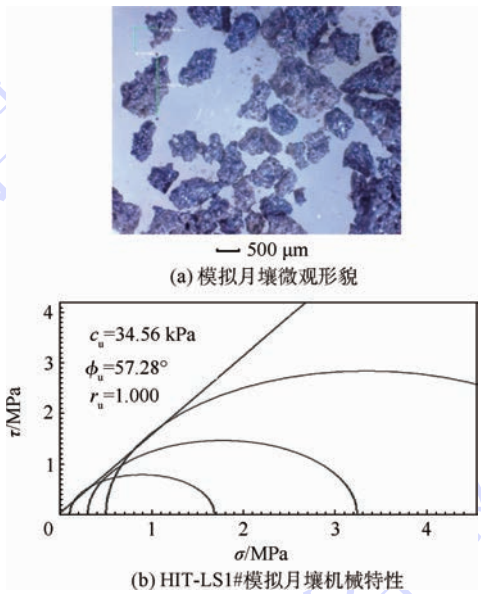
3.2　钻进取心验证试验

为了验证理论模型的正确性,在模拟钻进平台上开展了模拟月壤的钻进试验,如图 11 所示.该试验平台具备与月面钻取采样装置原理相同的钻进取心机构,能够开展次表层模拟月壤的钻取采样试验.

图 11　模拟月壤钻进取心试验及其平台

Fig. 11　Lunar soil simulant drilling and coring test and its test-bed

为模拟月面采样的实际工况,研究中使用能较真实地模拟月壤机械特性的 HIT-LS1#模拟月壤为基础制备试验钻进对象,其颗粒形貌如图 12(a)所示.实际月壤密实程度大于松散堆积的模拟月壤,由于剪切强度与密实程度密切相关,为模拟月面的钻进工况,对模拟月壤原料进行了压缩处理,提高其密实程度[2].处理后的模拟月壤机械特性如图 12(b)所示,其剪切强度指标处于与实际月壤的范围内[24-26].



τ—剪应力;σ—正应力;c_u—不排水内聚力;ϕ_u—不排水内摩擦角;r_u—相关系数.

图 12　模拟月壤及其机械特性

Fig. 12　Lunar soil simulant and its mechanical properties

试验钻具为如图 13(a)所示的 HIT-2 型试验钻具.钻头的切削刃实现对土壤的切削,被切削破坏后的土壤由钻头的导屑槽流动至钻杆的螺旋排屑槽,并在排屑外螺旋的带动下不断向上移动,实现切屑的排出.钻具内腔中安装软袋取心机构,如图 13(b)所示,取心机构由刚性保持心管、封口机

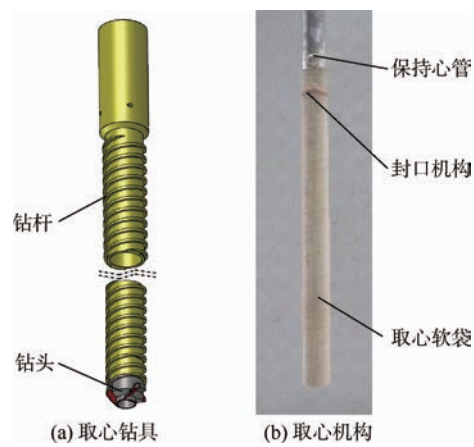


图 13　中空取心钻具

Fig. 13　Hollow drilling and coring tool

北航学报 赠阅

构和取心软袋组成,实现钻进过程中样心的包裹和取出.

验证试验选用的钻进规程为:回转转速 n = 50,90,150,210,250 r/min;进尺速度 v_p = 50,90,130,170,210 mm/min. 取心率 κ 的试验结果通过称量取样质量并利用采样机构几何尺寸和模拟月壤密度计算获得. 对验证试验数据进行分析,得到取样量与钻进规程的关系,如图 14 所示. 根据取心过程动力学分析获得不同钻进规程下取心率的预测值,结果表明取心预测值与试验结果基本吻合.

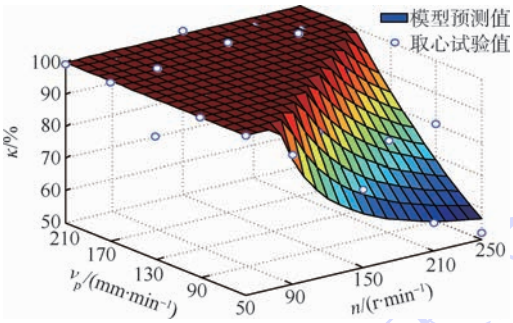


图 14 取心率计算值与试验值对比

Fig. 14 Comparison between calculation and test results of coring rate

对比取心模型预测结果和试验值,获得表 1 所示的误差分析结果. 如图 15 所示,模型计算结果与取心率的变化趋势一致,特别是取心率开始下降的钻进规程范围能给出准确的计算结果. 计算误差主要体现在取心率下降的部分,总体的平均误差率小于 5%.

表 1 取心模型误差

Table 1 Error of coring model

对比项	平均误差值	平均误差率/%	最大误差值	最小误差值
数值	0.0364	4.31	0.1178	0.0012

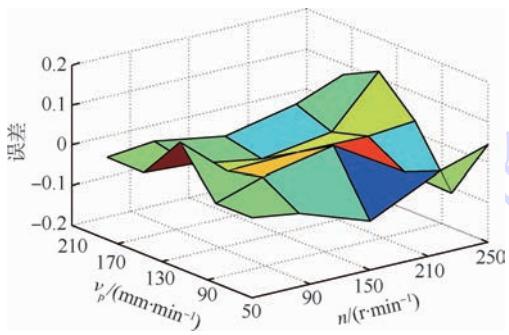


图 15 取心率计算误差

Fig. 15 Calculation error of coring rate

4 取心率影响因素分析

钻进取心过程是特定钻进规程下,取心钻具与月壤相互作用过程. 因此,钻进规程、月壤特性和钻具结构共同影响取心率.

4.1 钻进规程

对于月壤钻进而言,钻进规程是回转转速和进尺速度的组合. 钻进规程决定了钻头内孔外伸管端部处的接触状态和钻头排屑槽内月壤的流动状态,因而决定了进入钻头内孔的月壤的应力状态,是影响取心率的决定性因素. 图 14 表明在现有试验的钻进规程范围内,采用同样的模拟月壤和试验钻具,低回转转速和高进尺速度能获得较高的取心率,高回转转速和低进尺速度下的取心率较低.

4.2 月壤特性

对于外伸管钻头,取心管内应力由外伸管端面接触应力和排屑应力共同决定. 这两种应力状态除受钻进规程影响外,还因月壤自身的特性的不同发生变化,这种变化在外伸管接触应力上体现的尤为明显. 图 16 是外伸管钻头在不同钻进规程及月壤弹性模量下取心率的计算结果. 该结果说明利用外伸管钻头对模拟月壤进行钻进取心时,采用相同钻进规程和取心钻具,取心率随着模拟月壤的弹性模量的增加而增加.

实际上,外伸管端面接触应力和排屑应力对取心应力的贡献具有较大差异. 图 17 是取心钻头内孔外伸管端面的接触应力和排屑应力的计算结果. 端面接触应力远大于排屑应力表明钻头内孔

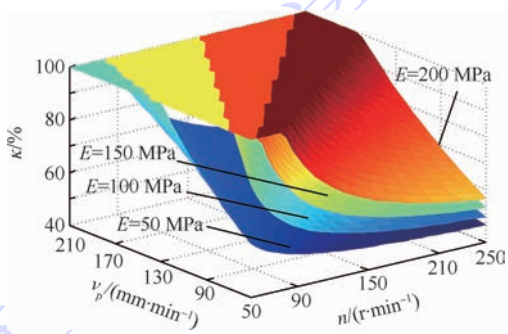


图 16 取心率与模拟月壤弹性模量关系

Fig. 16 Relation between coring rate and elastic modulus of lunar soil simulant

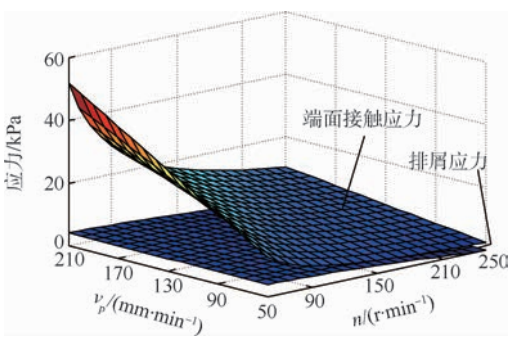


图 17 外伸管钻头取心应力组成

Fig. 17 Coring stress composition of extended tube drill bit

北航学报 赠阅

外伸管确实有提高进入取心孔的土体Ⅱ内应力的作用.随着外伸管的轴向长度的增加,土体Ⅱ与钻头内孔壁的总作用力快速增加,影响最终的取心率.

4.3　钻具构型

实际月面环境中存在大块岩石,外伸管钻头在钻进岩石时接触面积大,无法在有限的进尺力条件下完成对月岩的钻进.若取消外伸管,采用无外伸管钻头,能够以较小的进尺力实现对月岩的钻进.对于无外伸管钻头,取心管内应力仅由排屑应力决定.排屑应力受钻进规程的影响.当钻进规程处于螺旋排屑状态下,排屑应力为 0,此时取样量为 0.当进尺速度增大或回转速度降低,钻进规程处于排屑阻塞状态时,钻头排屑槽内产生排屑的附加应力(压应力),此时取样量会随着排屑的应力增加逐渐增加.因此为保证无外伸管钻头的取样量,必须合理选择钻进规程,产生足够的排屑应力.图 18 是无外伸管钻头在不同钻进规程下取心率 κ 的计算结果.图 16 和图 18 的对比说明利用无外伸管的钻头对模拟月壤进行钻进取心时,取心率更容易受钻进规程的影响.

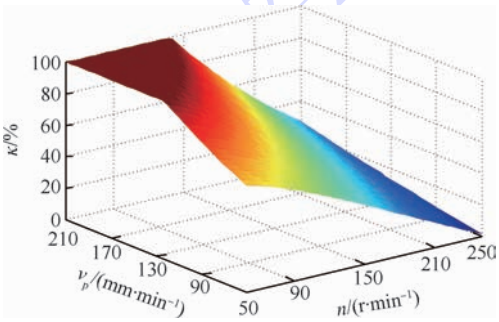


图 18　无外伸管钻头取心率与钻进规程参数关系

Fig. 18　Relation between coring rate and drilling parameters for non-extended tube drill bit

5　结　论

1)软袋取心方式中,与钻具有相互作用的土体按力学边界不同能分为取心软袋内土体、取心钻头内土体和钻具外土体.基于各部分土体和钻具之间相互作用建立的粉体动力学模型能够对模拟月壤的软袋取心率进行合理的预测.

2)钻进规程、月壤特性和钻头构型都会对取心率产生较大影响.为了适应同时存在月壤和月岩的月面工况,应当避免选用接触面积较大的外伸管钻头,并合理选择钻进规程参数,保证取心过程中钻头附近有足够的排屑附加应力.

上述取心模型和分析结论不仅为月面钻进取心提供了理论参考,也能通过相互作用特性参数的合理选择应用于地面环境中流动性较强土体取心过程的分析.

参考文献(References)

[1] Zacny K, Paulsen G, Davis K, et al. Honeybee robotics planetary drill systems[C]// Proceedings of the 39th Lunar and Planetary Science Conference, Lunar and Planetary Science XXXIX. League City, Texas: LPI, 2008: 1355.

[2] Blacic J, Dreesen D, Mockler T. The 3rd dimension of planetary exploration deep subsurface drilling[C]// Proceedings of AIAA Space 2000 Conference and Exposition. Reston: AIAA, 2000: 1-11.

[3] Allton J H. Catalog of Apollo lunar surface geological sampling tools and containers, NAS 9-17900[R]. Houston: Johnson Space Center, 1989.

[4] Paulsen G, Zacny K, Chu P, et al. Robotic drill systems for planetary exploration[C]// Proceedings of AIAA Space 2006 Conference and Exposition. Reston: AIAA, 2006: 2876-2886.

[5] Van Winnendael M, Baglioni P, Vago J. Development of the ESA Exomars rover[C]// Proceedings of the 8th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Spacee. Munich: ESA, 2005: 15-22.

[6] Heiken G H, Vaniman D T, French B M. Lunar sourcebook [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1991: 475-594.

[7] Bar-Cohen Y, Zacny K. Drilling in extreme environments[M]. Weinheim: Wiley-Vch, 2009: 347-541.

[8] Kemurdzhian A L, Gromov V V, Cherkasov I I. Automatic stations for investigation of the lunar surface[M]. Moscow: Mashinostroyeniye Press, 1976: 23-25.

[9] Zacny K. Drilling systems for extraterrestrial subsurface exploration[J]. Astrobiology, 2008, 8(3): 665-706.

[10] Glass B, Cannon H, Branson M, et al. DAME: Planetary-prototype drilling automation[J]. Astrobiology, 2008, 8(3): 653-664.

[11] Statham S M. Autonomous structural health monitoring technique for interplanetary drilling applications using laser Doppler velocimeters[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2011.

[12] Grotzinger J P, Crisp J, Vasavada A R, et al. Mars science laboratory mission and science investigation[J]. Space Science Reviews, 2012, 170(1-4): 5-56.

[13] Okon A. Mars science laboratory drill[C]// Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium. Washington, D. C.: NASA, 2010: 1-16.

[14] European Space Agency. Touchdown! Rosetta's Philae probe lands on comet[EB/OL]. Paris: ESA, 2014[2014-11-25]. http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/Rosetta/Touchdown!_Rosetta_s_Philae_probe_lands_on_comet.

[15] Finzi A E, Zazzera F B, Dainese C, et al. Space science reviews: SD2-how to sample a comet[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2007: 281-299.

[16] Marchesi M, Campaci R, Nista A, et al. Comet sample acquisition for Rosetta lander mission[C]// Proceedings of the 9th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Liege,

Belgium: European Space Agency, 2001: 91-96.

[17] Magnani P G, Re E, Ylikorpi T, et al. Deep drill (DeeDri) for mars application [J]. Planetary and Space Science, 2004, 52(1): 79-82.

[18] Matti A. Concept evaluation of mars drilling and sampling instrument [D]. Helsinki: Helsinki University of Technology, 2005.

[19] Richter L, Coste P, Gromov V, et al. The mole with sampling mechanism (MSM): Technology development and payload of beagle 2 mars lander [C] // Proceedings of 8th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation (ASTRA 2004). Noordwijk: ESA, 2004: 2-4.

[20] Bar-Cohen Y, Sherrit S, Dolgin B, et al. Ultrasonic/sonic drilling/coring (USDC) for in-situ planetary applications [C] // SPIE's 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. Bellingham, WA: Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, 2000: 661-668.

[21] Thomas P N H. Magna Parva and ESA's ultrasonic drill tool for planetary surface exploration [C] // 12th Biennial International Conference on Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environments. Honolulu, Hawaii: ASCE, 2010: 1235-1245.

[22] Nedderman R M. Statics and kinematics of granular materials [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1992: 163-242.

[23] 史晓萌, 节德刚, 全齐全, 等. 模拟月壤钻进负载分析与试验研究 [J]. 宇航学报, 2014, 35(6): 648-656.
Shi X M, Jie D G, Quan Q Q, et al. Experimental research on lunar soil simulant drilling and drilling load analysis [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(6): 648-656 (in Chinese).

[24] Gromov V. Physical and mechanical properties of lunar and planetary soils [J]. Earth Moon and Planets, 1999(80): 51-72.

[25] Mitchell J K, Houston W N, Scott R F, et al. Mechanical properties of lunar soil: Density, porosity, cohesion and angle of internal friction [C] // Proceedings of the Third Lunar Science Conference. Cambridge, MA: MIT Press, 1972: 3235-3253.

[26] Leonovich A K, Gromov V V, Dmitriev A D, et al. Investigation of the physical and mechanical properties of lunar sample brought by Luna-20 and along the route of motion of Lunochod 2 [C] // Proceedings of the 24th International Astronautical Congress. Oxford: Pergamon Press Ltd., 1976: 321-332.

Analysis and test research on influencing factors of drilling and coring quantity of lunar soil simulant

QUAN Qiquan, SHI Xiaomeng, TANG Dewei*, JIANG Shengyuan, DENG Zongquan

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: During the design of drilling and coring mechanism for lunar exploration, a coring method based on a flexible tube can obtain slim continuous sample core, which enables high coring rate and preserves the stratification information of the subsurface samples. Since the complex movement of lunar soil particles during the flexible tube coring, there is no systemic method to analyze the factors that determine the coring quantity. The flowage of the lunar soil particles in flexible tube was analyzed and the coring model of the flexible tube based on the theory of limit equilibrium was established. The mechanical boundary conditions of the model were interactions between lunar soil and coring drill tools and among each part of lunar soil. The coring model described the dynamic process of lunar soil flowing from the outside of coring drill tools into the flexible tube. A numerical prediction method for coring rate was proposed based on the coring model. Drilling parameters, lunar soil properties and drill tool structure were analyzed as key influencing factors of coring rate. A verifying test with simulant of lunar soil HIT-LS1# and drill tools HIT-2 was implemented on a simulated drilling test-bed. The average error between the test results and the predicted results is less than 5%.

Key words: lunar soil simulant; drilling sampling; flexible tube coring; theory of limit equilibrium; drilling parameters

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0719

反演航天器在轨瞬态外热流的导热反问题

宋馨*，张有为，刘自军

（北京空间飞行器总体设计部，北京 100094）

摘 要：获得航天器在轨飞行过程中的外热流数据对于研究热控涂层在轨退化规律、各种空间因素对热控产品的影响以及航天器姿轨控发动机羽流热效应都有非常重要的意义，然而直接测量热流存在很多困难，因此可以通过求解导热反问题得到满足一定精度的结果. 首先，通过研究利用航天器设备在轨遥测温度值反演出航天器在轨瞬态外热流的导热反问题方法，建立了反演航天器在轨瞬态外热流的数学模型，采用共轭梯度法求解导热反问题并从物理概念角度改进了共轭梯度法的迭代过程以增加其抗不适定性；然后构造了两组能够代表目前大多数地球轨道航天器以及深空探测航天器在轨吸收外热流变化的数值试验对共轭梯度法的反演效果进行了检验. 除阶跃变化位置以外反演值与真实值的最大相对偏差为 2.9%，反演效果非常好；对于阶跃变化位置的吸收外热流在对反演结果进行分析处理后也能够得到较好的反演结果.

关 键 词：航天器；热流；辐射；导热反问题；共轭梯度法
中图分类号：V216.5+3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2061-06

获得航天器在轨飞行过程中的外热流数据对于研究热控涂层在轨退化规律、各种空间因素对热控产品的影响以及航天器姿轨控发动机羽流热效应都有非常重要的意义，然而中国航天领域在这方面做的工作非常少，主要原因是由于在航天器上安装测量外热流的热流计装置进行直接测量存在很多困难，并且要消耗宝贵的重量、空间、功率等航天器资源. 因此可以利用反问题方法来克服直接测量的困难，得到满足一定精度要求的结果.

反问题方法是根据可观测的量值反演系统变化规律或参数影响规律的数学物理方法，航空航天领域中在导弹制导[1]、火箭推进系统故障[2]等方面已经得到良好的应用. 导热反问题是反问题方法研究的一个分支，一般是利用研究对象的测量温度，通过一定反演算法计算得到热物性参数、边界条件等未知量. 程文龙等[3-4]提出了卫星热分析模型不确定参数进行分层修正的反问题模型并取得了非常好的反演结果；杨沪宁和钟奇[5]建立了基于蒙特卡罗法反演修正航天器热模型参数的反问题模型；张镜洋等[6]研究了基于蒙特卡罗法的小卫星瞬态热分析模型参数分层修正方法；张中礼等研究了由内壁面温度反演火箭外壁热流的导热反问题[7]；Lin 和 Chen 等[8-9]分别求解了平行板通道和肋片的导热反问题；Huang 等[10-11]求解了三维的热传导反问题；薛奇天和杨海天等求解了多宗量的热传导反问题[12-14]，得到了较满意的结果；王登刚等[15]研究了非线性二维稳态导热反问题的数值求解方法；范春利等[16]求解热传导反问题，识别试件内壁的缺陷.

收稿日期：2014-11-18；**录用日期**：2015-02-25；**网络出版时间**：2015-04-02 19:37
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1937.013.html
* **通讯作者**：宋馨(1986—)，女，陕西汉中人，工程师，songxin0110@163.com，主要研究方向为航天器热控制技术.

引用格式：*宋馨，张有为，刘自军. 反演航天器在轨瞬态外热流的导热反问题[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2061-2066. Song X，Zhang Y W，Liu Z J. Inverse heat conduction problem for transient external heat flux inversion of spacecraft on orbit [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2061-2066 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

本文采用导热反问题方法,利用现有的航天器在轨遥测温度数据,通过反演计算就能够得到满足一定精度要求的航天器在轨外热流数据.由于导热反问题的不适定性及非线性,使导热反问题的求解远比导热正问题复杂.反演航天器在轨外热流的导热反问题需要在边界条件中引入表征辐射热流的4次方非线性项,大大增加了求解的难度,目前国内外还缺乏这方面的研究工作.本文研究了利用航天器设备在轨遥测温度值反演出航天器在轨瞬态外热流的导热反问题方法.首先推导了反演航天器在轨外热流的导热反问题数学模型,采用共轭梯度法求解导热反问题并改进了共轭梯度法的迭代过程以增加其抗不适定性用于求解;在此基础上采用 FORTRAN 语言编写通用计算程序,构造了两组数值试验用于检验反演算法的效果和计算程序的正确性.

1 数学模型

本文所研究的是一维瞬态导热问题,一维瞬态导热方程为

$$\frac{\partial T}{\partial \tau}=\frac{k}{\rho c_p}\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \tag{1}$$

式中:T 为温度;τ 为时间;k 为热传导系数;ρ 为密度;c_p 为比热容.内侧即朝向航天器内部的一侧($x=0$)为绝热边界条件:

$$\left.\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{x=0}=0 \tag{2}$$

外侧即朝向外界空间环境的一侧($x=L$)为第3类边界条件:

$$\left.k\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{x=L}=q-\varepsilon\sigma T^4 \tag{3}$$

式中:q 为研究对象的吸收外热流值,包括吸收的太阳辐射、天体的红外辐射以及天体反照的太阳辐射;ε 为半球向发射率;σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数.

初始条件为

$$T(x,0)=T_0 \tag{4}$$

式中:T_0 为初始温度.

本文研究的导热反问题是通过测量温度反演出 q 值.从式(3)中可以看到,由于边界条件中引入了表征辐射热流的4次方非线性项,大大增加了导热反问题的不适定性.导热反问题的求解方法主要包括共轭梯度法、最大熵法、正则化算法等,与其他几种算法相比共轭梯度法在迭代过程中具有一定的抗不适定性,目前在国内外导热反问题研究领域仍然是最常用的方法,本文采用共轭梯度法进行导热反问题的求解.

共轭梯度法的目标函数为

$$J=\frac{1}{2}\sum_{n=1}^{n}(T_{\mathrm{cal},n}-T_{\mathrm{mea},n})^2 \tag{5}$$

式中:$T_{\mathrm{cal},n}$ 为温度计算值;$T_{\mathrm{mea},n}$ 为温度在轨遥测值;n 为不同时间点.吸收外热流值 q 的迭代式为

$$q_n^{b+1}=q_n^b-\beta^b d_n^b \tag{6}$$

式中:b 为迭代次数;d_n 的计算式为

$$d_n^b=\left(\frac{\partial J}{\partial q_n}\right)^b+\gamma^b d_n^{b-1} \tag{7}$$

γ 由式(8)计算:

$$\gamma^b=\frac{\sum_{n=1}^{N}\left[\left(\frac{\partial J}{\partial q_n}\right)^b\right]^2}{\sum_{n=1}^{N}\left[\left(\frac{\partial J}{\partial q_n}\right)^{b-1}\right]^2} \tag{8}$$

式中:N 为总时间点数;迭代步长 β 为

$$\beta^b=\frac{\sum_{i=1}^{N}(T_{\mathrm{cal},i}-T_{\mathrm{mea},i})\sum_{n=1}^{N}\left(\frac{\partial T_i}{\partial q_n}\right)^b d_n^b}{\sum_{i=1}^{N}\left[\sum_{n=1}^{N}\left(\frac{\partial T_i}{\partial q_n}\right)^b d_n^b\right]^2} \tag{9}$$

式中:i 为不同时间点;$\frac{\partial T_i}{\partial q_n}$为灵敏度系数.为得到$\frac{\partial T_i}{\partial q_n}$需要求解灵敏度方程.灵敏度方程由非稳态导热方程(1)对 q_n 求微分得到:

$$\frac{\partial}{\partial \tau}\left(\frac{\partial T}{\partial q_n}\right)=\frac{k}{\rho c_p}\frac{\partial^2}{\partial x^2}\left(\frac{\partial T}{\partial q_n}\right) \tag{10}$$

边界条件式(2)和式(3)对 q_n 求微分得到:

$$\left.\frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\partial T}{\partial q_n}\right)\right|_{x=0}=0 \tag{11}$$

$$\left.k\frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\partial T}{\partial q_n}\right)\right|_{x=L}=l(\tau)-4\varepsilon\sigma T^3\left(\frac{\partial T}{\partial q_n}\right) \tag{12}$$

式(12)中

$$l(\tau)=\begin{cases}1 & \tau=n\\ 0 & \tau\neq n\end{cases} \tag{13}$$

灵敏度方程的初始条件由式(4)对 q_n 求微分得到:

$$\frac{\partial T(x,0)}{\partial q_n}=0 \tag{14}$$

由式(5)对 q_n 求微分得到$\frac{\partial J}{\partial q_n}$的计算式:

$$\frac{\partial J}{\partial q_n}=\sum_{i=1}^{N}(T_{\mathrm{cal},i}-T_{\mathrm{mea},i})\frac{\partial T_i}{\partial q_n} \tag{15}$$

共轭梯度法的收敛目标是使

$$J(q_n^b)<\delta \tag{16}$$

式中:δ 为很小的正数.

为增强迭代过程的收敛性,与传统的共轭梯

度法迭代过程相比进行了两处改进:

1) 由式(12)可以看到,灵敏度系数$\frac{\partial T_i}{\partial q_n}$是温度 $T(x,\tau)$ 的函数,因此在每轮迭代得到新的 $T(x,\tau)$ 后,重新计算灵敏度系数$\frac{\partial T_i}{\partial q_n}$;

2) 从物理概念出发,航天器在轨吸收外热流不小于 0,因此式(6)整理为

$$q_n^{b+1}=\begin{cases} q_n^b-\beta^b d_n^b & q_n^b-\beta^b d_n^b>0 \\ 0 & q_n^b-\beta^b d_n^b\leqslant 0 \end{cases} \tag{17}$$

共轭梯度法的求解步骤如下:

1) 求解导热方程(1)得到温度计算值 $T_{\mathrm{cal},n}$.

2) 求解灵敏度方程(10)得到灵敏度系数$\frac{\partial T_i}{\partial q_n}$.

3) 根据温度计算值和在轨遥测值,检查收敛目标式(16)是否达到;如果达到收敛目标,则停止迭代,否则,转入第 4)步.

4) 计算$\frac{\partial J}{\partial q_n}$、$\gamma$、$\beta$ 及 d.

5) 由式(17)计算得到下一轮迭代 q_n^{b+1},转入第 1)步.

2　计算结果

为检验共轭梯度法的计算效果,本文设计了两组数值试验,每组数值试验检验步骤如下:

1) 给出一组随时间变化的吸收外热流值 q_{mea}.

2) 以 q_{mea} 为边界条件求解导热方程(1),得到的结果作为温度测量值 T_{mea}.

3) T_{mea} 作为导热反问题的输入条件,采用共轭梯度法反演吸收外热流值 q_{cgm}.

4) 比较 q_{mea} 和 q_{cgm},检验反演算法的效果.

研究对象为高度 30 mm 的铝合金圆柱体,圆柱体除一个端面朝向空间环境通过辐射交换热量外,其余各面均为绝热边界,因此沿轴向可视为一维导热;计算网格为沿轴向划分 5 个节点;热物理参数取值为密度 $\rho=2\,700\ \mathrm{kg/m^3}$,比热容 $c_p=900\ \mathrm{J/(kg\cdot K)}$,热传导系数 $k=120\ \mathrm{W/(m\cdot K)}$,辐射边界半球向发射率 $\varepsilon=0.6$.

2.1　数值试验 1

数值试验 1 给出 1 组吸收外热流值 q_{mea} 如图 1所示,数值试验 1 给出的吸收外热流曲线能够代表目前多数地球轨道航天器和深空探测航天器在轨吸收外热流变化趋势. 通过求解导热正问题(式(1))得到温度测量值 T_{mea} 并作为导热反问题的输入条件,采用共轭梯度法反演吸收外热流值 q_{cgm}. 共轭梯度法迭代 200 次后 $J(q_n^b)<0.001$ 满足收敛条件,查看导热反问题反演出的温度值 T_{cgm} 与测量温度值 T_{mea} 可以看到两者符合的很好,见图 2.

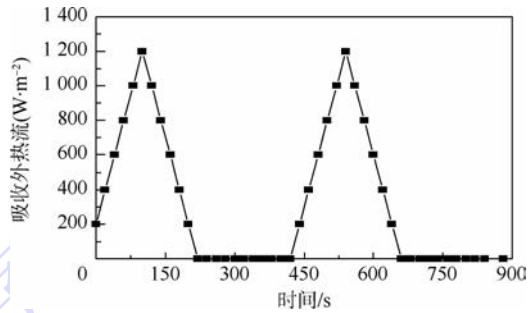


图 1　数值试验 1 的吸收外热流曲线

Fig. 1　Absorbed external heat flux curve of numerical experiment 1

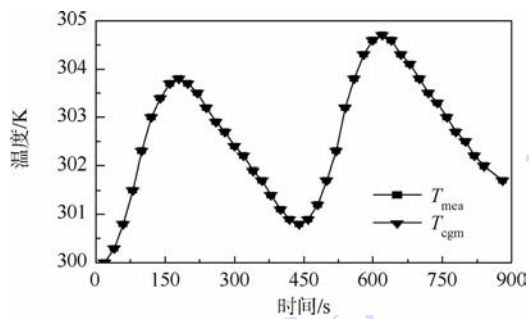


图 2　数值试验 1 的温度反演值与测量值比较

Fig. 2　Compare between inversion temperature and measuring data of numerical experiment 1

图 3 和表 1 分别为导热反问题反演出的吸收外热流值 q_{cgm} 与真实值 q_{mea} 的比较. 从图 3 中看到,q_{cgm} 与 q_{mea} 的曲线几乎重合在一起;由表 1 中的数据 q_{cgm} 与 q_{mea} 偏差值在 $-23\sim19\ \mathrm{W/m^2}$ 之间;除了 0 值区域外,最大相对偏差为 2.0%,共轭梯度法很好的反演出了吸收外热流值.

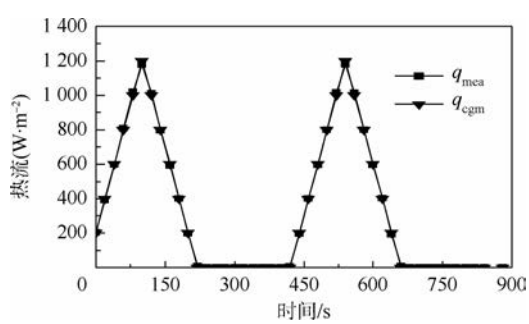


图 3　数值试验 1 的吸收外热流反演值与真实值比较

Fig. 3　Compare between inversion absorbed external heat flux and real value of numerical experiment 1

北航学报 赠阅

表 1 数值试验 1 的吸收外热流反演值与真实值比较

Tabel 1 Compare between inversion absorbed external heat flux and real value of numerical experiment 1

时间/s	q_{mea}/(W·m^{-2})	q_{cgm}/(W·m^{-2})	相对误差/%	时间/s	q_{mea}/(W·m^{-2})	q_{cgm}/(W·m^{-2})	相对误差/%
0	200	204	2.0	440	200	197	-1.5
20	400	390	-2.5	460	400	398	-0.5
40	600	598	-0.3	480	600	594	-1.0
60	800	806	0.8	500	800	800	0.0
80	1 000	1 019	1.9	520	1 000	1 016	1.6
100	1 200	1 177	-1.9	540	1 200	1 179	-1.8
120	1 000	1 012	1.2	560	1 000	1 015	1.5
140	800	796	-0.5	580	800	798	-0.3
160	600	593	-1.2	600	600	596	-0.7
180	400	398	-0.5	620	400	403	0.8
200	200	199	-0.5	640	200	196	-2.0
220	0	8		660	0	7	
240	0	0	0.0	680	0	0	0.0
260	0	0	0.0	700	0	0	0.0
280	0	0	0.0	720	0	0	0.0
300	0	0	0.0	740	0	0	0.0
320	0	0	0.0	760	0	0	0.0
340	0	0	0.0	780	0	0	0.0
360	0	0	0.0	800	0	0	0.0
380	0	0	0.0	820	0	0	0.0
400	0	0	0.0	840	0	0	0.0
420	0	5		880	0	0	0.0

2.2 数值试验 2

数值试验 2 给出 1 组吸收外热流值 q_{mea} 如图 4所示,数值试验 2 的目的是为了检验阶跃突变情况下(如航天器姿轨控发动机点火工作)的共轭梯度法反演效果. 通过求解导热正问题(式(1))得到温度测量值 T_{mea} 并作为导热反问题的输入条件,采用共轭梯度法反演吸收外热流值 q_{cgm}. 共轭梯度法迭代 350 次后 $J(q_n^b)<0.63$,增大迭代次数后 $J(q_n^b)$ 在 0.62 ~ 0.63 之间波动不再减小. 查看导热反问题反演出的温度值 T_{cgm} 与测量温度值 T_{mea} 如图 5 所示,从图中可以看到,T_{cgm} 与 T_{mea} 的偏差主要出现在曲线拐点附近,其他区域符合较好.

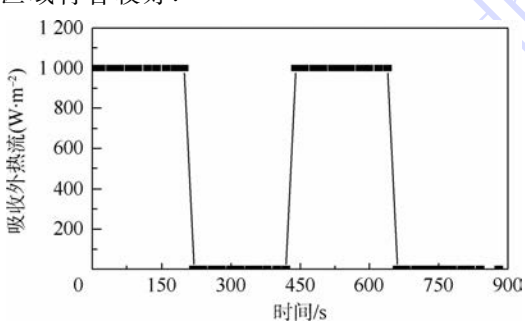


图 4 数值试验 2 的吸收外热流曲线

Fig. 4 Absorbed external heat flux curve of numerical experiment 2

图 6 和表 2 分别为导热反问题反演出的吸收外热流值 q_{cgm} 与真实值 q_{mea} 的比较.

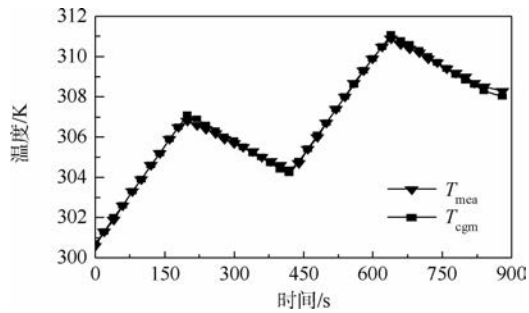


图 5 数值试验 2 的温度反演值与测量值比较

Fig. 5 Compare between inversion temperature and measuring data of numerical experiment 2

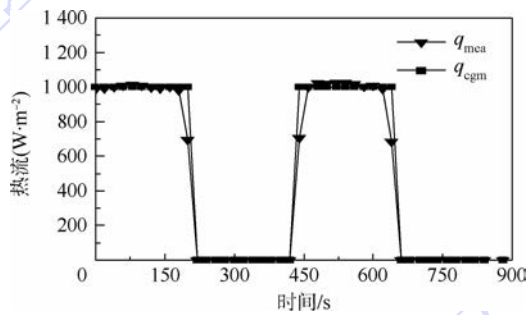


图 6 数值试验 2 的吸收外热流反演值与真实值比较

Fig. 6 Compare between inversion absorbed external heat flux and real value of numerical experiment 2

表 2 数值试验 2 的吸收外热流反演值与真实值比较

Table 2 Compare between inversion absorbed external heat flux and real value of numerical experiment 2

时间/s	q_{mea}/(W·m^{-2})	q_{cgm}/(W·m^{-2})	相对误差/%	时间/s	q_{mea}/(W·m^{-2})	q_{cgm}/(W·m^{-2})	相对误差/%
0	1 000	986	-1.4	440	1 000	707	-29.3
20	1 000	992	-0.8	460	1 000	1 002	0.2
40	1 000	1 001	0.1	480	1 000	1 023	2.3
60	1 000	1 010	1.0	500	1 000	1 019	1.9
80	1 000	1 013	1.3	520	1 000	1 024	2.4
100	1 000	1 008	0.8	540	1 000	1 026	2.6
120	1 000	997	-0.3	560	1 000	1 016	1.6
140	1 000	991	-0.9	580	1 000	1 004	0.4
160	1 000	1 000	0.0	600	1 000	1 008	0.8
180	1 000	982	-1.8	620	1 000	990	-1.0
200	1 000	695	-30.5	640	1 000	684	-31.6
220	0	0	0.0	660	0	0	0.0
240	0	0	0.0	680	0	0	0.0
260	0	0	0.0	700	0	0	0.0
280	0	0	0.0	720	0	0	0.0
300	0	0	0.0	740	0	0	0.0
320	0	0	0.0	760	0	0	0.0
340	0	0	0.0	780	0	0	0.0
360	0	0	0.0	800	0	0	0.0
380	0	0	0.0	820	0	0	0.0
400	0	0	0.0	840	0	0	0.0
420	0	0	0.0	880	0	0	0.0

从图 6 中看到除了在 q_{mea} 出现阶跃变化位置外其他区域共轭梯度法反演结果较好,最大相对偏差为 2.9%;在阶跃变化处有一个时间点的相对偏差达到了31.6%,在实用中需要对阶跃位置的反演结果进行分析处理.

2.3　小　结

通过两组数值试验对共轭梯度法的效果进行了检验,数值试验 1 中共轭梯度法很好地反演出了吸收外热流值;数值试验 2 中除了阶跃变化位置其他区域能够得到较好的反演结果,阶跃位置的反演结果需要根据阶跃位置以外区域的反演结果进行分析处理. 数值试验 1 给出的吸收外热流曲线能够代表大多数地球轨道航天器以及深空探测航天器在轨吸收外热流变化趋势,因此本文研究的方法适用于多数航天器.

3　结　论

本文研究了利用航天器设备在轨遥测温度值反演出航天器在轨瞬态外热流的导热反问题方法. 首先推导了导热反问题数学模型,采用共轭梯度法求解导热反问题并从物理概念角度改进了共轭梯度法的迭代过程以增加其抗不适应性. 然后根据大多数地球轨道航天器以及深空探测航天器在轨吸收外热流的特点,构造了两组数值试验对共轭梯度法的反演效果进行了检验. 计算结果表明本文研究的方法能够很好地反演出目前大多数地球轨道航天器以及深空探测航天器在轨吸收外热流,对于阶跃变化的吸收外热流情况在对反演结果进行分析处理后也能够得到较好的反演结果.

参考文献(References)

[1] 张天宇,董长虹. 基于自适应反演法的导弹直/气复合制导[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(7):902-906.
Zhang T Y, Dong C H. Compound control system design based on adaptive backstepping theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 902-906(in Chinese).

[2] 杨尔辅,张振鹏,刘国球. 一种推进系统故障诊断反问题模型与算法[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(6):684-687.
Yang E F, Zhang Z P, Liu G Q. Model and algorithm of inverse-problems on fault diagnosis for propulsion systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(6): 684-687(in Chinese).

[3] 程文龙,刘娜,钟奇,等. 卫星稳态热模型参数修正方法研究[J]. 宇航学报,2010,31(1):270 - 275.
Cheng W L, Liu N, Zhong Q, et al. Study on parameters correction method of steady-state thermal model for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 270 - 275(in Chinese).

[4] 程文龙,刘娜,李志,等. 卫星热模型蒙特卡罗混合算法的修正方法应用研究[J]. 科学通报,2010,55(20):2056-2061.
Cheng W L, Liu N, Li Z, et al. Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a Monte-Carlo hybrid algorithm[J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(20): 2056-2061(in Chinese).

[5] 杨沪宁,钟奇. 航天器热模型蒙特卡罗法修正论述[J]. 航天器工程,2009,18(3):53-58.
Yang H N, Zhong Q. Monte-Carlo method for thermal model correction of spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2009, 18(3): 53-58(in Chinese).

[6] 张镜洋,常海萍,王立国. 小卫星瞬态热分析模型修正方法[J]. 中国空间科学技术,2013,33(4):24-30.
Zhang J Y, Chang H P, Wang L G. Correction method for transient thermal analysis model of small satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(4): 24-30(in Chinese).

[7] 张中礼,李明海,胡绍全. 外壁热流响应计算的导热反问题方法及其验证[J]. 强度与环境,2009,36(4):54-59.
Zhang Z L, Li M H, Hu S Q. Nonlinear transient inverse heat conduction problems method of calculating the boundary heat response[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(4): 54-59(in Chinese).

[8] Lin D T, Yan W M, Li H Y. Inverse problem of unsteady conjugated forced convection in parallel plate channels[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(5-6): 993-1002.

[9] Chen U C, Cheng W J, Hsu J C. Two-dimensional inverse problem in estimating heat flux of pin fins[J]. International Communication of Heat and Mass Transfer, 2001, 28(6): 793-801.

[10] Huang C H, Wang S P. A three-dimensional inverse heat conduction problem in estimated surface heat flux by conjugate gradient method[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 42(18): 3387-3403.

[11] Huang C H, Chen W C. A three-dimensional inverse forced convection problem in estimating surface heat flux by conjugate gradient method[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(17): 3171-3181.

[12] 薛齐文,杨海天,胡国俊. 共轭梯度法求解瞬态传热组合边界条件多宗量反问题[J]. 应用基础与工程科学学报,2004,12(2):113-120.
Xue Q W, Yang H T, Hu G J. Solving inverse heat conduction problems with multi-variables of boundary conditions in transient-state via conjugate gradient method[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2004, 12(2): 113-120(in Chinese).

[13] Xue Q W, Yan H T. A conjugate gradient method for the hyperbolic inverse heat conduction problem with multi-variables[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2005, 22(5): 417-424.

[14] 杨海天,胡国俊. 共轭梯度法求解多宗量稳态传热反问题[J]. 应用基础与工程科学学报,2002,10(2):174-181.
Yang H T, Hu G J. Solving inverse heat conduction problems with multi-variables in steady-state via conjugate gradient method[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2002,

北航学报 赠阅

10(2):174-181(in Chinese).

[15] 王登刚,刘迎曦,李守巨,等. 非线性二维稳态导热反问题的一种数值解法[J]. 西安交通大学学报,2000,34(1):49-52.
Wang D G,Liu Y X,Li S J,et a1. Two dimensional numerical solution for nonlinear inverse steady heat conduction[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2000,34(1):49-52(in Chinese

[16] 范春利,孙丰瑞,杨立. 基于红外侧温的试件内部缺陷的识别算法研究[J]. 工程热物理学报,2007,28(2):304-306.
Fan C L,Sun F R,Yang L. An algorithm study on identification of subsurface defect based on thermographic temperature measurement[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2007,28(2):304-306(in Chinese).

Inverse heat conduction problem for transient external heat flux inversion of spacecraft on orbit

SONG Xin*, ZHANG Youwei, LIU Zijun

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Spacecraft external heat flux is very important for researching deterioration law of thermal control coating on orbit, influence of various spatial factors on thermal control products, as well as plume thermal effect of spacecraft attitude and orbit control engine. However, there are many difficulties in direct heat flux measurement. Thus, the inverse heat conduction problem can be used to get results which can satisfy certain precision. Firstly, in order to deduce transient external heat flux of spacecraft on orbit from telemetry temperature of spacecraft equipment on orbit, inverse heat conduction problem mathematical model was set up and solved by the conjugate gradient method. Iterative process of conjugate gradient method was improved according to physics concept in order to increase its anti instabilit. Then, two numerical tests were used for the purpose of checking mathematical model effect. The numerical tests could represent external heat flux change of most both earth-orbiting spacecraft and deep space exploration spacecraft. The maximum relative deviation between inversion value and true value is 2.9% except step change data. Inversion results of the mathematical model is very good. Furthermore, satisfied results can be obtained by processing data analysis for absorbed external heat flux at step change location.

Key words: spacecraft; heat flux; radiation; inverse heat conduction problem; conjugate gradient method

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0741

基于 Harmony 系统工程的 IMA 应用开发

全下文载

徐文，熊智勇，张国全*
（航空电子系统综合技术重点实验室，上海 200233）

摘 要：介绍了结合 Harmony 系统工程(SE)建模方法进行综合模块化航空电子(IMA)系统应用的开发，采用 Rhapsody Harmony 框架作为系统设计工具，在 IMA 应用软件需求进行分析的基础上创建软件模型，对系统的用例图、活动图、时序图、内部块图以及状态图进行了分析. 阐述了在软件模型的基础上，基于 VxWorks 653 操作系统(OS)的 IMA 应用开发过程，涉及到模块操作系统的构建、分区操作系统的构建、应用的构建以及综合的构建，其中，模块操作系统的构建涉及到核心操作系统 Makefile 的开发，分区操作系统的构建涉及到分区操作系统配置表以及其 Makefile 的开发，应用的构建涉及到应用源程序、应用配置表以及其 Makefile 的开发，综合的构建涉及到模块配置表以及其 Makefile 的开发，将应用加载到 IMA 模块上进行了功能测试，IMA 应用运行状态与 Harmony 软件模型行为一致.

关 键 词：系统建模；Rhapsody；Harmony 方法；综合模块化航空电子(IMA)系统应用；VxWorks 653
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2067-11

随着航空电子技术的发展，在军用和民用领域，越来越多的先进机型采用综合模块化航空电子(IMA)系统体系架构，如 F-22、A380 等[1]. 相比传统的联合式架构，IMA 系统提供一个统一的硬件平台，飞机的功能由各个应用实现，每个应用宿主在各自的分区当中，相互独立，互不干扰，提高了资源利用率，从而极大地减少了飞机的质量和开发成本[2]. Arinc 653 规范定义了一种应用与 IMA 模块操作系统的接口[3]，称为 Application/Execution(APEX)接口，应用基于该接口规范进行开发，通过该接口实现与 IMA 模块操作系统的数据通信，应用开发人员不需要考虑平台本身，从而缩短了应用开发周期. 美国风河公司开发的嵌入式实时操作系统 VxWorks 653 满足 Arinc653 规范，并提供了相应的集成开发环境 Workbench.

传统的基于文档的开发方法将软件的设计建立在对纯文字需求的理解上，用户只有在软件开发的后期，通过系统测试阶段的工作才能真正了解软件的功能和性能是否满足要求，这将导致修正设计错误或更改设计所需的开销随着工程阶段的深入而成倍地增加. 基于模型的开发方法是一种新的软件开发方法[4]，可以对软件进行快速的设计、开发、验证和确认，提高软件开发效率[5]. 通过对软件进行建模，将文字需求可视化，让开发人员和用户对所要开发的软件这个“未来世界”达成共识[6]，建模过程也是软件的设计过程，可以边设计边测试，当模型得到确认之后就可以进行软件的实现. IBM 公司基于 Rhapsody 提出了

收稿日期：2014-11-28；**录用日期**：2015-03-13；**网络出版时间**：2015-04-21 17:24
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150421.1724.004.html
基金项目：中国航空工业集团公司技术创新基金(2012F61507R)
作者简介：徐文(1989—)，男，安徽芜湖人，工程师，xu_wen@careri.com
*通讯作者：张国全(1978—)，男，辽宁大连人，高级工程师，zhang_guoquan@careri.com，主要研究方向为航空电子系统综合与测试技术.

引用格式：徐文，熊智勇，张国全. 基于Harmony 系统工程的IMA 应用开发[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2067-2077.
Xu W，Xiong Z Y，Zhang G Q. IMA application development based on Harmony system engineering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2067-2077 (in Chinese).

北航学报 赠阅

Rational Harmony 系统工程(SE)方法,先在 Rhapsody 中使用 Harmony 框架建立 IMA 应用的软件模型,再基于此模型使用 Workbench 进行具体的软件开发.

1 Harmony 系统工程建模

Harmony 系统工程方法将系统设计分为 3 个阶段,需求分析阶段、系统功能分析阶段以及设计综合阶段[7].建模的目的是让软件开发人员对软件需求有更准确的理解,Harmony 系统工程中边设计边测试的方法可以快速和清晰地让一些潜在的设计问题暴露出来,以实现真正满足需求的软件设计.

本文结合某预研项目中的无人机控制管理(UAVM)系统介绍了使用 Harmony 方法的系统建模的实践过程,软件开发人员拿到软件需求文档,按照以下步骤进行建模:①根据需求分析结果构建系统用例图;②针对每个用例,构建系统活动图;③对于每个活动图,生成时序图和内部块图;④构建系统状态图;⑤运行并验证模型.

1.1 系统用例图的构建

系统用例图是对软件需求的提炼,将需求所要实现的功能进行分组形成用例. UAVM 的用例图如图 1 所示.

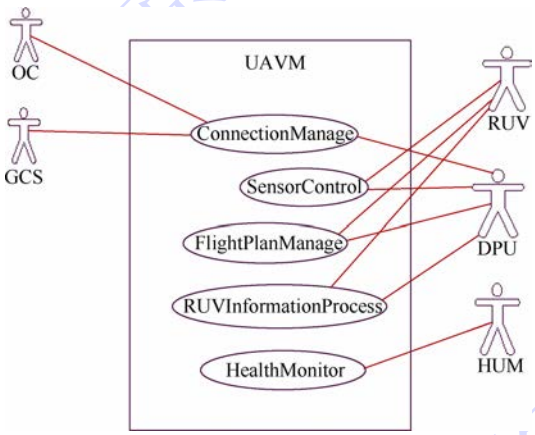


图 1 UAVM 系统用例图

Fig. 1 UAVM system use case diagram

UAVM 为 IMA 模块中的一个分区应用,由无人机控制权交接管理(ConnectionManage)、无人机传感器控制(SensorControl)、无人机飞行计划管理(FlightPlanManage)、无人机载机信息处理(RUVInformationProcess)、健康监控管理(HealthMonitor)5 个子功能模块组成,与指挥中心(OC)、地面站(GCS)、目标数据处理(TDP)、无人机(RUV)、显示处理单元(DPU)、状态监控(HUM)这些外围设备进行信息交互.

1.2 系统活动图的构建

每个用例都有各自的活动图,它描述的是典型的工作流程,某种意义上就是软件流程图,本文以第 1 个用例控制权管理为例,如图 2 所示.

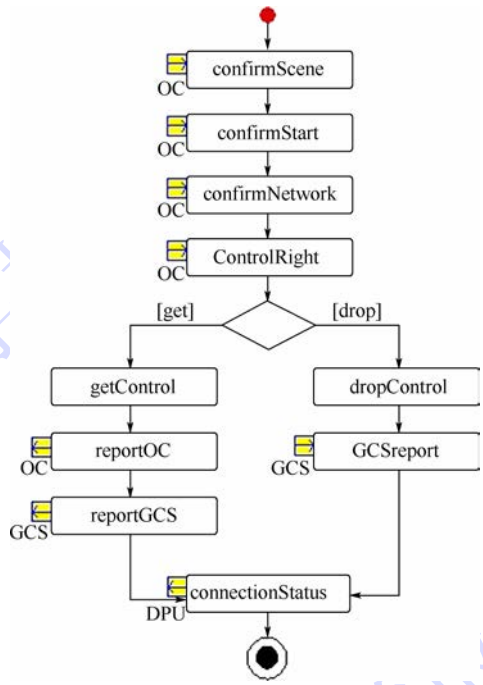


图 2 无人机控制权交接管理活动图

Fig. 2 UAV control right transfer manage activity view

构建活动图时应该关注其与外部系统间的信息交互,控制权管理模块依次接受来自 OC 的演示场景编号指令、演示开始控制指令、组网指令、控制权交接指令,根据控制权交接指令确认交接对象,判断是获取无人机控制权还是交出无人机控制权,如果是获取,同时发送控制权移交状态报告给 OC 和 GCS,发送与无人机的连接状态给 DPU,反之等待 GCS 发送控制权移交状态报告,发送与无人机的连接状态给 DPU.

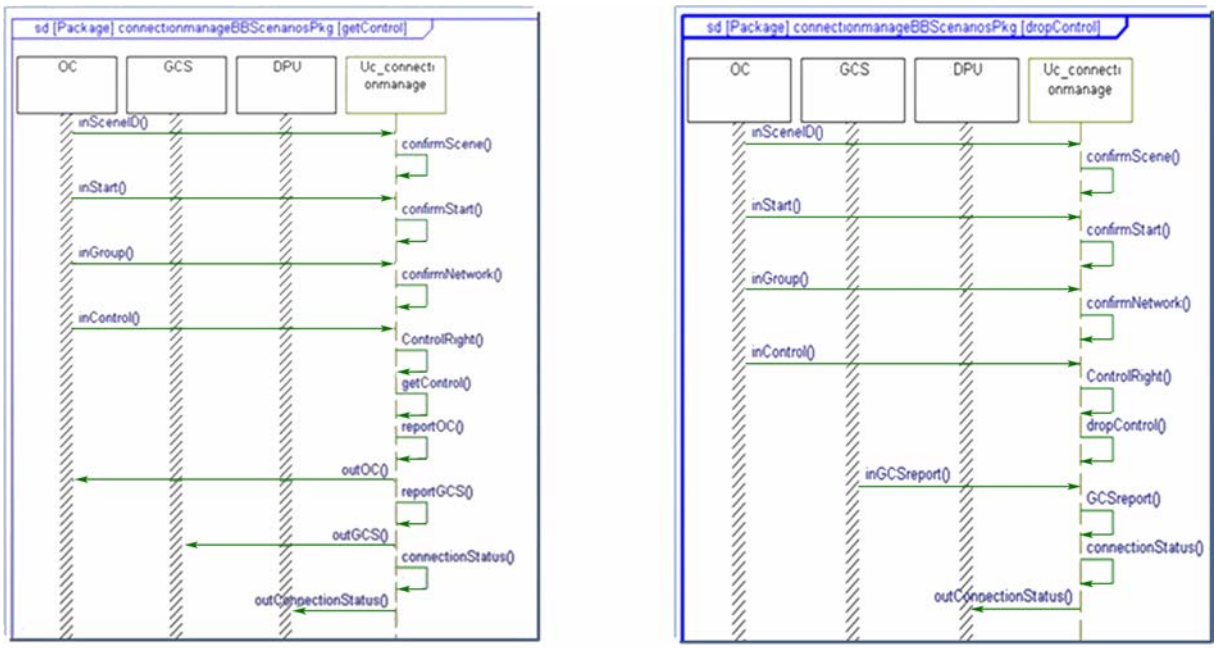
1.3 系统时序图的生成

系统时序图描述的是系统与外部设备的交互的先后顺序,时序图可以根据构建的活动图自动生成,需要注意的是,时序图应遍历活动图中的每一个活动. 用例控制权管理的时序图如图 3 所示.

1.4 系统内部块图的生成

内部块图反映的是该系统与外部设备之间通过端口连接表示的静态交联关系,也就是接口控制文档(ICD)的图形化体现,自动生成的内部块图如图 4 所示.

内部块图可以清晰地反映用例与哪些外部系统有信息交互,以及信息交互的内容,以与 OC 的端口为例,可以看到有4条输入的信息流和1条



(a) 获取控制权　　(b) 交出控制权

图 3　时序图

Fig. 3　Sequence diagram

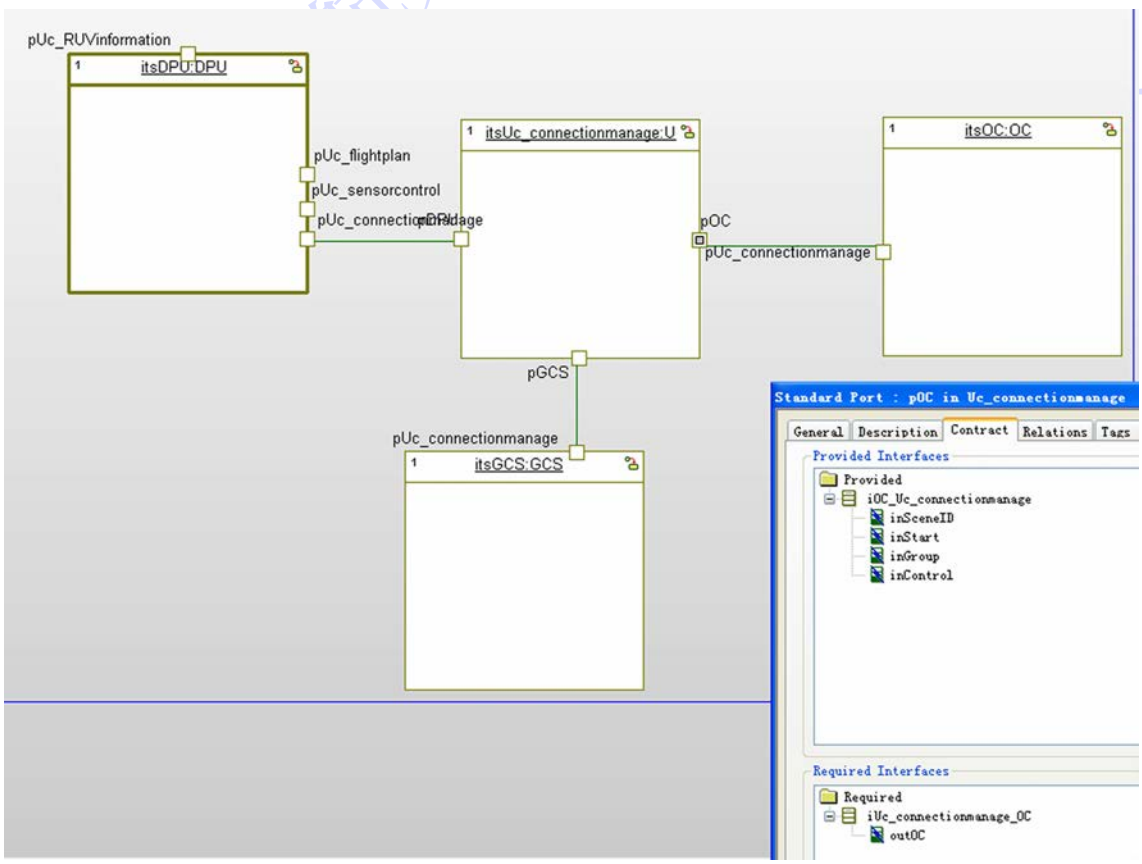


图 4　内部块图

Fig. 4　Internel block diagram

输出的信息流.

1.5　系统状态图的构建与执行

状态图描述的是用例在不同场景下基于状态的行为,根据活动图和时序图可以生成初始状态图,初始状态图主要反映信息的输入和输出,通过执行状态图,开发人员即可验证所设计的功能是否和需求一致,用例无人机控制管理的状态图的执行如图 5 所示.

北航学报 赠阅

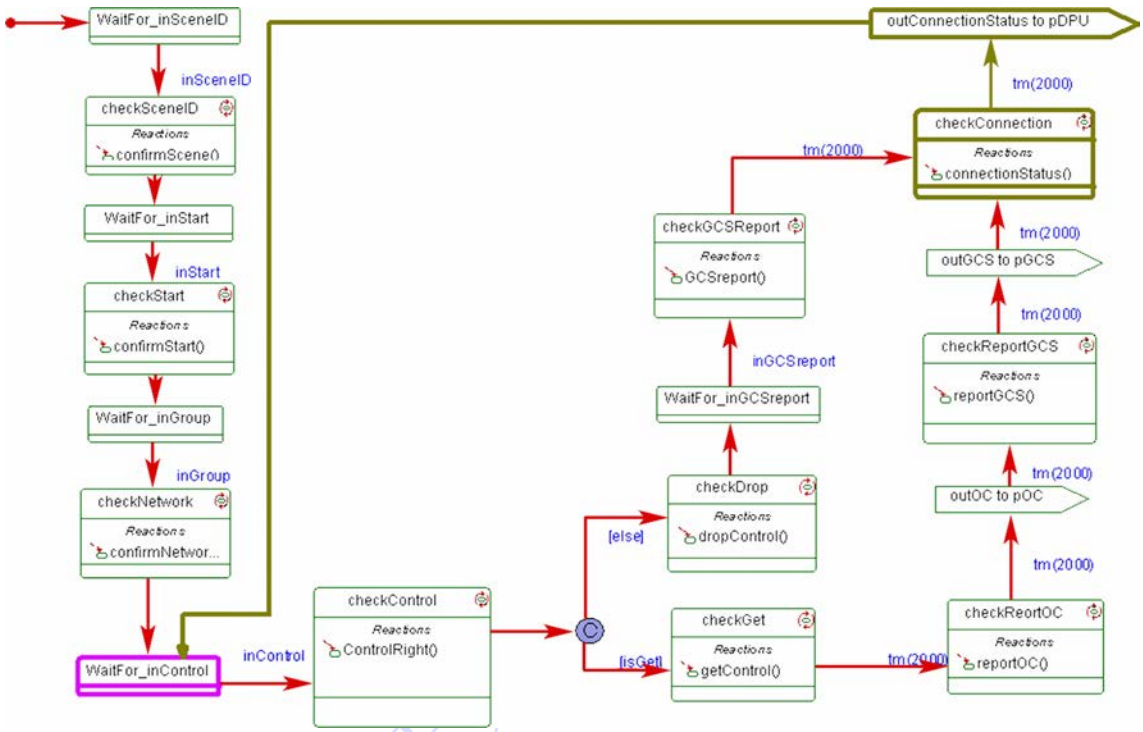


图 5 系统状态图

Fig. 5 System state diagram

2 IMA 系统开发角色

IMA 系统主要由两大构件组成:一是应用,二是 IMA 模块[8]. Arinc 653 规范中给出了一种 IMA 模块结构,主要由以下几个层次组成(如图 6 所示):硬件层、操作系统层(RTOS)、Arinc 653 应用程序接口层(APEX)、应用层[9].

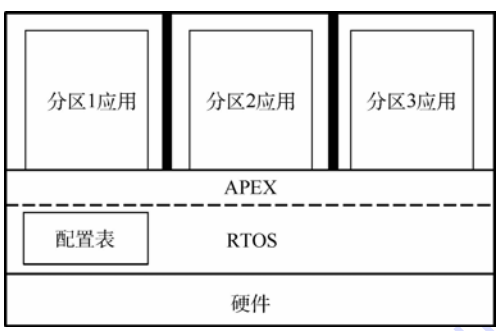


图 6 IMA 模块结构

Fig. 6 IMA module architecture

硬件层提供各种外围设备接口,如 AFDX、Arinc 429、CAN、离散量 I/O、模拟量 I/O 等,包含处理器、硬件时钟、MMU、内存等. 操作系统层管理各个分区和分区的通信,对分区来说,操作系统管理一个分区的进程. 操作系统与硬件接口层相互作用,可以实现通信、调度、内存管理、定时和健康监控. Arinc 653 应用程序接口层为航空电子应用软件提供服务,可以实现应用之间的通信,VxWorks 653中由分区操作系统完成该项功能. 应用软件层由各个分区组成,每个应用可以宿主一个或多个分区,执行应用程序,实现飞机功能. 配置表可供操作系统和硬件接口系统用于配置内存访问、调度和通信等.

配置和构建一个 IMA 系统是一个复杂的过程,根据 IMA 系统架构,通常分为 3 种开发角色,分别是平台开发人员、应用开发人员和系统综合人员,3 种角色互相协同,就系统需求和设计约束等进行协商.

平台开发人员负责 IMA 平台的开发,根据模块核心操作系统、分区操作系统和共享库的设计需求,向其他开发人员提供核心操作系统配置文件、共享库配置文件以及相关的镜像文件. 应用开发人员负责 IMA 分区应用的开发,根据应用的设计需求,为其他开发人员提供应用配置文件及应用的镜像文件. 系统综合人员负责将平台和应用进行综合从而形成一个完整的 IMA 系统,形式上表现为对系统配置表的开发,编译生成 IMA 模块的配置记录和最终的系统镜像文件,加载到 IMA 模块当中.

3 IMA 应用开发

虽然定义了 3 种开发角色,每个角色都有各自的分工,但是对于 IMA 应用开发人员来说,其他两种角色的工作在其开发应用的过程中也是有

北航学报 赠阅

所涉及的. 对于 VxWorks 653 来说,IMA 模块的构建过程分为 8 个部分,分别是模块操作系统的构建、认证环境代理的构建、分区操作系统的构建、共享库的构建、共享数据的构建、用户配置记录的构建、应用的构建和综合的构建,每个构建过程都是独立的[10],这 8 个构建过程并不都是必须的,结合某预研项目的例子,只涉及到了模块操作系统的构建、分区操作系统的构建、应用的构建和综合的构建,而这 4 个构建过程对任何一个 IMA 系统来说都是必须的.

3.1　模块操作系统的构建

平台开发人员已经提供了模块操作系统的配置文件 bsp. xml,应用开发人员在这个过程只需要通过该配置表生成一个镜像文件即可,因此只需要编写一个 Makefile 文件即可[11],主要内容如下:

```
all:
    prjCreate-domtype kernel-p demo/-bsp $(BSP)-name coreOS
xmlgen--ldScript--arch ppc-o demo/coreOS. lds demo/bsp. xml
    make-C demo
```

该 Makefile 用来创建一个核心操作系统项目并最终编译链接生成核心操心系统镜像文件 coreOS. sm.

VxWorks 653 支持 2 种模式下 3 种镜像文件的加载,2 种模式包括调试模式和认证模式,3 种镜像包括网络可加载镜像、RAM 驻留系统镜像以及 ROM 驻留系统镜像,这里通过 shell 编译生成的是调试模式下的网络可加载系统镜像.

3.2　分区操作系统的构建

分区操作系统包含在 VxWorks 653 中的系统共享库里面,非系统共享库指的是开发人员自己定义的一些可以被其他分区共享的代码,分区操作系统可以看成是分区应用与核心操作系统之间的一层中间件,Arinc 653 所规定的 API 服务调用就是通过分区操作系统来实现的. 分区操作系统某种程度也可以理解为 VxWorks 5. 5,因为它对 VxWorks 5. 5 的 API 函数调用也是完全支持的,只不过使用 VxWorks 5. 5 API 函数开发出来的应用,称之为 vThreads 应用,不可以移植到其他平台上;而用 Arinc 653 API 函数开发出来的应用,称之为 APEX 应用,可以移植到任何满足 Arinc 653 标准的平台之上.

在分区操作系统的构建过程中,应用开发人员需要提供 3 个文件,即两个配置表和一个 Makefile 文件,两个配置表分别是共享库描述文档 uavm-pos. xml 和共享库 API 文档 pos-api. xml.

3.2.1　分区操作系统配置表的开发

共享库描述文档定义共享库是否为系统共享库(即分区操作系统),共享库虚拟地址以及共享库需要占用的内存大小[12],主要内容如下:

```
SystemSharedLibrary = "true"
VirtualAddress = "0x10000000"
< MemorySize
MemorySizeBss = "0x10000"
MemorySizeText = "0x40000"
MemorySizeData = "0x10000"
MemorySizeRoData = "0x10000"/ >
```

注意分区操作系统的虚拟地址 VirtualAddress 属性值要和模块配置表 bsp. xml 中的保持一致.

共享库 API 文档定义了该分区操作系统可以提供哪些 API 函数供应用调用,应用开发人员可以自定义这些 API 函数,主要内容如下:

```
< Interface >
< xi: include href = " $(WIND_BASE)/…/vthreads. xml"/ >
< xi:include href = " $(WIND_BASE)/…/apex. xml"/ >
</Interface >
```

导入的 vthreads. xml 和 apex. xml 配置表定义了具体的 API 函数,其中前者包括核心操作系统本身的系统调用函数,后者涵盖了 Arinc 653 中所定义的服务程序.

3.2.2　分区操作系统 Makefile 的开发

分区操作系统的 Makefile 用来编译生成分区操作系统镜像文件 pos. sm 以及其插桩文件 pos-stubs. o,后者作为应用编译的一个输入文件,用来明确告知应用可以调用哪些 API 服务,该 Makefile 主要内容如下:

```
all: pos. sm pos-stubs. o
pos. sm: sslMain. o vThreadsComponent. o Apex-Component. o pos-ept. o pos. lds
    $(LD) $(LDFLAGS)-T pos. lds-o $@ $(filter %. o, $^)
%. o: %. c
    $(CC) $(CFLAGS)-c-o $@ $ <
pos-ept. c: pos-api. xml
    xmlgen--linkage--output-entrypoints $@ $ <
pos-stubs. c: pos-api. xml
    xmlgen--linkage--arch ppc--output-stubs $@ $ <
```

北航学报 赠阅

```
pos.lds: uavm-pos.xml
xmlgen--ldScript--arch ppc-o $@ $ <
```

其中,sslMain.o 文件用来初始化分区操作系统,vThreadsComponent.o 文件提供 vthreads.xml 的 API 函数功能,ApexComponent.o 文件提供 apex.xml的 API 函数功能,pos-ept.o 是分区操作系统进入表,pos.lds 是相应的链接文件.

3.3 应用的构建

应用的构建是应用开发人员的最主要工作,IMA 应用的开发,归根到底是源码的开发和调试.在应用的构建过程中,需要一个应用配置表文件、源代码文件以及一个 Makefile 文件,该配置表文件称为应用描述文档.

3.3.1 应用描述文档的开发

应用描述文档中定义了应用所需要的内存以及相应端口的配置,应用通过这些端口与外界进行通信,其主要内容如下:

```
<MemorySize
MemorySizeBss = "0x10000"
MemorySizeText = "0x10000"
MemorySizeData = "0x10000"
MemorySizeRoData = "0x10000"/>
<Ports>
<QueuingPort
Name = "msg_M1A3_RUV_Q_57"
Direction = "SOURCE"
MessageSize = "100"
QueueLength = "10"
Protocol = "RECEIVE_DISCARD"/>
<SamplingPort
Name = "msg_M1M2_M1A3_S_89"
Direction = "DESTINATION"
MessageSize = "1000"
RefreshRate = "0.025"/>
……
</Ports>
```

Arinc 653 标准中定义了两种类型的端口,队列端口(queuing port)和采样端口(sampling port):队列端口以消息队列的形式缓存多条消息,即下一条传输消息并不立刻覆盖当前消息,以"先进先出"的形式进行传输,当消息被读取后,该消息在队列中被清除;采样端口的特点是当前消息会被下一条传输消息所更新.

配置表中定义了端口的名称、类型、方向和大小,采样端口还定义了其采样率的值.队列源端口的 Protocol 属性定义了两种端口协议,分别为 SENDER_BLOCK 和 RECEIVE_DISCARD,二者是 VxWorks 653 单独定义的,Arinc 653 标准中并没有规定.当从一个源端口向多个目的端口发送消息时,如果使用 SENDER_BLOCK 协议,当有一个目的端口满栈了,则源端口停止向多有端口发送消息,如果使用 RECEIVE_DISCARD 协议,当有一个目的端口满栈了,则源端口停止向该目的端口发送消息,但并不影响向其他端口发送消息.

通信端口在分区初始化阶段生成,两种端口只能进行单方向通信.

3.3.2 源程序的开发

在之前 Rhapsody 建模的过程中,应用开发人员已经理清了程序的设计思路,可以参照活动图,也就是软件流程图设计程序,编写代码,所定义的函数功能块名应与活动图中定义的 Action 保持一致,便于对照查阅.

IMA 应用一般由多个进程组成,进程在分区处于正常模式的时候运行,Arinc 653 定义了每个分区有 4 种工作模式,分别是冷启动模式(COLD_START)、热启动模式(WARM_START)、空闲模式(IDLE)和正常模式(NORMAL),4 种模式的转换关系如图 7 所示.

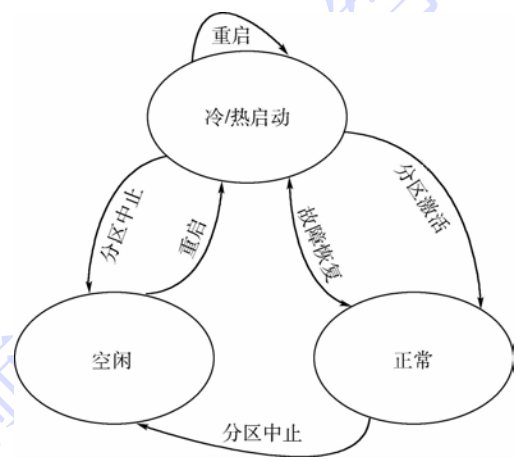


图 7 分区工作模式转换

Fig. 7 Partition working modes transform

冷启动和热启动模式主要用于分区初始化阶段,包括创建通信端口和进程,其中冷启动模式是 IMA 模块从掉电状态上电来创建分区的过程,而热启动则是由于遇到分区异常而重启的状况,热启动过程中,一些数据和代码仍然保留,不像冷启动过程全部需要重新创建[13].当分区启动异常或者分区正常运行时发生错误需要中止分区时,分区则会进入空闲模式,该模式中分区不创建任何通信端口,不运行任何进程,但是操作系统仍然会

北航学报 赠阅

为其保留时间窗. 正常模式是指该分区可以正常运行,被操作系统调度,执行飞机功能.

生成队列端口和采样端口的服务分别是 CREATE _ QUEUING _ PORT 和 CREATE _ SAMPLING_PORT,通过队列端口发送和接受消息的服务分别为 SEND_QUEUING_MESSAGE 和 RECEIVE_QUEUING_MESSAGE,通过采样端口发送和接受消息的服务分别为 WRITE _ SAMPING_ MESSAGE 和 READ _ SAMPING _ MESSAGE,部分源码如下:

```
void portC(void){
CREATE_QUEUING_PORT("msg_M1A3_RUV_Q_57", 100, 10, DESTINATION, FIFO, queuingID[0], &retCode);
CREATE_SAMPLING_PORT("msg_M1A3_DPU_S_81", 100, SOURCE, 50000000ll, FIFO, samplingID[0], &retCode);
… …}
```

源码中的端口参数必须和应用描述文档中的保持一致,当改动一方,另外一方也必须改动.

应用开发人员可以通过调用服务 GET_PARTITION_STATUS 获取分区运行状态,调用服务 SET_PARTITION_MODE 设置分区工作模式,此外,VxWork653 还额外增加了一个服务 SET_SCHEDULE_MODE 用来设置分区新的调度,比如是基于主时间框架的,当前分区时间窗的,还是下一个时钟单元.

IMA 应用的执行,归根到底是进程的运行,分区相当于进程的容器. 进程包括周期性进程和非周期性进程两种类型,周期性进程在分区中以固定的周期运行,而非周期性进程通常伴随着相应事件的触发. 进程也有 4 种工作状态,分别是休眠、等待、准备和运行,其状态转移条件如图 8 所示.

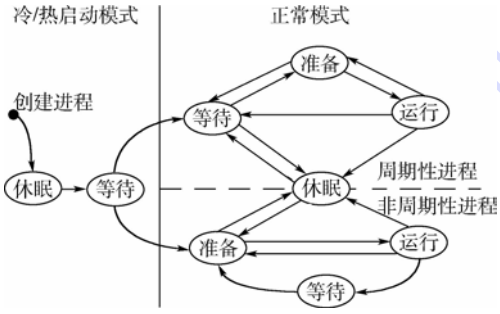


图 8　进程状态转移

Fig. 8　Process states transform

在分区处于冷/热启动模式时,调用 CREATE_PROCESS 服务创建进程,此时进程处于休眠状态,调用 START 服务来启动一个进程,此时进程一直处于等待状态,当分区进入正常模式后,注意此时非周期进程会立刻进入准备状态,如果被分配到 CPU 资源,会立刻运行,而周期性进程仍然是等待状态,只有在下一个分区调度周期时会进入准备状态. 在创建进程之前要先定义好进程的属性,部分源码如下:

```
PROCESS_ATTRIBUTE_TYPE processTable[NUM_PROCESS] =
{
{" Process1 ", confirmScene, 3000, 120, PROCESS _ PERIOD, PROCESS _ DURATION, SOFT},
……}
void createP(void) {
CREATE _ PROCESS (&(processTable[0]), &procId[0], &retCode);
……}
```

processTable 中的进程参数依次为进程的名称、入口函数、堆栈、优先级、进程的周期、进程的持续时间、进程的实时性.

分区中进程的调度主要采取优先级抢占的方式,低优先级的进程可以被高优先级的进程抢占,相同优先级的进程按照"时间先后"的原则分配 CPU 资源,如图 9 所示.

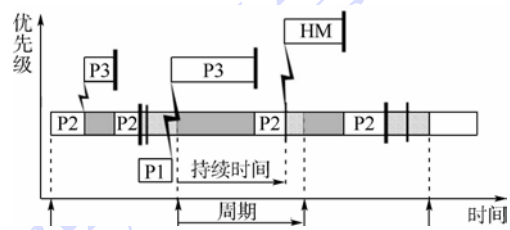


图 9　进程调度

Fig. 9　Process schedule

图中 P2 是周期性进程,P1、P3、HM(健康监控)是非周期性进程,优先级依次升高,周期 2 中,P2 被 P3 抢占,导致 P2 未在截止时间内完成,会触发 HM 进程,在下一个周期中恢复 P2 进程并完成. 当然,开发人员可以调用"抢占禁止"服务来锁住当前进程,使其不被其他高优先级的进程抢占,待其完成之后,再调用解锁服务.

周期性进程在程序最后调用 PERIODIC _ WAIT 或 TIMED_WAIT 服务通知系统进程运行结束,释放 CPU 资源并等待下一次调度,非周期性进程调用 STOP_SELF 服务来结束进程释放 CPU 资源.

对于进程间的通信,操作系统提供了两种通

北航学报 赠阅

信端口,称为“缓存”(buffer)和“黑板”(blackboard),缓存和黑板的功能分别类似于分区间通信的“队列端口”和“采样端口”,所不同的是通过二者之间的消息可以进行双向传输.与分区间通信服务类似,开发人员可以创建缓存和黑板,定义其相关属性,譬如身份标识、消息大小等,可以发送和接受消息,还可以获取当前端口的信息,譬如有多少进程正在等待访问该端口等.

对于进程间的同步,操作系统通过“信号量”(semaphore)和“事件”(event)实现.在VxWorks 653中采用计数信号量,其数值是一个非负整数,当多个进程需要访问同一资源时,开发人员可以调用服务创建信号量,定义信号量身份标识,指定信号量数值大小,进程以什么样的方式获取信号量(“先进先出”或“优先级抢占”).进程需要获取信号量才可以访问资源,此时信号量数值减一,其他进程则处于等待状态,进程完成之后则需要释放信号量,此时信号量数值增一.“事件”则是进程触发的某种条件,事件有两种状态,一种是“上(up)”,一种是“下(down)”.当事件处于up的状态时,所有等待该事件的进程会进入准备状态,开发人员在创建事件时初始状态为down.

VxWorks 653的默认主函数名为usrAppInit(),无人机控制管理应用主函数源码如下:

```
void usrAppInit(void)
{
RETURN_CODE_TYPE retCode;
portC();
createP();
START(procId[0], &retCode);
SET_PARTITION_MODE(NORMAL, &retCode);
}
```

portC()用来创建分区间通信端口,createP()创建应用的进程,START函数启动第一个进程,SET_PARTITION_MODE函数设置分区进入正常模式,进程开始运行.

3.3.3 应用Makefile文件的开发

应用的Makefile文件主要内容如下:

```
all: uavm.sm
uavm.sm: vxMain.o uavm.o pos-stubs.o uavm.lds
$(LD) $(LDFLAGS)-T uavm.lds-o $@ $(filter %.o, $^)
%.o: %.c
$(CC) $(CFLAGS)-c-o $@ $<
uavm.lds: uavm-app.xml
xmlgen--ldScript--arch $(TOOLARCH) -address \
$(PARTADDR)-o $@ $<
```

应用的镜像uavm.sm依赖于vxMain.o、uavm.o、uavm.lds、pos-stubs.o文件,其中vxMain.o用于应用初始化,pos-stubs.o文件是应用于分区操作系统的接口,分区地址变量PARTADDR要与bsp.xml保持一致.

3.4 综合的构建

综合的构建主要是生成IMA模块系统配置记录文件configRecord.reloc,组合核心操作系统、分区操作系统、应用的系统镜像文件,将它们加载到IMA平台中运行.该过程的主要工作是模块配置表的开发、分区描述配置表的开发以及需要一个Makefile文件,应用开发人员开发的模块配置表与最终的系统开发人员开发的配置表内容是不一样的,应用开发人员做综合的目的是为了验证自己应用的功能是否正确,而系统开发人员需要验证所有分区上应用的功能.

3.4.1 模块配置表的开发

模块配置表中导入了之前核心操作系统配置表、分区操作系统描述文档、应用描述文档的信息,定义了分区的调度周期和持续时间、分区间通信通道、健康监控、需要加载的镜像文件等信息,部分内容如下:

```
<Schedule Id = “0” >
<PartitionWindow PartitionNameRef = “uavmTest”
Duration = “0.10” ReleasePoint = “1”/ >
<PartitionWindow PartitionNameRef = “uavm”
Duration = “0.10” ReleasePoint = “1”/ >
</Schedule >
<Connections >
<Channel Id = “1” >
<Source PartitionNameRef = “uavmTest” PortNameRef = “send_test_q_1”/ >
<Destination PartitionNameRef = “uavm” PortNameRef = “msg_OC_M1A3_Q_107”/ >
</Channel >
<Channel Id = “2” >
<Source PartitionNameRef = “uavmTest” PortNameRef = “send_test_q_2”/ >
<Destination PartitionNameRef = “uavm” PortNameRef = “msg_OC_M1A3_Q_108”/ >
</Channel >
……
</Connections >
……
```

北航学报 赠阅

```
< Payloads >
< CoreOSPayload/ >
< SharedLibraryPayload NameRef = "pos"/ >
< ConfigRecordPayload NameRef = "configRecord"/ >
< PartitionPayload NameRef = "uavm"/ >
< PartitionPayload NameRef = "uavmTest"/ >
</Payloads >
```

Schedule 元素中各个分区的 duration 之和就是主时间框架[14],Connections 元素为各个分区之间架起通信的"桥梁",Payload 元素中列出了需要加载的镜像.

3.4.2　分区描述文档的开发

每个分区都有各自的配置表,称为分区描述文档,以分区 uavm 为例,其主要内容如下:

```
< Application NameRef = "uavm"/ >
< SharedLibraryRegion NameRef = "pos"/ >
< Settings
RequiredMemorySize = "0x100000"
……/ >
```

Application 元素指定了该分区所宿主的应用,SharedLibraryRegion 元素指定了该分区调用的共享库为分区操作系统,RequiredMemorySize 元素定义了分区所需要的内存大小.

3.4.3　综合 Makefile 文件的开发

综合过程中的 Makefile 文件用来将之前生成的模块的各个镜像组合在一起,本身也编译生成一个配置记录文件,主要内容如下:

```
all: net checkSize
include $ ( WIND _ BASE )/target/config/make/
Makefile. rules
coreOS. sm: $ ( MOS_DIR )/ $ ( CPU ) gnu. debug/
coreOS. sm; cp $ < $ @
pos. sm: $ ( POS_DIR )/pos. sm; cp $ < $ @
uavm. sm: $ ( APP_DIR )/uavm. sm; cp $ < $ @
uavmTest. sm: $ ( APP _ DIR )/uavmTest. sm; cp
$ < $ @
net: $ ( SYM_FILES)
checkSize: $ ( SM_FILES)
    xmlgen--bbCheck $ ( addprefix-j, $ ( basename
$ ^)) \
    configRecord. xml
```

其中 Makefile. rules 文件编译生成镜像加载列表文件 boot. txt、配置记录表 configRecord. xml 以及配置记录镜像 configRecord. reloc 文件,net 表示编译生成的是一个网络可加载镜像,如果换成 ram 和 rom 则分别表示生成的是 RAM 驻留系统镜像和 ROM 驻留的系统镜像,checkSize 检查系统的镜像的大小是否超出预限值.

4　IMA 应用测试

IMA 应用的测试主要是功能和接口的测试,需要提供一个仿真的硬件平台来运行应用,同时需要一些测试桩为被测应用提供相关仿真数据,譬如来自其他应用的数据,来自外部设备的数据.这就需要建立另一分区,编写测试应用,仿真所需要的外部激励和响应[15].

4.1　测试应用的开发

建立另一分区,开发测试应用 uavmTest,仿真外围设备 OC、GCS、RUV、DPU 发送和接收数据,通过观察数据内容正确与否,判断 UAVM 与外界通信是否正常,如图 10 所示.

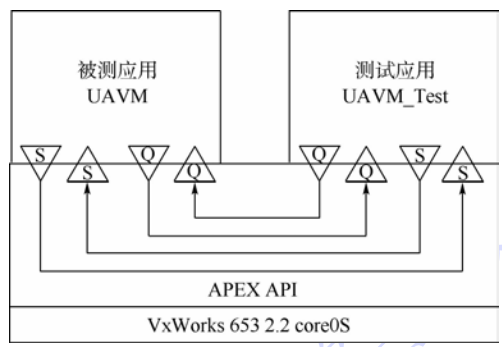


图 10　应用测试框图

Fig. 10　Application testing framework

测试应用与被测应用共享模块操系统和分区操作系统,其应用描述文档中的端口与被测应用的端口一一对应.针对用例图中的第 1 个用例,对于无人机控制权交接管理模块,在测试应用中实现以下功能:依次仿真发送来自 OC 的演示场景编号、演示开始控制、组网指令、控制权交接指令,仿真接收 UAVM 发送给 OC 和 GCS 的控制权移交状态报告,仿真接收 UAVM 发送给 DPU 的与无人机连接状态,仿真发送来自 GCS 的控制权移交状态报告.

4.2　应用的加载

应用的镜像需要连同核心操作系统镜像、分区操作系统镜像以及配置记录一起加载到 IMA 平台当中,也可以使用 Workbench 自带的 VxSim 仿真器,后者需要修改相对应的虚拟地址.将镜像加载到目标机中,部分运行结果如图 11 所示.

IMA 应用开发使用交叉式开发环境,在应用开发阶段,为了便于调试,通常使用打印输出的方式来直观的显示程序的运行结果,在最终的程序代码中需要将其注释.图 11 中,"Process1 ~

图 11 程序运行结果

Fig. 11 Application running result

Process8”语句代表应用创建进程成功,“Waiting for”语句代表应用等待外界相应事件,“Testing ……”语句代表测试分区的应用在此刻发送相应仿真信息.

5 结 论

通过 Harmony 系统建模方法对 IMA 应用进行软件开发,得出以下结论:

1) 基于模型的软件设计方法具有更高的可视化程度,可以在更高层次进行设计与验证,使用该方法开发 IMA 应用可以减少出错概率.

2) IMA 应用的开发过程中,模块操作系统的构建、分区操作系统的构建以及综合的构建过程中所开发的文件在任何一个 IMA 应用开发过程中内容都是类似的,具有一定的共性,只有在应用的构建过程中所开发的文件是特别的,不同的应用有着不同的源码,实现不同的功能,有着不同的内存配置和端口配置.

参考文献 (References)

[1] 周庆,刘斌,余正伟,等. 综合模块化航电软件仿真测试环境研究[J]. 航空学报,2012,33(4):723-733.
Zhou Q, Liu B, Yu Z W, et al. A framework of simulation testing environment for integrated modular avionics software[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 722-733 (in Chinese).

[2] 张炯,吕紫旭,胡彦彦,等. 虚拟化技术在综合化航电系统中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):128-130.
Zhang J, Lü Z X, Hu Y Y, et al. Perspective view of virtualization technologies for avionics system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(2): 128-129 (in Chinese).

[3] 郑军,刘畅,任占勇. 综合模块化航空电子软件测试环境[J]. 计算机工程与设计,2011,32(8):2737-2738.
Zheng J, Liu C, Ren Z Y. Integrated modular avionics software testing environment[J]. Computer Egineering and Design, 2011, 32(8): 2737-2738 (in Chinese).

[4] 蒲小勃. 现代航空电子系统与综合[M]. 北京:航空工业出版社,2013:354-356.
Pu X B. Modern avionics system and integration[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 354-356 (in Chinese).

[5] Hoffman H P. Rational Harmony for systems engineering deskbook, Release 3.1[M]. Somers, NY: IBM Software Group, 2010: 45-50.

[6] 王安生. 软件工程化[M]. 北京:清华大学出版社,2014:136-138.
Wang A S. Software engineering[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014: 136-138 (in Chinese).

[7] 张彦,庄锡明. 基于模型的开发方法在通信管理模块软件中的应用[J]. 航空电子技术,2013,44(2):31-32.
Zhang Y, Zhuang X M. Application of model-based development in communication management module[J]. Avionics Technology, 2013, 44(2): 31-32 (in Chinese).

[8] RTCA DO-297. Integrated modular avionics (IMA) development guidance and certification considerations[S]. Washington, D. C.: RTCA, Inc., 2005: 25-28.

[9] ARINC Specification 653P1-3. Avionics application software standard interface part1-required services[S]. Maryland: Aeronautical Radio, Inc., 2010: 35-37.

[10] Wind River System, Inc. Vxworks653 configuration and build guide[EB/OL]. Alameda, CA: Wind River Systems, Inc, 2007 (2011-03-10)[2014-11-28]. http://www.windriver.com.

[11] Free Software Foundation. GNU make[EB/OL]. Boston, MA: Free Software Foundation, 2002 (2014-07-01)[2014-11-28]. http://savannah.gnu.org/projects/make.

[12] 张欣毅. XML 简明教程[M]. 北京:清华大学出版社,2009:86-88.
Zhang X Y. A concise course in XML[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 86-88 (in Chinese).

[13] Wind River System, Inc. Vxworks 653 programmer's guide [EB/OL]. Alameda, CA: Wind River Systems, Inc, 2007 (2011-03-10)[2014-11-28]. http://www.windriver.com.

[14] 乔乃强,徐涛,谷青范. ARINC653 分区调度算法的研究与改进[J]. 计算机工程,2011,37(20):249-251.
Qiao N Q, Xu T, Gu Q F. ARINC653 partition schedule research and improvement[J]. Computer Egineering, 2011, 37(20): 249-251 (in Chinese).

[15] Aliki Ott. System testing in the avioincs domain[D]. Bremen: Bremen University, 2007.

北航学报 赠阅

IMA application development based on Harmony system engineering

XU Wen, XIONG Zhiyong, ZHANG Guoquan*

(National Key Laboratory of Science and Technology on Avionics Integration Technologies, Shanghai 200233, China)

Abstract: Integration modular avionics (IMA) system application development with Harmony system engineering (SE) modeling method was introduced, Rhapsody was used as the system design tool with Harmony profile to create a software model based on the IMA application requirements, and the system use case diagrams, activity diagrams, sequence diagrams, internal block diagrams and state diagrams were analyzed. With the model, the IMA application development process based on VxWorks 653 operation system(OS)was specified, including module OS build, partition OS build, application build and integration build, and test the IMA application. In module OS build process, it was focused on the development of core OS Makefile. In partition OS build process, it was focused on the development of partition OS configuration table and its Makefile. In application build process, it was focused on the development of application source code, application configuration table and its Makefile. In integration build process, it was focused on the development of module configuration table and its Makefile. The application was tested by loading it into the IMA module, the application's running state was consistent with the Harmony software model.

Key words: system modeling; Rhapsody; Harmony method; integration modular avionics (IMA) system application; VxWorks 653

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0707

攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇滚运动

徐思文，邓学蓥*，王延奎

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191）

摘 要：针对目前前体非对称涡诱导机翼摇滚研究时攻角往往处于静态而没有考虑攻角动态拉起的问题，在北航 D4 风洞中采用细长旋成体与 30°后掠翼的组合体模型，通过不同拉起速度下的机翼摇滚运动实验，分析了攻角拉起速度对前体非对称涡诱导机翼摇滚运动的影响及影响产生的原因；随后通过在快速拉起摇滚运动过程中进行模型表面压力测量，研究了快速拉起机翼摇滚的流动机理. 实验结果表明，由于机翼摇滚运动的时间随攻角拉起速度增加而减少，使得在 3 个不同的拉起速度分区内，摇滚运动呈现为不同的运动形态，其中第 3 个快速拉起分区内的摇滚运动为与攻角静态时完全不同的类正弦摇滚运动形态. 与攻角静态时机翼摇滚的流动机理不同，快速拉起时这种类正弦摇滚运动主要源于前体非对称涡随攻角的演化，前体非对称涡随滚转角的涡型切换不再重要.

关 键 词：攻角拉起；前体非对称涡；机翼摇滚；类正弦运动；流动机理
中图分类号：V211.7
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2078-07

采用细长体机身的飞行器在大攻角下会产生前体非对称涡，进而诱导出非指令的摇滚运动[1]. 现代战机包括 F-18 HARV[2] 和 X-31[3] 均会产生前体非对称涡诱导的摇滚运动，尤其是 X-31[3] 随攻角会呈现包括滚转偏离、极限环振荡和发散等多种运动形态. Brandon 和 Nguyen[4] 采用细长体和小后掠翼（$\Lambda=26°$）的组合体模型首次对前体非对称涡诱导机翼摇滚进行了实验研究. 随后采用类似的模型，Ericsson[5-6]、马宝峰[7] 和邓学蓥等[8] 都对这类摇滚运动进行了研究. 研究发现，快速建立的极限环振荡是前体非对称涡诱导摇滚的典型运动形态，前体非对称涡左右涡位随滚转角的切换被认为是维持极限环机翼摇滚运动所必不可少的条件[4-6,9]. 另外，人工扰动的研究明显促进了对于前体非对称涡诱导摇滚问题的研究：源于模型头尖部几何加工公差（自然扰动）的不确定性将使得细长体非对称涡形态也具有不确定性[10-11]，而在细长体头尖部添加的人工扰动[11-15] 的周向位置与前体非对称涡涡型间具有确定的相关关系[16-17]，从而可以解决前体非对称涡的不确定性问题. 在此基础上，马宝峰[7] 和邓学蓥等[8] 发现在细长体头尖部添加微颗粒人工扰动将使得自然扰动下原本没有确定性的自由摇滚运动变得具有确定性，并开展了人工扰动周向位置与前体非对称涡诱导摇滚运动相关关系的研究.

以上关于前体非对称涡诱导摇滚问题的研究都是在静态大攻角下展开的[1-9]，然而现代战机通常是在攻角拉起机动中经历大攻角的. 比如 Su-27 的“眼镜蛇”机动[18] 就要求在 2 s 左右的时间内将战机从小攻角拉起到 90° 攻角；X-31 “Herbst”机动[19] 的第一步也是要求将战机拉起到过失速的大攻角. 因此，本文着重研究攻角拉起

收稿日期：2014-11-17；**录用日期**：2015-02-05；**网络出版时间**：2015-04-02 09:09
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.0909.002.html
基金项目：国家自然科学基金(11172030)；国家自然科学青年科学基金(11102012)
作者简介：徐思文(1987—)，男，安徽六安人，博士研究生，mist1987@163.com
* **通讯作者**：邓学蓥(1941—)，男，北京人，教授，dengxueying@vip.sina.com，研究方向为大攻角空气动力学.

引用格式：徐思文，邓学蓥，王延奎. 攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇滚运动[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2078-2084. Xu S W，Deng X Y，Wang Y K. Wing rock motion induced by forebody asymmetric vortices in pitch-up[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2078-2084 (in Chinese).

北航学报 赠阅

时前体非对称涡诱导非指令摇滚运动及其机理.

1　实验模型及设备

实验在北京航空航天大学流体所 D4 低速风洞展开,风洞来流湍流度为 0.08%.开口实验段尺寸为:2.5 m × 1.5 m × 1.5 m.文中实验的来流风速固定在 $U_\infty = 25$ m/s,相对模型圆柱段直径(D = 90 mm)的雷诺数 $Re = U_\infty D/\nu \approx 1.6 \times 10^5$,$\nu$ 为来流运动黏性系数.模型通过尾支撑固定在图 1(a)所示的动态拉起机构上,该机构能够驱动模型以恒定的角速度进行拉起运动,拉起攻角范围为 $\alpha = 0° \sim 90°$,拉起速度范围为 $\omega = 0.5 \sim 75(°)/s$,对应的拉起减缩频率范围为 $\psi = \omega \cdot L/(360 \cdot U_\infty) = 4.0 \times 10^{-5} \sim 6.0 \times 10^{-3}$,其中 $L = 720$ mm 为模型长度.攻角运动由松下伺服电机驱动,连接模型支杆的摇臂和电机轴之间通过传动比分别为 1∶5 和 1∶2 的两级齿轮进行传动;攻角由与电机同轴的绝对式编码器(Koyo-TRD-NA10NW,精度 10 bit)进行测量,其测量的攻角精度为 0.035°.在攻角动态拉起时,通过引入比例-积分-微分(PID)的控制方法,使得机构对模型攻角的控制误差不超过 0.5°.

实验模型如图 1(b)所示.模型机身为一个尖拱旋成体,30°后掠的梯形翼作为产生滚转力矩的前体非对称涡作用面安装在距模型尖端 $x/D = -4 \sim -5.5$ 的位置,机翼厚度 4 mm.在 $x/D = -2.5$ 的位置有 24 个等间距测压孔;模型迎风驻点位置定义为测压孔的 0°/360° 方位角 θ,如图 1(b)中 A-A 视图所示;截面侧向力系数 C_y 由式(1)计算,其中 C_p 为测压孔的压力系数.在 $x/D = -4.85$ 截面,两侧机翼各均布 6 个测压孔,截面滚转力矩系数 C_l 由式(2)计算.拉起运动的转心位于 $x/D = -5.5$ 截面.模型头尖部可以通过安装在前体的电机进行驱动.整个实验模型由铝制成,绕 x 轴的转动惯量约为 0.007 kg·m^2.

$$C_y = \frac{1}{2}\int_0^{2\pi} C_p \sin\theta \mathrm{d}\theta \tag{1}$$

$$C_l = \frac{\int_{D/2}^{l_{\mathrm{local}}} C_p y \mathrm{d}y}{0.02 \cdot l_{\mathrm{local}}} \tag{2}$$

式中:l_{local} 为测压孔所在截面半展长.

直径为 0.2 mm 的球形颗粒[20]作为人工扰动被黏贴于模型头尖部,如图 1(c)所示.人工颗粒扰动的轴向黏贴位置和周向位置 γ 的定义也如图 1(c)所示.在本文中人工扰动固定于 $\gamma = 45°$,此时前体非对称涡呈现为左侧涡位更低(沿 x 方向)的左涡型[15,20].

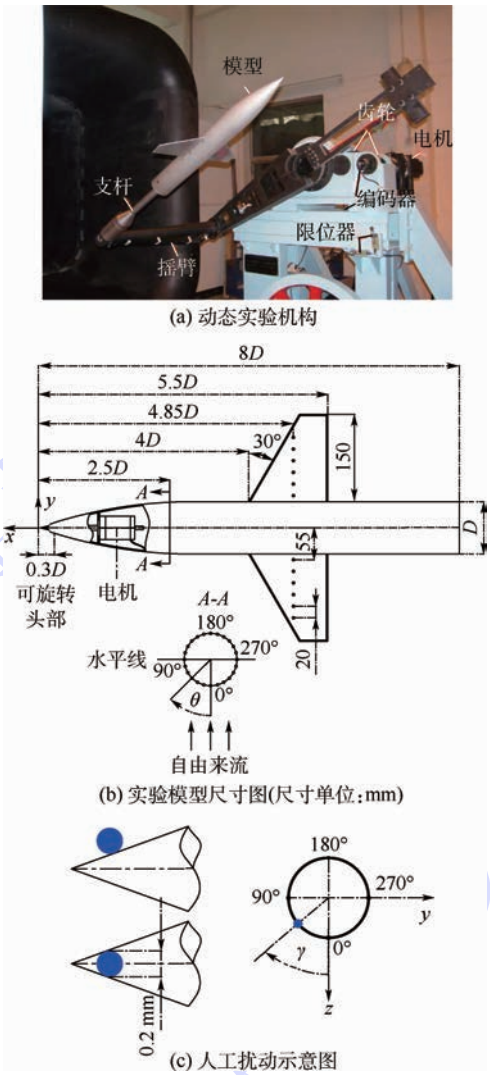


图 1　实验装置、模型及人工扰动

Fig. 1　Experimental set up, model and artificial perturbation

自由摇滚运动时,模型与自由摇滚支杆[7]连接,安装在自由摇滚支杆尾端的编码器(12 bit)测得的滚转角精度为 0.088°.在自由摇滚实验之前模型通过支杆内的电磁闸固定在滚转角 $\phi = 0°$ 处.在压力测量时,自由摇滚支杆将被替换为强迫摇滚支杆[9].通过安装在强迫摇滚支杆内的伺服电机,驱动模型复现自由摇滚时间历程,从而能够排除测压管道对摇滚运动的影响,实现拉起摇滚过程中的瞬时同步压力测量.强迫摇滚时模型滚转角由安装于支杆尾部的编码器测量,滚转角的测量精度为 0.018°;强迫摇滚系统的滚转角复现误差不超过 1.5°,该数值小于自由摇滚重复性实验时的滚转角误差.压力测量采用量程为 ±1 psi(6.895 kPa)、精度为 0.1% FS 的 64 通道压力扫描阀,其最大采集频率为 330 Hz,文中动态测压时的最大采集频率为 18 Hz,静态测压时的采集频率

北航学报 赠阅

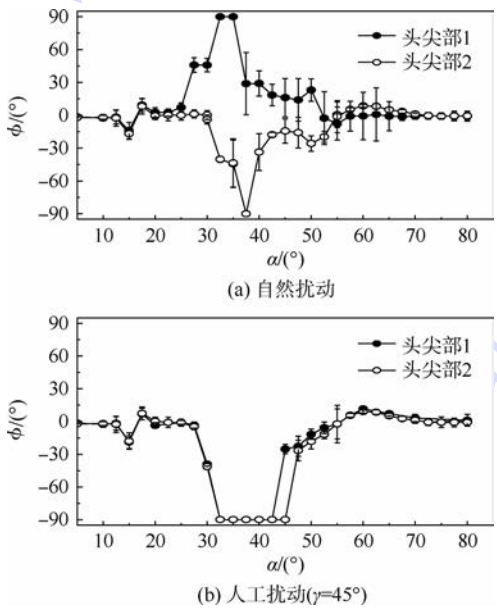
为 200 Hz. 模型表面测压孔与扫描阀之间通过外径 1.0 mm 的钢管和软管连接,管路的长度不超过 80 cm;根据曹博超[21]的研究,100 cm 长度的管路对 10 Hz 以下压力信号的滤波和迟滞作用很弱,而文中所关注的非对称涡所诱导的侧向力及滚转力矩等压力信号的频率小于 10 Hz,因此本文认为所测量的压力结果真实可信. 文中展示的动态压力和静态压力数据均为多次采样后的平均结果,采样次数分别为 7 次和 600 次.

2 实验结果与讨论

2.1 攻角拉起时摇滚运动形态

2.1.1 攻角静态时摇滚运动随攻角的变化曲线

在之前关于前体非对称涡诱导摇滚运动随攻角演化规律[4]的研究中并没有提及不确定性问题,但实验结果证实这一问题是实际存在的. 图 2(a)给出了相同完全外形的两个不同头尖部下,摇滚运动随攻角的演化规律. 图中的数据点表示摇滚运动稳定后第 5 s 至第 20 s 摇滚运动的平衡位置,竖线表示第 5 s 至第 20 s 摇滚运动的均方差,位于 $\phi = \pm 90°$ 的数据点表示自 0°滚转角释放的模型将越过 90°或 -90°滚转角呈现为发散的运动形态. 从图 2(a)中可以看出在非对称涡产生的 27.5°~70°的攻角范围[22]内,两条曲线具有明显的不同. 然而,如果在头尖部黏贴人工扰动,并将人工扰动固定于某一位置($\gamma = 45°$),自由摇滚随攻角的变化规律就是确定的,如图 2(b)所示.



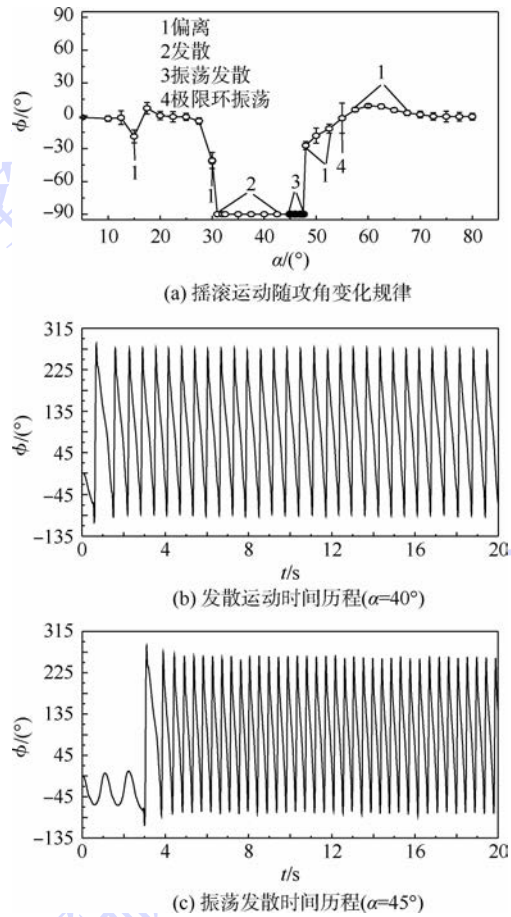
(a) 自然扰动

(b) 人工扰动(γ=45°)

图 2 外形相同的两个头尖部下,摇滚运动平衡位置及均方差随攻角的变化规律($\omega = 0(°)/s$)

Fig. 2 Mean roll angle and standard deviation of free-to-roll motion with angle of attack for two nose tips with the same shape($\omega = 0(°)/s$)

由于前体非对称涡随攻角的变化[22-25],在 27.5°~70°攻角范围内的摇滚运动形态随攻角增加而变化,如图 3(a)所示;其中在 31°~47.5°为较为剧烈的发散和振荡发散运动,运动时间历程分别如图 3(b)、图 3(c)所示,在其余攻角下则呈现为小振幅的滚转偏离和极限环振荡. 在前体非对称涡对称的 15°攻角附近,存在着机翼本身流动引起的滚转偏离运动.



(a) 摇滚运动随攻角变化规律

(b) 发散运动时间历程(α=40°)

(c) 振荡发散时间历程(α=45°)

图 3 攻角静态时,摇滚运动随攻角的变化规律及发散、振荡发散时间历程曲线

Fig. 3 Free-to-roll motion changing with angle of attack and time histories for divergence as well as oscillating divergence when angle of attack is static

2.1.2 不同拉起速度下摇滚运动随攻角变化曲线

为研究攻角拉起速度对摇滚运动的影响,本节在 0°~85°的攻角范围内研究了系列拉起速度下的摇滚运动形态. 图 4 给出了 3 期实验所得摇滚运动振幅 $|\phi|_{Amp}$ 随拉起速度的变化曲线,其中振幅是单次拉起摇滚运动实验中滚转角绝对值的最大值,图 5 给出了不同拉起速度下摇滚运动随攻角的变化曲线. 从图中可以看出,在 3 个不同拉起速度分区内呈现出 3 种不同拉起摇滚运动形态:①当攻角拉起速度位于 0.5~5(°)/s 范围内时,摇滚运动随攻角会呈现出偏离、发散和极限环

振荡等形态,如图 5(a)所示;②当攻角拉起速度位于 10 ~ 25(°)/s 时,摇滚运动随攻角呈现为发散的运动形态,如图 5(b)所示;③当攻角速度位于 32.5 ~ 75(°)/s 时,摇滚运动呈现为一个周期左右的类正弦振荡形式,摇滚振幅在 30°左右,运动形态相比前两个拉起速度分区下的运动形态较为缓和,15°攻角附近的滚转偏离也不再产生,如图 5(c)所示. 另外,从图 4 的结果也可以看出,当拉起速度位于 3 个拉起速度分区之间时,摇滚运动形态不具有重复性.

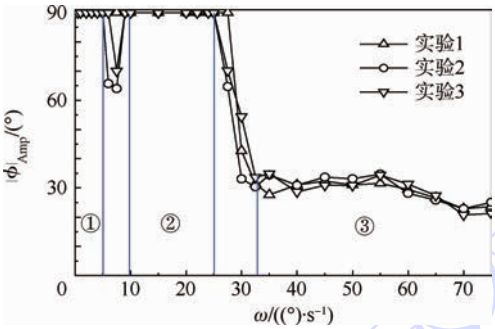


图 4　摇滚运动振幅随攻角拉起速度的变化曲线

Fig. 4　Curves of amplitude of free-to-roll motion changing with pitch rate

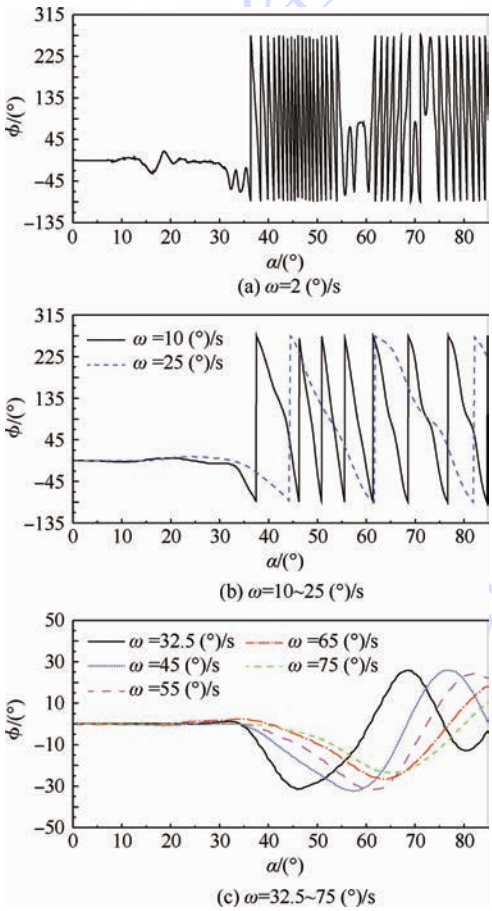


图 5　不同拉起速度下摇滚运动随攻角的变化曲线

Fig. 5　Curves of free-to-roll motion changing with angle of attack for different pitch rates

2.1.3　拉起减缩频率对拉起摇滚运动的影响

对于拉起速度对摇滚运动影响的研究是否具有普遍性的意义,图 6 给出了两个不同无量纲拉起减缩频率 ψ 下的拉起摇滚运动曲线. 从图 6 中可以看出,尽管来流风速 U_∞ 和拉起速度 ω 都发生了变化,但只要拉起减缩频率维持不变,摇滚运动形态就大致相同;而当拉起减缩频率改变后,摇滚运动形态即发生明显的变化. 在相同拉起减缩频率下,图 6 中不同拉起速度(来流风速)下的摇滚曲线在幅值和相位上仍然有一定差异,比如图 6(b)中,拉起速度(来流风速)越大,幅值就越大,除了摇滚运动自身的重复性影响以外,另一个重要的原因为支杆摩擦力:来流风速越大,驱动摇滚的滚转力矩的数值就越大,那么摩擦力的影响就相对越小,从而摇滚的振幅就相对较大、可以想象,当风速降为 0.5 m/s 甚至更小时,较小的滚转力矩将不能克服支杆的摩擦力作用,模型就不会再产生拉起摇滚运动.

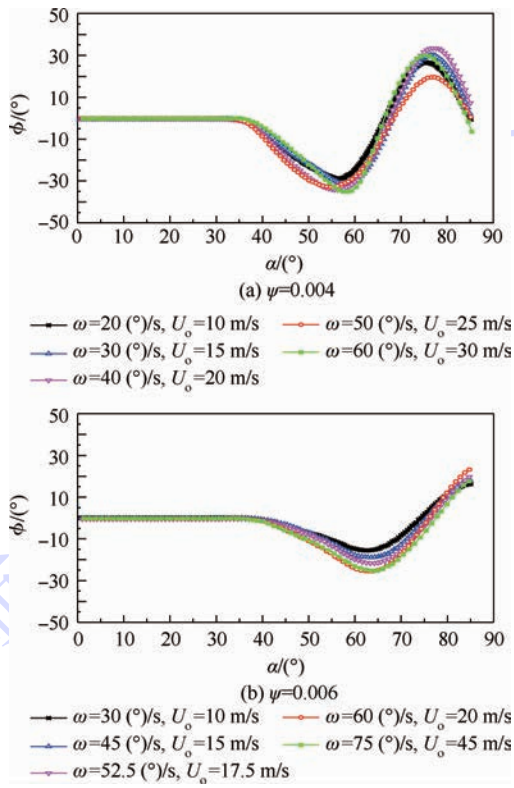


图 6　不同拉起减缩频率下的摇滚运动

Fig. 6　Free-to-roll motions for different reduced frequencies

除了无量纲拉起减缩频率以外,来流 Re 数由于决定了前体非对称涡的分离类型和强度[26]也必然对拉起摇滚运动形态有重要的影响,但由于本文 Re 数小于 2.0×10^5,前体流动始终处于亚临界 Re 区(前体两侧边界层分离形态为层流),因此 Re 数效应还没有显现出来.

北航学报 赠阅

2.2 攻角拉起时摇滚运动的机理分析

2.2.1 摇滚运动随拉起速度分区效应的机理分析

从第 2.1.2 节的实验结果可以看出，当攻角拉起速度增加到较快的第③分区(32.5 ~ 75(°)/s)时，摇滚运动的形态由发散变为振幅约 30°左右的类正弦振荡，运动形态突然变得“缓和”，这一显著变化可从图 7 得出原因.

图 7 给出了攻角静态和两个典型拉起速度下摇滚运动随攻角的变化曲线，从图中可以看出发散运动发生的攻角范围为 31° ~ 47.5°，拉起速度位于第②分区 10 ~ 25(°)/s 时的发散运动均发生在该攻角范围内. 对于摇滚来说，其滚转角时间历程可表达为

$$\phi(t)=\iint_0^t \ddot{\phi}(t)\,\mathrm{d}t\mathrm{d}t \tag{3}$$

即摇滚的振幅由滚转力矩及摇滚时间决定，快速拉起时不再发散也由这两个因素引起. 图 8(a)给出了不同拉起速度下机翼背风面滚转力矩系数随攻角的变化曲线，随着拉起速度增加，攻角 31° ~ 47.5°范围内的力矩系数有所减小，但没有本质的差异. 图 8(b)则给出了攻角静态和攻角拉起时的发散时间历程曲线，从图中可以看出攻角静态和动态时发散运动时间历程曲线相近，根据实验测得的所有发散运动时间历程曲线的统计，模型从 0°滚转角发散到 −90°滚转角平均需要0.585 s；因此，当拉起速度大于 28.2(°)/s(计算公式为(47.5° −31°)/0.585 s)时，模型即“冲过”发散的 31° ~ 47.5°攻角区域直接进入滚转偏离的攻角区域，使得拉起摇滚呈现为 0°滚转角附近的类正弦运动形态，如图 7 所示. 这一分析所得的拉起速度 28.2(°)/s 正位于第②、第③拉起速度分区之间，也证实了这一分析的合理性. 因此，随着拉起速度增加，摇滚时间的减少，是快速拉起时摇滚冲过发散区不再发散的主要原因. 在拉起速度较快时，攻角 15°附近滚转偏离的消失也是同样的原因.

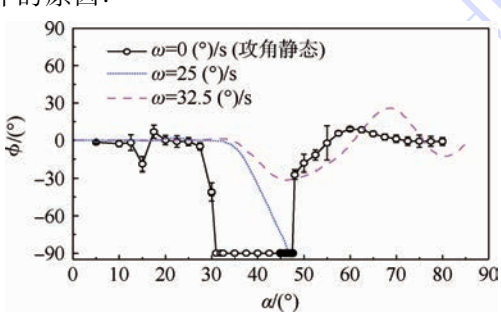


图 7 不同拉起速度时摇滚运动随攻角变化曲线对比

Fig. 7 Comparison of curves of free-to-roll motions changing with angle of attack for different pitch rates

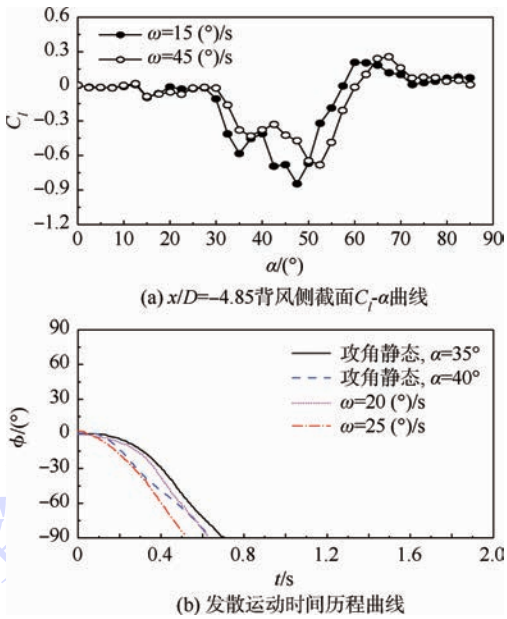


图 8 拉起速度对机翼背风侧截面滚转力矩系数和摇滚时间历程曲线的影响

Fig. 8 Effects of pitch rate on leeward sectional rolling moment coefficient and on time history of free-to-roll motion

2.2.2 快速拉起类正弦振荡的机理分析

以往对于攻角静态时摇滚运动的机理分析，往往通过流动及滚转力矩等随滚转角的变化特性来展开. 但对于攻角快速拉起时的摇滚，由于涉及到滚转和攻角拉起两个自由度的运动，其分析也将有所不同. 图9给出了快速拉起机翼摇滚过程

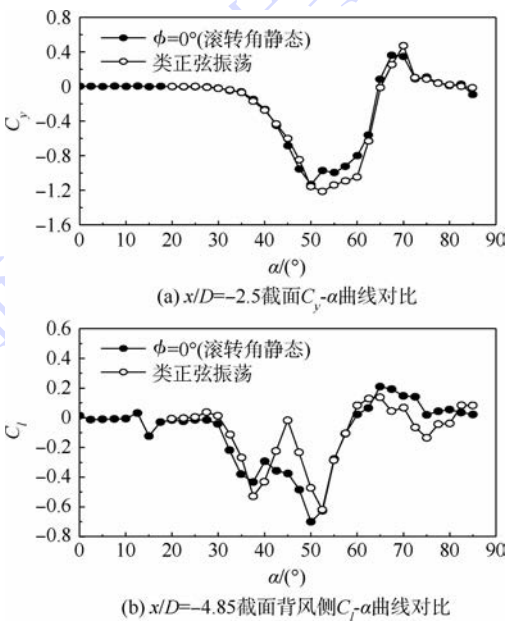


图 9 攻角拉起类正弦振荡与单独攻角拉起($\phi=0°$)两种情形下 C_y-α 及 C_l-α 曲线对比($\omega=40$(°)/s)

Fig. 9 Comparison of C_y-α and C_l-α curves with $\phi=0°$ in pitch-up and during sinusoidal-like oscillation in pitch-up ($\omega=40$(°)/s)

北航学报 赠阅

中 C_y-α 及 C_l-α 曲线与固定 0°滚转角单独快速拉起（拉起速度与前者相同）过程中 C_y-α 及 C_l-α 曲线对比. 图 9(a)表明两种情形下侧向力随攻角的变化曲线基本相同，即主控摇滚的前体非对称涡在摇滚过程中没有发生明显的变化；图 9(b)所示两种情形下滚转力矩系数随攻角的变化曲线则表明：对于背风侧的滚转力矩，滚转运动对其也没有本质上的影响. 因此，在快速拉起时，前体非对称涡及其诱导滚转力矩随滚转角的变化对于摇滚的分析相对次要，二者随攻角的变化更为重要.

另外，从图 9 中也可以看出，在攻角超过 70°以后，由于前体流动逐渐进入类卡门涡区[22-25]，滚转力矩接近于 0，因此快速拉起时 70°攻角以后的类正弦振荡应该是摇滚的一个收敛过程.

3　结　论

1）摇滚运动随攻角的变化规律随攻角拉起速度呈现出明显的分区特性：在拉起速度位于 0.5 ~ 5(°)/s 的第①分区时，摇滚运动随攻角的演化规律与攻角静态时的结果相似，呈现出包括偏离、极限环振荡以及发散等运动形态；在拉起速度位于 10 ~ 25(°)/s 的第②分区时，模型连续旋转；而拉起速度位于 32.5 ~ 75(°)/s 的第③分区时，非指令摇滚运动形态呈现为周期数较少的类正弦形式振荡；拉起速度位于 3 个分区之间时，摇滚运动不具有重复性.

2）攻角拉起的无量纲减缩频率是主控攻角拉起时摇滚运动形态的重要无量纲参数，在亚临界 Re 数下，拉起无量纲减缩频率不变，拉起摇滚运动的形态就基本维持不变.

3）当拉起速度较大时，模型将没有足够的时间完成从 0° ~ 90°滚转角的发散运动，这是摇滚运动形态随攻角拉起速度具有分区效应的关键原因.

4）与固定攻角时自由摇滚不同，流动随滚转角的变化对快速拉起时自由摇滚运动并没有决定性的影响，取而代之的是流动随攻角的变化，即 C_l-α 曲线取代 C_l-ϕ 曲线，成为快速拉起摇滚分析的关键.

参考文献（References）

[1] Katz J. Wing/vortex interactions and wing rock[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35: 727-750.

[2] Quast T, Nelson R C, Fisher D F. A study of high alpha dynamics and flow visualization for a 2.5% model of the F-18 HARV undergoing wing rock[J]. AIAA, 1991, 3267-CP: 524-533.

[3] Klein V, Noderer K D. Aerodynamic parameters of the X-31 drop model estimated from flight data at high angles of attack[J]. AIAA, 1992, 4357: 174-181.

[4] Brandon J M, Nguyen L T. Experimental study of effects of forebody geometry on high angle of attack stability[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(7): 591-597.

[5] Ericsson L E. Wing rock generated by forebody vortices[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(2): 110-116.

[6] Ericsson L E. Further analysis of wing rock generated by forebody vortices[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(12): 1098-1104.

[7] 马宝峰. 前体涡诱导机翼摇滚的实验研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2007.
Ma B F. Experimental investigation of roll oscillation induced by forebody vortex[D]. Beijing: Beihang University, 2007 (in Chinese).

[8] Wang B, Deng X Y, Ma B F, et al. Effect of tip perturbation and wing locations on rolling oscillation induced by forebody vortices[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 26(5): 787-791.

[9] 荣臻. 前体涡诱导机翼摇滚的流动特性及机理研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2009.
Rong Z. An experimental investigation on flow characteristics and mechanism of wing rock induced by forebody vortex[D]. Beijing: Beihang University, 2009 (in Chinese).

[10] Dexter P C, Hunt B L. The effect of roll angle on the flow over a slender body of revolution at high angles of attack[J]. AIAA, 1981, 0358: 1-13.

[11] Zilliac G G, Degani D, Tobak M. Asymmetric vortices on a slender body of revolution[J]. AIAA, 1991, 29(5): 667-675.

[12] Dexter P C. A study of asymmetric flow over slender bodies at high angles of attack in a low turbulence environment[J]. AIAA, 1984, 0505: 1-11.

[13] Moskovitz C A, Raleigh N C, Hall R M, et al. Effects of surface perturbations on the asymmetric vortex flow over a slender body[J]. AIAA, 1988, 0483: 1-10.

[14] Moskovitz C A, Hall R M, Dejarnette F R. Effects of nose bluntness, roughness and surface perturbations on the asymmetric flow past slender bodies at iarge angles of attack[J]. AIAA, 1989, 2236-CP: 720-732.

[15] Chen X R, Deng X Y, Wang Y K, et al. Influence of nose perturbations on behaviors of asymmetric vortices over slender body[J]. Acta Mechanica Sinica, 2002, 18(6): 581-593.

[16] Hunt B L. Asymmetric vortex forces and wakes on slender bodies[J]. AIAA, 1982, 1336: 1-41.

[17] Lamont P J. Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional, or turbulent separation[J]. AIAA, 1982, 20(11): 1492-1499.

[18] Li Y P, Ge F Y, Lan C E. Estimation of aircraft models in cobra maneuver through dynamic inversion[J]. AIAA, 1994, 3494-CP: 322-332.

[19] Alcorn C W, Croom M A, Francis M S, et al. The X-31 aircraft: Advances in aircraft agility and performance[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1996, 32: 377-413.

[20] 田伟. 细长旋成体及融合体型机身大迎角背涡流动特性研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2010.
Tian W. Study on behaviors of leeward vortices over slender

北航学报 赠阅

body and chined fuselage at high angle of attack[D]. Beijing: Beihang University, 2010(in Chinese).

[21] 曹博超. 风洞动态测压技术及其在机翼摇滚运动研究中的应用[D]. 北京:北京航空航天大学,2008.
Cao B C. Dynamic pressure measurement technology in the wind tunnel and its application in the investigation of wing-rock phenomenon[D]. Beijing: Beihang University, 2008(in Chinese).

[22] 王刚,邓学蓥,王延奎,等. 亚临界雷诺数细长体绕流流态随迎角的变化和分区[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(2):19-26.
Wang G, Deng X Y, Wang Y K, et al. Zonal study of flow patterns around an ogive-cylinder at subcritical reynolds numbers [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2): 19-26(in Chinese).

[23] Lamont P J, Hunt B L. Pressure and force distributions on a sharp-nosed circular cylinder at large angles of inclination to a uniform subsonic stream[J]. J Fluid Mech, 1976, 76(3): 519-559.

[24] Keener E R, Chapman L C, Talegbani J. Side forces on a tangent ogive forebody with a fineness ratio of 3.5 at high angles of attack and mach numbers from 0.1 to 0.7[J]. NASA, 1977, TM, X-3437: 1-109.

[25] Ericsson L E, Reding J P. Aerodynamic effects of asymmetric vortex shedding from slender bodies[J]. AIAA, 1985, 1797: 222-256.

[26] Lamont P J. Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional, or turbulent[J]. AIAA, 1980, 1556R: 1-10.

Wing rock motion induced by forebody asymmetric vortices in pitch-up

XU Siwen, DENG Xueying*, WANG Yankui

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

Abstract: Aiming to the issue that the angle of attack was usually fixed rather than pitched-up in the previous researches about the wing rock induced by forebody asymmetric vortices, series of wind tunnel experiments were conducted in Beihang University D4 wind tunnel over the configuration of a pointed ogive-cylindrical body with 30° swept wings. Effect of pitch rate on wing rock motion as well as the mechanism of that was first studied through wing rock experiments in different pitch rates. The flow mechanism of wing rock in high rate pitch-up was then studied through the surface pressure measurements during the dynamic wing rock. Experimental results show that, as the wing rock motion time reduces with increase of pitch rate, the motion patterns of wing rock are different in three different intervals of pitch rate. The sinusoidal-like motion, which is totally different from the motion at static angle of attack, would occur in the third interval with high rate pitch-up. The variation of forebody flow with angle of attack, instead of the variation of forebody flow with roll angle, is found to be responsible for the sinusoidal-like motion in high rate pitch-up. Hence, the flow mechanism of wing rock in pitch-up is greatly different from that at static angle of attack.

Key words: pitch-up; forebody asymmetric vortices; wing rock; sinusoidal-like motion; flow mechanism

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0710

基于 LADRC 的直升机姿态解耦控制及参数整定

吴超[1], 王浩文*[2], 姜辰[2], 张玉文[2], 倪先平[1]
(1. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;
2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 为满足 ADS-33E-PRF 所规定的飞行品质,有效克服模型外部扰动的影响,提出了一种基于线性自抗扰控制(LADRC)的直升机姿态控制策略. 建立 UH-60A 直升机的飞行动力学模型和风模型,并进行配平计算以验证动力学模型和配平算法的准确性. 在增稳反馈回路的基础上,基于单输入单输出的二阶 LADRC 控制器搭建了 UH-60A 的姿态解耦控制回路. 针对 ADS-33E-PRF 品质要求,将控制器参数整定转变为时域与频域内的约束优化问题,结合 H_∞ 综合算法和最速下降算法进行了优化计算. 对姿态控制器的控制效果进行了品质评估,并在大气扰动下对姿态保持控制进行了仿真,仿真和品质分析表明基于 LADRC 的姿态控制系统具有良好的解耦性能和抗扰性.

关 键 词: 直升机; 姿态解耦; 参数整定; 线性自抗扰; 飞行品质
中图分类号: V212.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2085-10

直升机是一个多输入多输出强耦合的非线性系统. 直升机控制器的效果依赖于飞行动力学模型的精度,并易受到外部扰动的影响. 为了使直升机拥有较好的飞行品质,控制系统须拥有良好的解耦性和抗干扰.

直升机的耦合形式有操纵耦合和状态耦合两种,操纵耦合通常通过前馈矩阵进行解耦,状态耦合则通过输出反馈实现解耦. 基于“一拍”实现跟踪的假设,文献[1-4]计算了控制矩阵的逆,针对操纵耦合设计了矩阵形式的显模型跟踪飞行控制系统的内回路. 基于传递函数形式的显模型跟踪思想,文献[5-6]在 UH-60A 的总距、滚转、俯仰和偏航 4 个通道分别设计了独立的控制器,面向工程考虑了操纵耦合和状态耦合,但是并没有给出各通道之间的耦合系数的计算方法. 文献[7]采用极点配置法设计了增稳和解耦控制器. 基于悬停状态的降阶模型,文献[8]结合线性二次规划(LQR)和隐模型跟踪,采用极点配置法为阿帕奇直升机设计了解耦补偿器. 基于 H_∞ 回路成形和混合灵敏度问题,文献[9]设计了双回路的控制系统,其姿态控制/姿态保持(ACAH)的内回路控制器用于各通道的解耦. 文献[10]采用多目标遗传算法设计的直升机 H_∞ 鲁棒控制器具有较好的解耦性能. 基于状态观测器的反馈和前馈控制律,文献[11]通过求解 H_∞ 代数黎卡提方程,设计了内回路的姿态控制器,实现了解耦控制并具有较高的飞行品质.

直升机系统总是存在着内部不确定性(建模误差)和外部不确定性(大气扰动)[12],因此直升机的控制系统也须拥有一定的综合抗扰能力. 通

收稿日期: 2014-11-17; **录用日期**: 2015-02-13; **网络出版时间**: 2015-04-02 14:14
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1414.012.html
基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)
作者简介: 吴超(1983—),男,安徽巢湖人,博士研究生,wuchao_nuaa@163.com
* **通讯作者**: 王浩文(1969—),男,浙江台州人,教授, bobwang@tsinghua.edu.cn,研究方向为直升机动力学、直升机结构强度及振动载荷分析.

引用格式: 吴超, 王浩文, 姜辰, 等. 基于 LADRC 的直升机姿态解耦控制及参数整定[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2085-2094. Wu C, Wang H W, Jiang C, et al. LADRC-based attitude decoupling control for helicopter and parameters tuning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2085-2094 (in Chinese).

北航学报 赠阅

过将系统内部不确定性和外部不确定性视为“总扰动”,并构造“扩张状态观测器(ESO)”对“总扰动”进行补偿,文献[13]提出了自抗扰控制(ADRC).随后基于线性扩张状态观测器(LESO),文献[14]提出了线性自抗扰控制(LADRC).由于 LADRC 整定参数较少,有利于实际应用,且大量研究表明 LADRC 对具有不确定性的复杂非线性系统仍有较好的控制效果[12].

鉴于此,本文提出了一种基于 LADRC 的姿态解耦控制方法.通过增加内回路反馈,采用 3 个单输入单输出的二阶 LADRC 控制器对滚转、俯仰和偏航 3 个姿态通道进行抗扰和操纵解耦控制,并基于频域和时域指标对参数进行了整定.

1 飞行动力学模型

1.1 各部件动力学模型

1.1.1 旋翼动力学模型

采用二阶形式的挥舞动力学方程[15]:

$$\ddot{\boldsymbol{a}} + \boldsymbol{D}\dot{\boldsymbol{a}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{a} = \boldsymbol{f} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{a} = [a_0 \quad a_1 \quad b_1]^{\mathrm{T}}$ 为挥舞角向量,a_0、a_1 和 b_1 分别为锥度角、后倒角和侧倒角;$\boldsymbol{D}$ 和 $\boldsymbol{K}$ 为阻尼和刚度阵;$\boldsymbol{f}$ 为外力矩向量.通过沿半径和方位角积分得到机体坐标系下的桨毂六力素:

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_{\mathrm{MR}} = \boldsymbol{g}_i(\boldsymbol{a}, \delta_0, \delta_{1\mathrm{c}}, \delta_{1\mathrm{s}}, \mu_{\mathrm{MR}}, \lambda_{\mathrm{MR}}) & i = 1 \sim 3 \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{MR}} = \boldsymbol{g}_i(\boldsymbol{a}, \delta_0, \delta_{1\mathrm{c}}, \delta_{1\mathrm{s}}, \mu_{\mathrm{MR}}, \lambda_{\mathrm{MR}}) & i = 4 \sim 6 \end{cases} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{F}_{\mathrm{MR}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{MR}}$ 分别为主旋翼桨毂力和主旋翼桨毂力矩;δ_0、$\delta_{1\mathrm{c}}$ 和 $\delta_{1\mathrm{s}}$ 为总距和纵、横向周期变距输入;μ_{MR} 和 λ_{MR} 为前进比和入流比,入流比隐含在入流方程中求出.

1.1.2 尾桨动力学模型

尾桨无周期变距,通过叶素理论得到尾桨六力素:

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_{\mathrm{TR}} = \boldsymbol{h}_i(\boldsymbol{a}_{\mathrm{TR}}, \delta_{0\mathrm{TR}}, \mu_{\mathrm{TR}}, \lambda_{\mathrm{TR}}) & i = 1 \sim 3 \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{TR}} = \boldsymbol{h}_i(\boldsymbol{a}_{\mathrm{TR}}, \delta_{0\mathrm{TR}}, \mu_{\mathrm{TR}}, \lambda_{\mathrm{TR}}) & i = 4 \sim 6 \end{cases} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{F}_{\mathrm{TR}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{TR}}$ 分别为尾桨桨毂力和尾桨桨毂力矩;$\boldsymbol{a}_{\mathrm{TR}}$、$\delta_{0\mathrm{TR}}$、$\mu_{\mathrm{TR}}$ 和 λ_{TR} 为尾桨挥舞角向量[16]、尾桨桨距、尾桨前进比和入流比,尾桨入流比隐含在入流方程中求出.

1.1.3 平尾、垂尾和机身动力学模型

平尾和垂尾产生的升力和阻力为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} L_{\mathrm{HS}} \\ D_{\mathrm{HS}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{\mathrm{HS}} S_{\mathrm{HS}} C_{L\mathrm{HS}} \\ q_{\mathrm{HS}} S_{\mathrm{HS}} C_{D\mathrm{HS}} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} L_{\mathrm{VF}} \\ D_{\mathrm{VF}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{\mathrm{VF}} S_{\mathrm{VF}} C_{L\mathrm{VF}} \\ q_{\mathrm{VF}} S_{\mathrm{VF}} C_{D\mathrm{VF}} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{4}$$

式中:L_{HS} 和 D_{HS} 为平尾的升力和阻力;L_{VF} 和 D_{VF} 为垂尾的升力和阻力;q_{HS} 和 q_{VF} 为平尾和垂尾的动压;S_{HS} 和 S_{VF} 为平尾和垂尾的面积;$C_{L\mathrm{HS}}$ 和 $C_{L\mathrm{VF}}$ 为平尾和垂尾的升力系数,平尾安装角是前进比的函数[17],通过拟合得到;$C_{D\mathrm{HS}}$、$C_{D\mathrm{VF}}$ 为平尾和垂尾的阻力系数,垂尾安装角为零.由此可以计算出尾翼的气动力 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{E}}$ 和气动力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{E}}$.

采用吹风试验[17]得到的气动力系数计算机身六力素,得到机身气动力 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{F}}$ 和气动力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{F}}$.

1.2 全机飞行动力学模型

力、力矩方程以及运动学方程如下:

$$\dot{\boldsymbol{V}} = \boldsymbol{F}/M - \boldsymbol{\Omega}\boldsymbol{V} \tag{5}$$

$$\dot{\boldsymbol{W}} = \boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{M} - \boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{\Omega}\boldsymbol{I}\boldsymbol{W} \tag{6}$$

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \boldsymbol{E}\boldsymbol{W} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{V} = [u \quad v \quad w]^{\mathrm{T}}$ 为线速度;$\boldsymbol{W} = [p \quad q \quad r]^{\mathrm{T}}$ 为角速度;$\boldsymbol{\alpha} = [\phi \quad \theta \quad \psi]^{\mathrm{T}}$ 为欧拉角,ϕ 为滚转角,θ 为俯仰角,ψ 为偏航角;$\boldsymbol{F}$ 和 $\boldsymbol{M}$ 为全机的合外力(含重力)和合外力矩;M 为全机质量;$\boldsymbol{I}$、$\boldsymbol{\Omega}$ 和 $\boldsymbol{E}$ 为惯性矩矩阵、叉乘算子和角速度到欧拉角速度的转换矩阵[18].

1.3 风模型

风模型采用美国军用标准 MIL-F-8785C 中的数学模型[19],包含了风切变模型、dryden 紊流模型和突风模型.

2 配平和线性化

本文算例直升机为 UH-60A,式(1)、式(5)~式(7)构成了非线性状态方程组 $\dot{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}, \boldsymbol{U})$,其中 $\boldsymbol{U} = [\delta_0 \quad \delta_{1\mathrm{c}} \quad \delta_{1\mathrm{s}} \quad \delta_{0\mathrm{TR}}]^{\mathrm{T}}$ 为操纵输入,$\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{V} \quad \boldsymbol{W} \quad \boldsymbol{\alpha} \quad \boldsymbol{a} \quad \dot{\boldsymbol{a}}]^{\mathrm{T}}$ 为状态量.直升机悬停和稳定前飞时操纵量保持不变,而状态量的导数 $\dot{\boldsymbol{X}} = 0$,通过求解非线性方程组即可实现配平.

图 1 为本文计算配平值与 AEFA 飞行测试数据[20]的对比结果,其中 μ 为前进比.从图 1 中可以看出本文计算值与飞行测试数据变化趋势基本吻合,由此说明本文飞行动力学模型和配平算法的正确性.本文仿真的初始状态和操纵量参见表 1所示的配平值.

工程上通常基于小扰动理论和直升机在配平点附近为线性时不变系统假设来设计飞行控制系统.在表 1 所示的配平状态对非线性方程组进行线性化处理,通过数值求偏导得到状态矩阵和控制矩阵:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{\mathrm{S}} = \dfrac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}, \boldsymbol{U})}{\partial \boldsymbol{X}} \\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{S}} = \dfrac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}, \boldsymbol{U})}{\partial \boldsymbol{U}} \end{cases} \tag{8}$$

北航学报 赠阅

式中:$\boldsymbol{A}_S$ 为稳定性状态矩阵;$\boldsymbol{B}_S$ 为状态输入矩阵.状态输出矩阵定义为 15×15 的单位矩阵;控制输出矩阵定义为 15×4 的零矩阵.

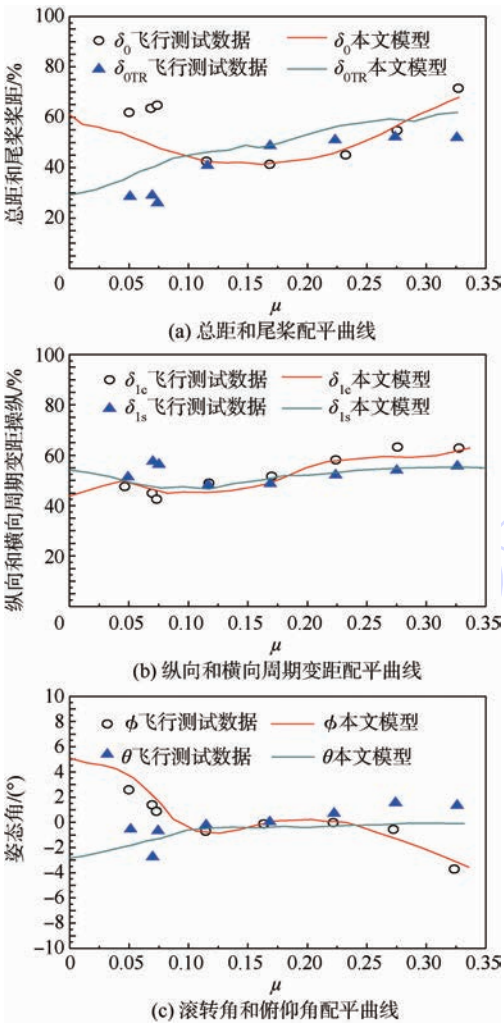


图 1　配平结果曲线

Fig. 1　Curves of trim results

表 1　初始状态和操纵输入

Table 1　Initial state and control inputs

飞行参数	数值
$\boldsymbol{V}$/(m·s^{-1})	[10　-0.017　0.451]$^{\mathrm{T}}$
$\boldsymbol{W}$/(rad·s^{-1})	[0　0　0]$^{\mathrm{T}}$
$\boldsymbol{\alpha}$/rad	[-0.038　0.045　0]$^{\mathrm{T}}$
$\boldsymbol{a}$/rad	[0.056　0.006　-0.016]$^{\mathrm{T}}$
$\boldsymbol{U}$/%	[5.50　-0.232　-0.183　-1.48]$^{\mathrm{T}}$

3　姿态解耦控制器的设计

3.1　LADRC 解耦抗扰控制原理

LADRC 继承了比例积分微分(PID)利用误差反馈进行控制的思想,利用 LESO 估计状态量和系统的总扰动(内、外扰动以及状态和控制耦合),将误差以及误差的高阶导数的线性组合作为控制率.

被控对象直升机为典型的多输出/多输出的耦合系统,可表示为如下形式[21]:

$$\begin{cases} y_1^{(n_1)} = h_1[\boldsymbol{x}, \boldsymbol{x}^{(1)}, \cdots, \boldsymbol{x}^{(n_1-1)}, \boldsymbol{w}] + \sum_{j=1}^{m} b_{1j}u_j \\ \vdots \\ y_i^{(n_i)} = h_i[\boldsymbol{x}, \boldsymbol{x}^{(1)}, \cdots, \boldsymbol{x}^{(n_i-1)}, \boldsymbol{w}] + \sum_{j=1}^{m} b_{ij}u_j \\ \vdots \\ y_m^{(n_m)} = h_m[\boldsymbol{x}, \boldsymbol{x}^{(1)}, \cdots, \boldsymbol{x}^{(n_m-1)}, \boldsymbol{w}] + \sum_{j=1}^{m} b_{mj}u_j \end{cases} \tag{9}$$

式中:u_j 为第 j 个控制输入量;b_{ij} 为第 j 个控制输入量在第 i 个通道的控制放大系数;y_i 为第 i 个通道的输出;$\boldsymbol{x}$ 和 $\boldsymbol{w}$ 为状态向量和外部扰动向量;$y_i^{(n_i)}$ 为 y_i 的第 n_i 阶导数.系统有 m 个通道,定义第 i 个通道的总扰动为

$$\bar{f}_i = h_i[\boldsymbol{x}, \boldsymbol{x}^{(1)}, \cdots, \boldsymbol{x}^{(n_i-1)}, \boldsymbol{w}] + \sum_{j=1}^{m} b_{ij}u_j - b_{i,0}u_i \tag{10}$$

式中:$\bar{f}_i$ 为总扰动,包含了内扰、外扰和通道耦合;$b_{i,0}$ 为 b_{ii} 的近似常数.式(9)可变为

$$\begin{cases} y_1^{(n_1)} = \bar{f}_1 + b_{1,0}u_1 \\ \vdots \\ y_i^{(n_i)} = \bar{f}_i + b_{i,0}u_i \\ \vdots \\ y_m^{(n_m)} = \bar{f}_m + b_{m,0}u_m \end{cases} \tag{11}$$

假设 $\bar{f}_i$ 可微,定义 $v_i = \dot{\bar{f}}_i$,定义一个新的状态向量 $\tilde{\boldsymbol{x}}$,定义其第 j 个分量 $\tilde{\boldsymbol{x}}(j) = y_i^{(j-1)}$ ($j = 1,2,\cdots,n_i$)和扩张状态量 $\tilde{\boldsymbol{x}}(n_i+1) = \bar{f}_i$,则第 i 个通道的状态方程形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\boldsymbol{x}}} = \boldsymbol{A}\tilde{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{B}u_i + \boldsymbol{E}v_i \\ y = \boldsymbol{C}\tilde{\boldsymbol{x}} \end{cases} \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{C} = [1 \quad 0 \quad 0 \quad \cdots \quad 0]$;$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$ 和 $\boldsymbol{E}$ 定义为

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ b_{i,0} \\ 0 \end{bmatrix} \qquad \boldsymbol{E} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

北航学报 赠阅

采用 LESO 对式(12)进行观测

$$\begin{cases}\dot{\hat{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{B}u_i+\boldsymbol{L}(y-\hat{y})\\ \hat{y}=\boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}\end{cases}\tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{L}=[l_1\quad l_2\quad\cdots\quad l_{n_i+1}]^{\mathrm{T}}$ 为状态观测增益矩阵. 观测器对应特征方程:

$$s^{n_i+1}+l_1s^{n_i}+\cdots+l_{n_i}s+l_{n_i+1}=0\tag{14}$$

选取 $l_i=(n_i+1)!/i!/(n_i+1-i)!\,\omega_{\mathrm{o}}^i$, $i=1,2,\cdots,n_i+1$, 则特征方程变为 $(s+\omega_{\mathrm{o}})^{n_i+1}=0$, 对应有 n_i+1 个特征根 $-\omega_{\mathrm{o}}$, 显然当总扰动 $\bar{f}_i$ 有界时,通过调整参数 ω_{o} 可以保证 LESO 有界输入输出(Bounded Input Bounded Output, BIBO)稳定,从而准确计算出估计值 $\hat{f}_i$. 采用控制律 $u_i=(u'-\hat{f}_i)/b_{i,0}$, 则第 i 个通道变为简单的积分控制形式 $y_i^{(n_i)}\approx u'$. 而 u'控制方式如下:

$$u'=k_1(r-\hat{x}_1)+\cdots+k_i[r^{(i-1)}-\hat{x}_i]+\cdots+k_{n_i}[r^{(n_i-1)}-\hat{x}_{n_i}]+r^{n_i}\tag{15}$$

式中:$r^{(i)}$ 为参考输入的 i 阶导数;$\hat{x}_i$ 为状态观测向量第 i 个元素;k_i 为对应比例系数,通过调整控制器参数 $k_1,k_2,\cdots,k_{n_i}$ 可以保证该通道 BIBO 稳定[22-23],图 2 中虚线框部分为该通道 LADRC 控制器.

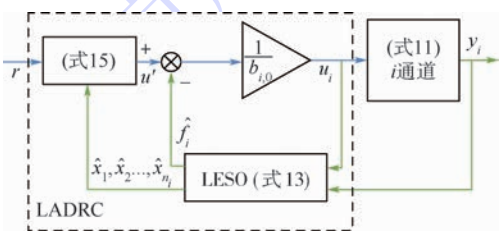


图 2 LADRC 控制器框图

Fig. 2 Block diagram of LADRC controller

3.2 基于 LADRC 的直升机姿态解耦控制

令 $\boldsymbol{X}_1=\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{X}_2=\boldsymbol{W},\boldsymbol{X}_{\mathrm{r}}$ 为其余状态向量, $\boldsymbol{U}_{\mathrm{a}}=[\delta_{1\mathrm{s}}\quad\delta_{1\mathrm{c}}\quad\delta_{0\mathrm{TR}}]^{\mathrm{T}}$, 则式(6)和式(7)可表示为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{X}}_1=\boldsymbol{F}_1(\boldsymbol{X}_1)\boldsymbol{X}_2\\ \dot{\boldsymbol{X}}_2=\boldsymbol{F}_2(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\boldsymbol{X}_{\mathrm{r}})+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\boldsymbol{X}_{\mathrm{r}})\boldsymbol{U}_{\mathrm{a}}\end{cases}\tag{16}$$

式(16)可变换为

$$\ddot{\boldsymbol{X}}_1=\boldsymbol{F}_3\boldsymbol{X}_2+\boldsymbol{F}_1(\boldsymbol{F}_2+\boldsymbol{B}\boldsymbol{U}_{\mathrm{a}})\tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{F}_3=\dot{\boldsymbol{F}}_1$, $\boldsymbol{F}_1$ 和 $\boldsymbol{F}_2$ 为式(16)中相应函数 $\boldsymbol{F}_1(\boldsymbol{X}_1)$ 和 $\boldsymbol{F}_2(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\boldsymbol{X}_{\mathrm{r}})$ 的缩写. 定义 3 个姿态通道的总扰动 $\bar{f}_1$、$\bar{f}_2$ 和 $\bar{f}_3$, 式(17)变为

$$\begin{cases}\ddot{\phi}=\bar{f}_1+b_{1,0}\delta_{1\mathrm{s}}\\ \ddot{\theta}=\bar{f}_2+b_{2,0}\delta_{1\mathrm{c}}\\ \ddot{\psi}=\bar{f}_3+b_{3,0}\delta_{0\mathrm{TR}}\end{cases}\tag{18}$$

式中:$b_{1,0}$、$b_{2,0}$ 和 $b_{3,0}$ 分别表示横向周期变距、纵向周期变距和尾桨桨距操纵的控制增益系数,滚转、俯仰和偏航分别对应 1~3 通道(以下同). 3 个通道均为二阶 $n_1=n_2=n_3=2$, 由此确定观测增益参数为 $l_1=3\omega_{\mathrm{o}},l_2=3\omega_{\mathrm{o}}^2$ 和 $l_3=\omega_{\mathrm{o}}^3$. 对于每个通道而言,通过调整参数控制参数 ω_{o}、k_1、k_2 及 $b_{i,0}$ 就可实现姿态的解耦控制.

然而 LADRC 控制器只能保证 BIBO 稳定,只能对姿态输出的性能进行优化,不能保证内部其他状态量的性能,因此很难达到高的飞行品质. 因此引入速度和角速度反馈回路,一方面为了提高飞行品质,另一方面由于反馈引入可以一定程度减弱状态耦合效应,使得控制器参数整定变得更加容易.

本文状态控制器设计将基于线化的状态空间方程组,图 3 为 UH-60A 姿态解耦控制示意图. 图中 ϕ_{LADRC}、θ_{LADRC} 和 ψ_{LADRC} 均为二阶 LADRC 控制器,各通道的控制结构如图 2 所示. $\Delta\phi_{\mathrm{r}}$、$\Delta\theta_{\mathrm{r}}$ 和 $\Delta\psi_{\mathrm{r}}$ 分别为 3 个通道增量形式的参考信号,3 个独立控制器分别控制滚转、俯仰和偏航通道增量形式的姿态角 $\Delta\phi$、$\Delta\theta$ 和 $\Delta\psi$. $\boldsymbol{K}_{\mathrm{S}}$ 为 3×6 的反馈增益矩阵. 速度和角速度增量构成的信号 $\Delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}=[\Delta\boldsymbol{V}\quad\Delta\boldsymbol{W}]^{\mathrm{T}}$ 乘以 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{S}}$ 得到反馈信号 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{S}}\Delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}$, 反馈信号与 3 个 LADRC 控制器给出的控制信号 $[\Delta\delta_{1\mathrm{c}}\quad\Delta\delta_{1\mathrm{s}}\quad\Delta\delta_{0\mathrm{TR}}]^{\mathrm{T}}$ 叠加,构成了姿态控制信号 $\Delta\boldsymbol{U}_{\mathrm{a}}$, 总距控制信号 $\Delta\delta_0$ 为 0(总距操纵不直接控制姿态角).

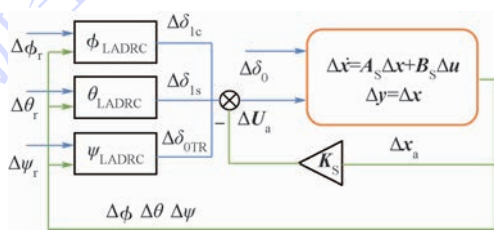


图 3 带反馈内回路的姿态控制器

Fig. 3 Attitude controller with inner feedback loop

3.3 参数整定

在参数整定中,输入和状态量均为相对配平点的增量. 定义 3 个姿态通道的单位阶跃响应的误差平方和为目标函数:

$$f=f_\phi+f_\theta+f_\psi\tag{19}$$

北航学报 赠阅

式中:
$$f_\phi = \sum_{i=1}^{N} (1-\phi)^2 + \theta^2 + \psi^2$$
$$f_\theta = \sum_{i=1}^{N} (1-\theta)^2 + \phi^2 + \psi^2$$
$$f_\psi = \sum_{i=1}^{N} (1-\psi)^2 + \phi^2 + \theta^2$$

f_ϕ、f_θ 和 f_ψ 为 3 个通道阶跃响应的误差平方和;N 为采样点数. 为满足 ADS-33E-PRF[24] 规定的飞行品质需求,本文将飞行品质要求引入作为约束函数. 由于本文的基准状态为小速度前飞,因此对悬停和小速度所规定的飞行品质指标进行了剪裁,选取以下 5 个约束:

1) 稳定性约束 st. 1.

$$\forall \lambda_i \quad \mathrm{Re}(\lambda_i) < 0 \tag{20}$$

式中:λ_i 为特征值;Re 为其实部.

2) 3 个通道带宽约束 st. 2.

$$\omega_{\mathrm{BW}}^i \mid_{\tau_\mathrm{p}} \geqslant g^i \mid_{\tau_\mathrm{p}} \tag{21}$$

式中:$\tau_\mathrm{p} = -\dfrac{P_{2\omega_{180}} + 180}{57.3 \times (2\omega_{180})}$ 为相位滞后时间,ω_{180} 为相频曲线 180°对应的频率值,$P_{2\omega_{180}}$ 为 $2\omega_{180}$ 频率对应的相位角;$\omega_{\mathrm{BW}} = \min(\omega_{\mathrm{BW,gain}}, \omega_{\mathrm{BW,phase}})$ 为带宽,$\omega_{\mathrm{BW,gain}}$ 为增益比 180°对应增益大 6 dB 的最低频率,$\omega_{\mathrm{BW,phase}}$ 为 −135°相频对应的最低频率;$\omega_{\mathrm{BW}}^i \mid_{\tau_\mathrm{p}}$ 为第 i 通道相位滞后时间 τ_p 对应的带宽;$g^i \mid_{\tau_\mathrm{p}}$ 为 τ_p 对应一级品质的带宽最小允许值(见图 4).

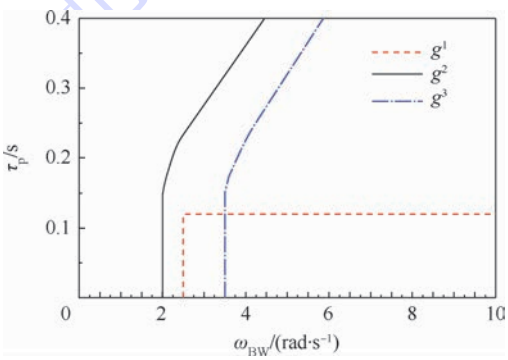


图 4　带宽一级飞行品质边界线

Fig. 4　Border lines for bandwidth flight quality 1

3) 俯仰和滚转耦合约束 st. 3.

$$\begin{cases} k_{\mathrm{pitch/roll}} & \leqslant 0.25 \\ k_{\mathrm{roll/pitch}} & \leqslant 0.25 \end{cases} \tag{22}$$

式中:$k_{\mathrm{pitch/roll}}$、$k_{\mathrm{roll/pitch}}$ 为给定阶跃信号瞬态离轴姿态响应与同轴姿态响应峰值绝对值之比.

4) 快捷性约束 st. 4.

$$Q^i = \frac{\max(W_i)}{\max(\alpha_i)} \mid_{\min(\alpha_i)} \geqslant h^i \tag{23}$$

式中:α_i 和 W_i 分别为第 i 个通道的姿态角和角速率;Q^i 为快捷性指标,表示第 i 个通道输入尖峰脉冲信号后角速率响应峰值与姿态角响应峰值的比值. 如图 5 所示,h^i 为一级飞行品质的边界线,该图横坐标表示姿态响应的最小值,纵坐标为快捷性指标 Q^i,当 Q^i 大于一级飞行品质所规定的最低值时,该通道快捷性达到一级品质.

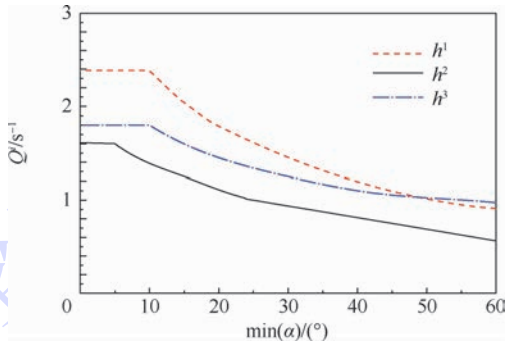


图 5　快捷性一级飞行品质边界线

Fig. 5　Border lines for quickness flight quality 1

5) 抗干扰约束 st. 5.

$$t_i^{10\%\,\mathrm{peak}} \leqslant 10\ \mathrm{s} \tag{24}$$

式中:$t_i^{10\%\,\mathrm{peak}}$ 为第 i 个通道尖峰脉冲干扰后,姿态响应回到峰值 10% 的时间.

由此 LADRC 的姿态解耦控制系统的参数整定问题转化为目标函数的约束优化问题. 每个姿态通道的 LADRC 控制器有 4 个待定参数,3 个通道共 12 个,反馈增益矩阵 $\boldsymbol{K}_\mathrm{S}$ 有 18 个未知元素,因此共有 30 个参数需要整定. 引入罚函数[10],定义新的目标函数

$$f_n = f + \sum_{i=1}^{5} \beta_i \mathrm{st}(i)$$
$$\mathrm{st}(i) = \begin{cases} 0 & \text{st. } i \text{ 满足} \\ \sum e(j)^2 & \text{st. } i \text{ 不满足} \end{cases} \tag{25}$$

式中:β_i 为罚函数;$e(j)$ 为计算第 j 个通道约束变量值(不等式左端)与指标值之差. 这样约束优化问题进一步变化为无约束优化问题,通过调整 β_i 改变权重,优化约束优先级高的相应权重大. 本文选取权重系数 $\beta_1 = \beta_2 = \beta_4 = 0.5$,$\beta_3 = \beta_5 = 2$.

为了避免优化对初值的依赖和易陷入局部最优解,本文采用 H_∞ 综合算法[25] 计算出控制器和反馈阵待整定参数的初值,该算法具有较好的全局收敛性和较快的收敛速度,但是该算法只能对稳定性、跟踪响应速度、超调量以及稳定裕度等进行约束,因此只能满足一级飞行品质的部分约束条件. 随后基于式(25),采用最速下降算法进行优化,计算步骤如下:

1) 调入上述计算的参数初值,给定终止误差 $\varepsilon = 1 \times 10^{-5}$,$k = 0$.

北航学报 赠阅

2）计算梯度$\nabla f_n(\boldsymbol{x}^k)$，若$\nabla f_n(\boldsymbol{x}^k)\leqslant\varepsilon$，迭代结束，输出$\boldsymbol{x}^k$，否则进入步骤3）.

3）对$f_n(\boldsymbol{x}^k+t_k\boldsymbol{p}^k)=\min f_n(\boldsymbol{x}^k+t\boldsymbol{p}^k)$进行一维寻优，求解$t_k$，其中$\boldsymbol{p}^k=-\nabla f_n(\boldsymbol{x}^k)$，$t>0$.

4）计算$\boldsymbol{x}^{k+1}=\boldsymbol{x}^k+t_k\boldsymbol{p}^k$，令$k=k+1$，返回步骤2）.

$$\boldsymbol{K}_S=\begin{bmatrix}-0.011 & -0.032 & -0.014 & 0.4398 & 0.2592 & -0.1496\\ -0.108 & 0.081 & -0.224 & -0.5450 & 0.6908 & -0.2647\\ -0.406 & 0.125 & -0.875 & 0.2389 & 0.4539 & 0.9129\end{bmatrix}$$

表 2 姿态控制器参数

Table 2 Parameters of attitude controller

控制器	k_1	ω_o	k_2	$b_{i,0}$
ϕ_{LADRC}	74.24	6.8	3.01	0.54
θ_{LADRC}	29.27	7.33	4.23	1.28
ψ_{LADRC}	40.83	6.47	3.57	0.52

1）特征值位置.

对开环系统的状态矩阵$\boldsymbol{A}$求解特征值，其中长周期发散模态对应特征值为：0.082±0.323i，实部为正不满足st.1. 图6为加上本文设计的控制器后闭环特征值的位置. 由于旋翼挥舞动力学对应6个特征根实部为大的负数，故忽略其运动模态，图6中共有18个闭环极点，每个姿态通道的LADRC控制器产生3个极点，3个通道的控制器共产生9个极点，其余9个极点对应直升机的机体运动模态（线速度、角速度和欧拉角），这18个特征值中特征值实部最大的为−0.022，满足st.1，系统稳定.

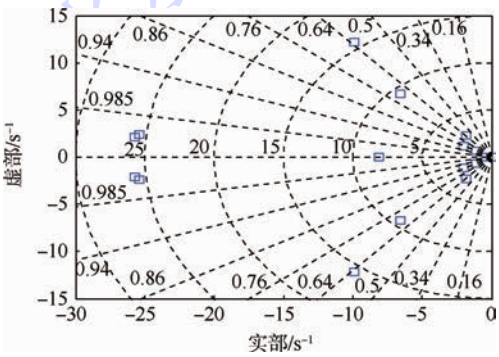


图6 闭环系统特征值

Fig. 6 Eigenvalues of closed-loop system

2）带宽和延迟.

图7～图9为滚转、俯仰和偏航3个通道的频响，由图易知3个通道带宽和相位滞后时间分别为：滚转通道$\omega_{\mathrm{BW}}=8.94$ rad/s，$\tau_{\mathrm{p}}=0.054$ s；俯仰通道$\omega_{\mathrm{BW}}=5.87$ rad/s，$\tau_{\mathrm{p}}=0.022$ s；偏航通道$\omega_{\mathrm{BW}}=4.61$ rad/s，$\tau_{\mathrm{p}}=0.067$ s. 按照ADS-33E-PRF的品质规范，3个姿态通道均达到了一级品质的标准（参见下文品质评估结果汇总，采用类似于CONDUIT[26]图形方式显示）.

3.4 计算结果与品质评估

通过对目标函数的优化计算实现了LADRC控制器和反馈回路的参数整定，LADRC控制器参数如表2所示，反馈矩阵如下：

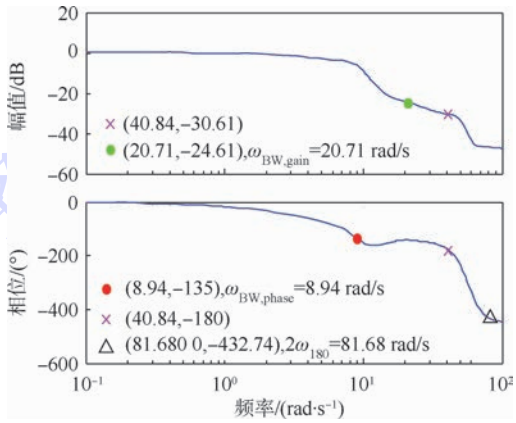


图7 滚转通道频响

Fig. 7 Frequency response of roll channel

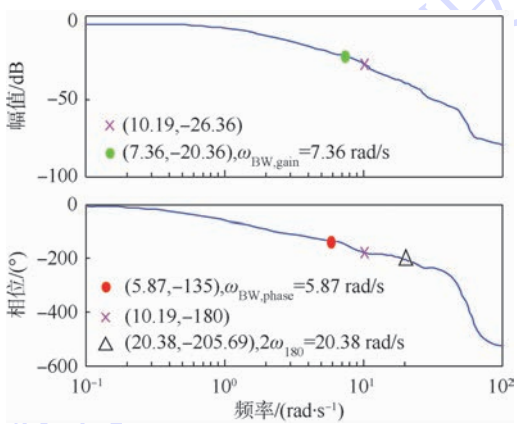


图8 俯仰通道频响

Fig. 8 Frequency response of pitch channel

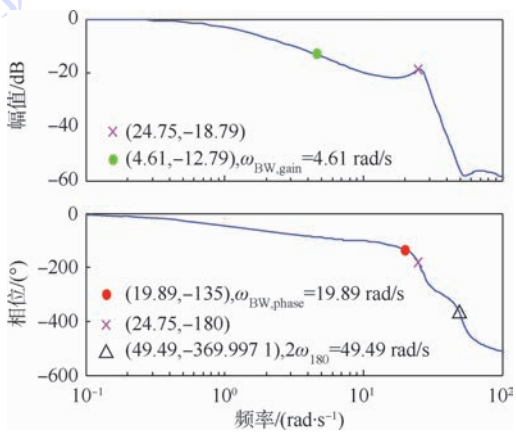


图9 偏航通道频响

Fig. 9 Frequency response of yaw channel

北航学报 赠阅

3）俯仰和滚转耦合.

在滚转、俯仰通道分别输入 0.15 rad 的阶跃信号,图 10 和图 11 为相应姿态响应. 耦合系数:$k_{\text{pitch/roll}}=0.0409$,$k_{\text{roll/pitch}}=0.0862$,均达到了一级飞行品质(参见下文品质评估结果汇总). 由图 10 和图 11 同样可以看出俯仰、滚转与偏航通道耦合作用也非常小.

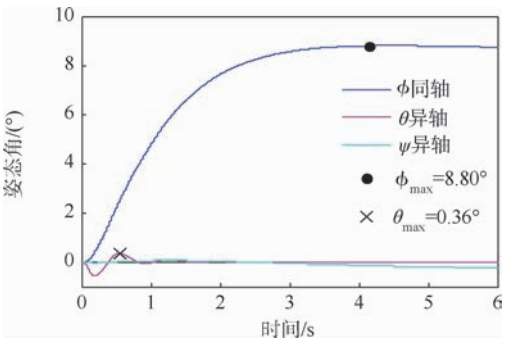


图 10　滚转通道阶跃输入下的耦合

Fig. 10　Coupling effects with a step input of roll channel

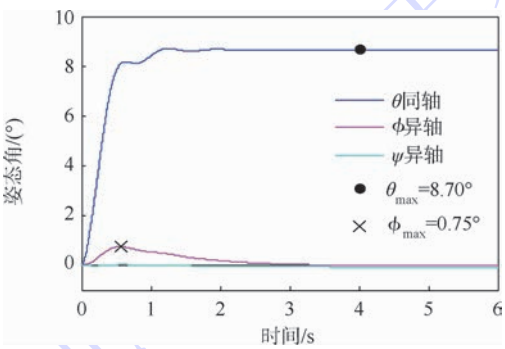


图 11　俯仰通道阶跃输入下的耦合

Fig. 11　Coupling effects with a step input of pitch channel

4）快捷性.

对 3 个通道分别施加尖峰输入,图 12 ~ 图 14 为三轴姿态通道响应,根据快捷性定义计算,3 个姿态通道的快速比分别为 $Q^1=2.52$,$Q^2=2.06$ 和 $Q^3=2.42$,达到了一级品质(参见下文品质评估结果汇总).

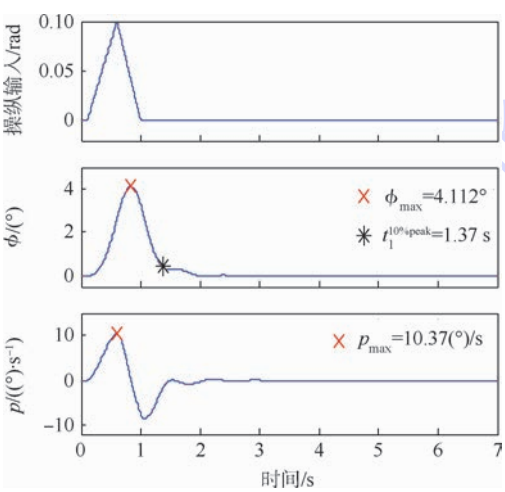


图 12　滚转通道尖峰输入响应

Fig. 12　Spike input response of roll channel

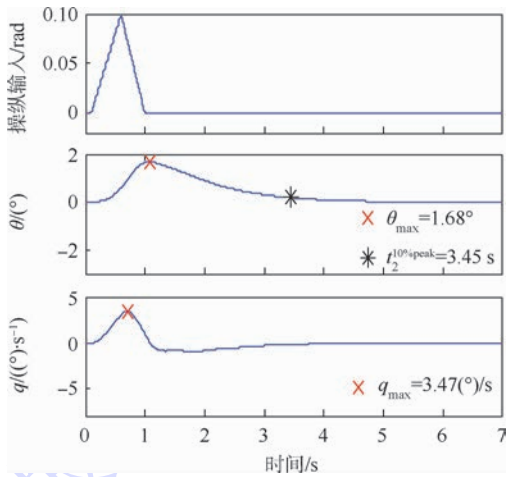


图 13　俯仰通道尖峰输入响应

Fig. 13　Spike input response of pitch channel

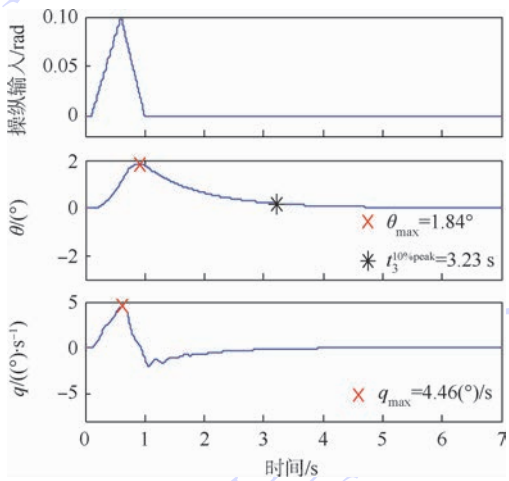


图 14　偏航通道尖峰输入响应

Fig. 14　Spike input response of yaw channel

5）抗干扰性.

若将上述 3 个尖峰信号视为扰动,则由图 12 ~ 图 14可知干扰后的姿态回复到 10% 的时间分别为 1.37、3.45 和 3.23 s,远小于一级品质规定的 10 s(参见下文品质评估结果汇总).

上述控制器设计、参数整定以及品质评估均是基于线化方程. 图 15 则为基于非线性动力学方程的控制器,在前向通道需叠加上配平量 $\boldsymbol{U}_{\text{a}}^{\text{trim}}$,反馈回路需减去对应配平值 $\boldsymbol{x}_{\text{a}}^{\text{trim}}$.

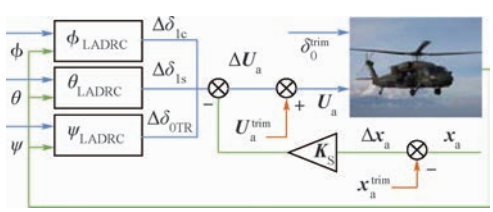


图 15　非线性动力学的姿态控制器

Fig. 15　Attitude controller for nonlinear dynamics

北航学报 赠阅

为了更好地模拟真实飞行环境,引入图 16 所示的大气扰动. 风切变模型中 6 m 高度风速和风向设置为 1 m/s 和 0°(向北);dryden 紊流模型中 6 m 高度风速和风向设置为 5 m/s 和 0°;突风模型中设置突风开始时间为 0 s,幅值为[3.5 3.0 3.0]m/s.

图 17 为风扰下的 UH-60A 姿态响应,图中可以看到滚转、俯仰和偏航三轴姿态始终保持在平衡状态附近,最大扰动不超过 0.004 rad,姿态解耦控制器对于非线性系统仍具有较好的抗扰性.

图 18 为飞行品质规范评估结果汇总,从图中可见本文搭建的姿态控制器在带宽、耦合以及快捷性等方面都具有一级飞行品质,具有较优的性能.

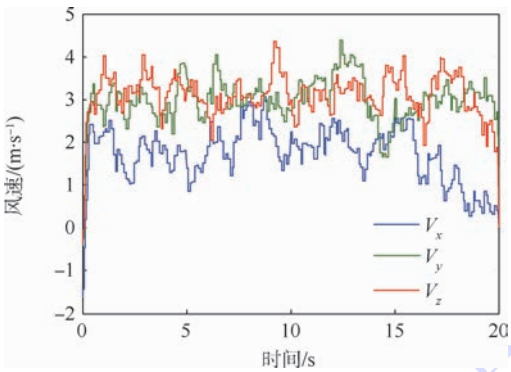


图 16 地面坐标系下的风扰动

Fig. 16 Wind disturbance in ground coordinate system

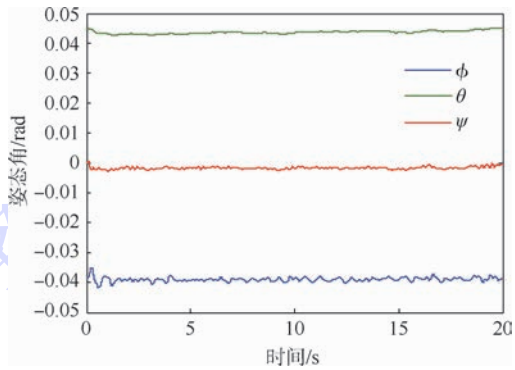


图 17 风扰下的姿态保持

Fig. 17 Attitude hold with wind disturbance

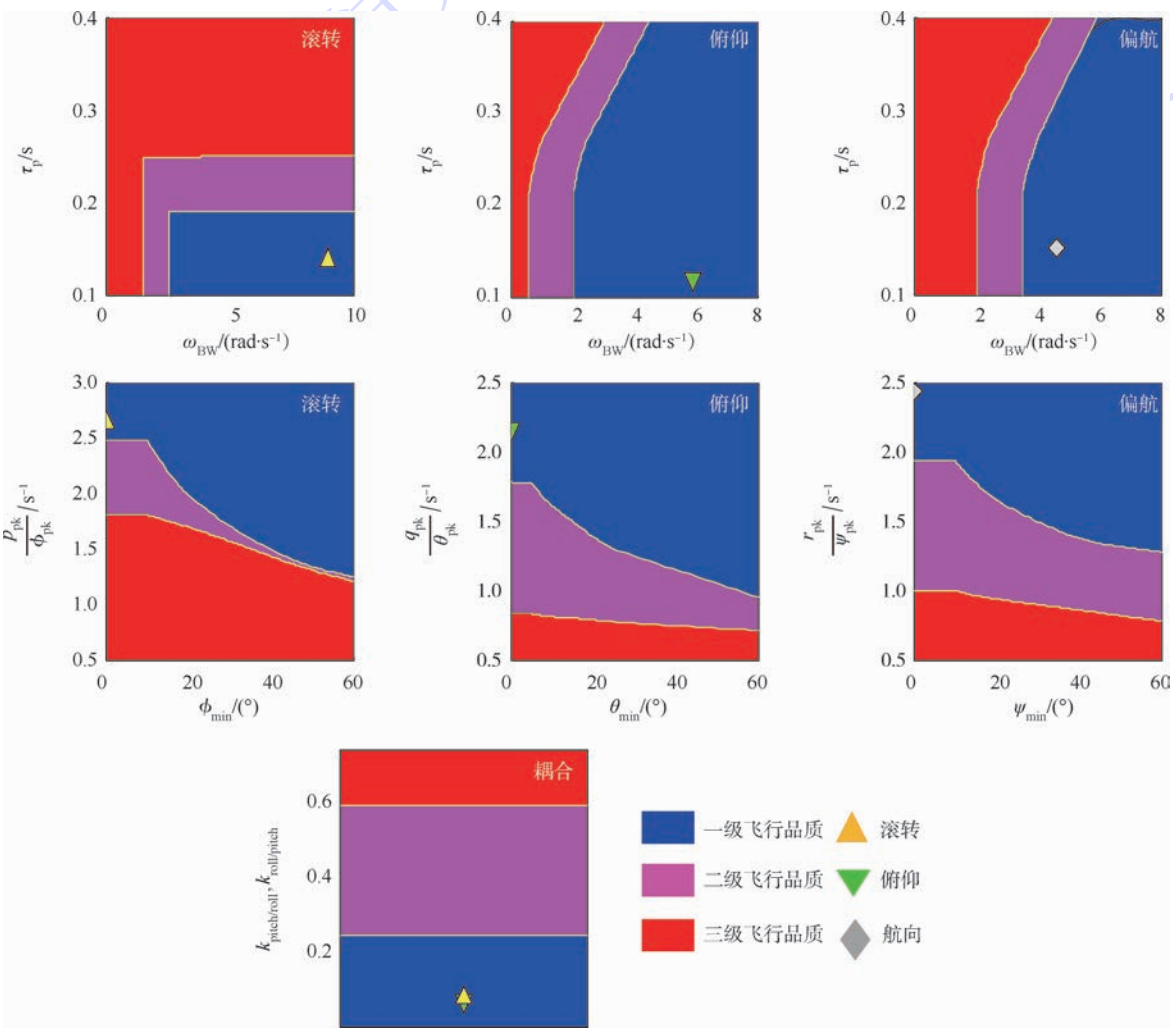


图 18 姿态控制器飞行品质评估结果汇总

Fig. 18 Summary of flight quality evaluation results for attitude controller

北航学报 赠阅

4　结　论

1）引入速度和角速度反馈回路,基于单输入单输出的二阶 LADRC 控制器进行控制器的设计可以实现姿态通道的解耦控制.

2）建立目标函数并基于 ADS-33E-PRF 引入约束,将 LADRC 控制器和反馈增益矩阵的参数整定变为约束优化问题,并对经参数优化后的控制器进行了评估,剪裁出的各项品质指标均达到了一级标准.

3）基于 LADRC 的姿态控制器使得直升机在风扰下仍有较好的直升机的姿态保持能力,具有较好的抗扰性.

参考文献（References）

[1] Bouwer G, Hilbert K B. A piloted simulator investigation of decoupling helicopters by using a model following control system, AD-A139976[R]. Virginia: ASTIA, 1984.

[2] Hilbert K B, Bouwer G. The design of a model-following control system for helicopters[C]// 17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference. Reston: AIAA, 1984: 601-617.

[3] 袁锁中,杨一栋. 一拍跟踪的直升机显模型跟踪解耦控制系统设计[J]. 直升机技术,1997(1):27-32.
Yuan S Z, Yang Y D. Design of a model following control system for helicopter[J]. Helicopter Technique, 1997(1): 27-32(in Chinese).

[4] 郑峰婴,杨一栋. 控制阵解耦的直升机显模型跟踪飞控系统设计[J]. 海军航空工程学院学报,2007,22(1):119-124.
Zheng F Y, Yang Y D. Flight control system design of explicit model-following for helicopter based on control distribution matrix decouple[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(1): 119-124(in Chinese).

[5] Landis K, Glusman S. Development of ADOCS controllers and control laws: Vol 1-3, NASA-CR-17739[R]. Washington, D. C.: NASA, 1987.

[6] Tischler M B, Fletcher J W, Morris P M, et al. Applications of flight control system methods to an advanced combat rotorcraft, NASA-TM-101054[R]. Washington, D. C.: NASA, 1989.

[7] Manness M A, Murray-Smith D J. Aspects of multivariable flight control law design for helicopters using eigenstructure assignment[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1992, 37(3): 18-32.

[8] Hicks K L, Rodriguez A A. Decoupling compensation for the Apache helicopter[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996, 2: 1551-1555.

[9] Ji S Y, Wu A G. Study on dual-loop controller of helicopter based on the robust H-infinite loop shaping and mixed sensitivity[C]// 2011 International Conference on Electrical and Control Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1291-1294.

[10] 邢小军,闫建国,张洪才. 直升机 H_∞ 鲁棒控制器的优化设计及仿真[J]. 系统仿真学报,2010,22(9):2185-2189.
Xing X J, Yan J G, Zhang H C. Design and simulation for helicopter's optimal H infinity robust controller[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(9): 2185-2189(in Chinese).

[11] Wang B, Chen B M, Lee T H. An RPT approach to time-critical path following of an unmanned helicopter[C]// 8th Asian Control Conference-Final Program and Proceedings. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 211-216.

[12] 黄一,薛文超,杨晓霞. 自抗扰控制:思想、理论分析及运用[C]// 第 29 届中国控制会议论文集. 北京:中国自动化学会控制理论专业委员会,2010:29-31.
Huang Y, Xue W C, Yang X X. Active disturbance rejection control: Methodology, theoretical analysis and applications[C]// Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. Beijing: Technical Committee on Control Theory, Chinese Association of Automation, 2010: 29-31(in Chinese).

[13] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策,1998,13(1):19-23.
Han J Q. Active disturbance rejection controller and its applications[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23(in Chinese).

[14] Gao Z Q. Active disturbance rejection control: A paradigm shift in feedback control system design[C]// Proceedings of the American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 2399-2405.

[15] Talbot P D, Tinling B E, Decker W A, et al. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation, NASA-TM-84281[R]. Washington, D. C.: NASA, 1982.

[16] Hilbert K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter, NASA-TM-85890[R]. Washington, D. C.: NASA, 1984.

[17] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: Volumes I-Mathematical model, NASA-CR-166309[R]. Washington, D. C.: NASA, 1981.

[18] 吴超,谭剑锋,王浩文,等. 基于 GA/LM 混合优化的直升机全机配平算法[J]. 飞行力学,2014,32(1):5-19.
Wu C, Tan J F, Wang H W, et al. Optimal trim for helicopter based on GA and LM hybrid algorithm[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(1): 5-19(in Chinese).

[19] Moorhouse D, Woodcock R. US military specification MIL-F-8785C[R]. Washington, D. C.: US Department of Defense, 1980.

[20] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter, NASA-TM-88359[R]. Washington, D. C.: NASA, 1987.

[21] Zheng Q, Chen Z, Gao Z. A dynamic decoupling control approach and its applications to chemical processes[C]// Proceedings of the American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 5176-5181.

[22] Zheng Q, Gao L Q, Gao Z. On estimation of plant dynamics and disturbance from input-output data in real time[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1167-1172.

[23] Zheng Q, Gao L Q, Gao Z. On stability analysis of active disturbance rejection control for nonlinear time-varying plants with unknown dynamics[C]// Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press,

北航学报 赠阅

2007:3501-3506.
[24] ADS-33D-PRF. Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. Missouri:ATCOM,1996.
[25] Apkarian P,Noll D. Nonsmooth H_∞ synthesis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2006,51(1):71-86.
[26] Tischler M B,Colbourne J D,Morel M R,et al. A multi-disciplinary flight control development environment and its application to a helicopter[J]. Control Systems,IEEE,1999,19(4):22-33.

LADRC-based attitude decoupling control for helicopter and parameters tuning

WU Chao[1], WANG Haowen*[2], JIANG Chen[2], ZHANG Yuwen[2], NI Xianping[1]

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: To meet the ADS-33E-PRF flight quality and effectively overcome the influence of external disturbance, an attitude control strategy based on a linear active disturbance rejection control (LADRC) is proposed for helicopter. Flight dynamics model of UH-60A and the wind model were established. UH-60A was trimmed for verifying accuracy of dynamic model and trim algorithm. Helicopter attitude decoupling control loop based on the single input/single output second-order LADRC controller was set up with stabilization feedback loop. The controller parameter tuning problem was transformed into constrained optimization problem in time and frequency domain according to quality requirement of ADS-33E-PRF. Combining *H*-infinity synthesis algorithm and steepest descent algorithm, the optimization of parameters was calculated. Quality assessment of attitude control was made and the control loop was applied to the attitude hold control simulation in atmospheric disturbance. The results of simulation and quality evaluation show that the attitude control system based on LADRC has good decoupling performance and capability of anti-disturbance.

Key words: helicopter; attitude decoupling; parameters tuning; linear active disturbance rejection; flight quality

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0728

基于碰撞航线的动能拦截器滑模制导律设计

杨旭*, 张皎, 刘源翔

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对大气层外用于拦截目标动能拦截器(KKV)的制导律设计问题,采用非线性干扰观测器(NDO)及滑模变结构控制思想设计了一种基于碰撞航线的制导律.通过控制导弹攻角,使导弹的速度方向始终指向预期碰撞点,并利用 NDO 对目标加速度进行有效估计及动态补偿,降低了导弹所需的过载,并提高了命中时的速度.同时,分别从拦截轨迹、可拦截目标区域及拦截目标速度范围对机动目标进行拦截仿真,并与以零化视线角速率为目标设计的有限时间收敛制导律对比,仿真结果表明对于动能拦截器采用基于碰撞航线的滑模制导律具有更好的制导性能.

关 键 词: 导弹制导; 非线性干扰观测器; 滑模控制; 碰撞航线; 拦截区域
中图分类号: V488.13
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2095-08

动能拦截器(Kinetic Kill Vehicle,KKV)作为一种大气层外高速飞行器,利用高速飞行产生的巨大动能,通过直接碰撞摧毁来袭目标.与传统大气层内制导武器相比,动能拦截器采用直接力控制弹体姿态,以实现精准拦截.因此制导律的设计是动能武器实现精确拦截的关键[1].

关于制导律国内外开展了大量的研究.其中应用最为广泛的是比例导引(proportional navigation),其控制方式是令导弹加速度指令与弹目相对速度及视线角速率成比例[2].但当目标做大机动飞行时,比例导引难以保证准确命中目标.文献[3]提出了一种真比例制导率,通过控制导弹垂直于视线方向的加速度大小补偿目标机动,达到了减小脱靶量的效果.谷志军和陈磊[4]针对动能拦截器顺轨拦截问题设计了一种比例导引律降低了导弹的需用过载,但该方法仅适用于导弹速度大于目标速度的情况.

随着控制理论的研究深入,许多学者提出了基于现代控制理论的制导律设计方法.如最优制导律[5-7],滑模制导律[8-11],backstepping 制导律[12-13],动态面制导律[14-15]等.李浩和佘浩平[6]以弹目相对位置及相对速度为约束,设计了一种弹道成型的最优制导律.Indig 等[7]利用最优控制理论,提出了一种改进比例制导律.朱战霞等[1]利用终端滑模理论设计了适用于动能拦截器的末段制导律,通过在滑模面的设计中引入非线性函数,使得跟踪误差在有限时间快速收敛到零,但在初始阶段该方法的需用过载偏大.张运喜等[8]提出了一种基于有限时间收敛的滑模变结构制导律,实现了制导系统的视线角速率快速收敛到零,由于该制导律针对的是地面固定目标,故并未考虑目标机动.Rao 和 Ghose[10]针对目标机动设计了一种新型滑模变结构制导律,该制导律将目标的加速度及加速度的导数视为未知有界变量,并在控制量设计中对其补偿.但该方法容易令导弹需求的法向过载过大,并产生高频抖振现象.刁兆

收稿日期: 2014-11-20; **录用日期**: 2015-01-06; **网络出版时间**: 2015-01-20 10:50
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150120.1050.001.html
基金项目: 国家"863"计划(2011AA7043024); "985 工程"三期重点建设项目
* **通讯作者**: 杨旭(1986—),男,黑龙江安达人,博士研究生,yangxu@bit.edu.cn,主要研究方向为飞行器动力学与控制.

引用格式: *杨旭, 张皎, 刘源翔. 基于碰撞航线的动能拦截器滑模制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2095-2102. Yang X, Zhang J, Liu Y X. Sliding mode guidance law for KKV based on collision course[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2095-2102 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

师和单家元[13]利用 backstepping 的思想,设计了一种考虑自动驾驶仪动态特性并含有攻击角约束的制导律,但该方法会导致微分膨胀. 为解决微分膨胀问题 Qu 和 Zhou[14]考虑导弹自动驾驶仪二阶动态特性,设计了一种基于动态面理论的制导律.

在实际应用中,由于系统的某些状态量及目标某些参数难以测量,故对设计制导律所需要的未知量的估计显得尤为重要. Zarchan[16]和Shima等[17]分别利用卡尔曼滤波(KF)及扩展卡尔曼滤波(EKF)的方法对系统的状态量及目标的参数进行估计. Zhu 等[18]利用扩张状态观测器(ESO)对目标的加速度实时估计,并利用滑模控制理论设计了一种变结构制导律. Zhang 等[19]利用积分滑模控制方法设计制导律,并将目标的机动视为有界干扰并通过非线性干扰观测器对其实时估计,通过控制视线角速率有限时间趋近于零从而命中目标.

综上所述,在拦截打击目标时,大多是针对导弹速度大小恒定,通过控制弹目视线角速率有限时间收敛至零为目标设计的制导律. 而这种方式使导弹以曲线弹道实现对目标的拦截,同时对于动能拦截武器也难以获得最大的碰撞速度.

针对动能拦截器轴向加速度不为零的情况,本文设计了一种基于碰撞航线(collision course)的滑模制导律. 该制导律的核心思想,即利用姿态控制发动机瞬间改变弹体姿态,产生用于改变速度方向的需用法向过载,使导弹的速度矢量始终指向预期的碰撞点,直至完成对目标的拦截. 在制导律设计过程中,将未知的目标机动视为有界干扰,利用非线性干扰观测器(NDO)对其实时估计,并把估计值用于对目标机动的补偿,实现对目标的精确打击.

1 弹目相对运动模型

目标的拦截问题,通过合理的解耦,可以将三维问题转化为两个相互垂直平面内的二维问题,分别在两平面内独立设计对应的制导律. 为研究方便,本文选择在纵向平面场景内研究. 图 1 描述了导弹与目标在笛卡儿惯性坐标系 Oxy 下的相对运动关系. 分别定义导弹 M 和目标 T 各参数变量的下标为 m 和 t.

为了简化问题,假设导弹和目标均为质点,忽略导弹和目标所受重力,且导弹的自动驾驶仪及姿态控制系统均具有理想动态特性. 在极坐标系下弹目的相对运动学方程为

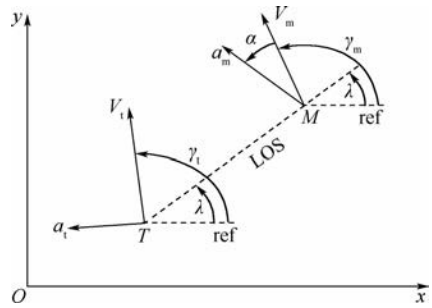


图 1 弹目拦截几何

Fig. 1 Missile and target engagement geometry

$$V_r = \dot{r} = V_m\cos(\gamma_m - \lambda) - V_t\cos(\gamma_t - \lambda) \tag{1}$$

$$V_\lambda = r\dot{\lambda} = V_m\sin(\gamma_m - \lambda) - V_t\sin(\gamma_t - \lambda) \tag{2}$$

式中:r 和 $\dot{r}$ 分别为弹目相对距离及其变化率;λ 和 $\dot{\lambda}$ 分别为视线角及其变化率;γ_t 为目标的航迹角;γ_m 为导弹的航迹角;V_t 和 V_m 分别为目标和导弹的速度;V_r 和 V_λ 分别为弹目相对速度沿视线(Line of Sight,LOS)和垂直视线方向上的分量. 定义两个变量:

$$\theta_m = \gamma_m - \lambda \tag{3}$$

$$\theta_t = \gamma_t - \lambda \tag{4}$$

假设导弹可以通过火箭发动机获得沿弹轴方向恒定的加速度,忽略推力偏心. 且能够通过推力矢量发动机实时改变弹体姿态即改变弹体的攻角 α,从而使沿弹轴的加速度 a_m 可以指向需求的方向,则导弹速度的变化率 $\dot{V}_m$ 和航迹角变化率 $\dot{\gamma}_m$ 满足如下关系:

$$\dot{V}_m = a_m\cos\alpha \tag{5}$$

$$\dot{\gamma}_m = \frac{a_m\sin\alpha}{V_m} \tag{6}$$

为方便研究,假定目标运动速度 V_t 恒定且其加速度 a_t 的方向始终垂直于速度的方向,满足如下关系:

$$\dot{\gamma}_t = \frac{a_t}{V_t} \tag{7}$$

2 基于碰撞航线的制导律设计

在本节中,设计一种基于碰撞航线的制导律,使拦截器能够沿平直弹道运动至预期的碰撞点.

当导弹与目标处于碰撞航线上时,同一时间内导弹与目标在垂直于视线方向的运动距离相同,则存在如下关系:

$$\int_0^{t_{go}} V_m(\xi)\sin\theta_m\mathrm{d}\xi = \int_0^{t_{go}} V_t(\xi)\sin\theta_t\mathrm{d}\xi \tag{8}$$

北航学报 赠阅

假设导弹加速度 a_m 的值恒定，且目标做非机动匀速运动，整理式(8)有

$$\left(V_m t_{go} + \frac{1}{2}a_m t_{go}^2\right)\sin\theta_m = V_t \sin\theta_t t_{go} \tag{9}$$

式中：t_{go}(time-to-go)为从当前时刻至完成拦截所需要的时间. 当导弹与目标处于并保持在碰撞三角形航线上运动时，存在如下关系[20]：

$$t_{go} = -\frac{r}{V_r} \tag{10}$$

对 t_{go} 求导有

$$\dot{t}_{go} = -1 + \frac{r\dot{V}_r}{V_r^2} = -1 - \frac{\dot{V}_r}{V_r}t_{go} \tag{11}$$

式中：$\dot{V}_r = V_\lambda^2/r + a_t\sin\theta_t + a_m\cos(\alpha+\theta_m)$ 为弹目相对速度在视线方向的变化率. 为确保导弹始终在碰撞航线上运动，将式(10)带入式(9)中可得

$$\sin\theta_{mr} = \frac{V_t\sin\theta_t}{\bar{V}_m} \tag{12}$$

式中：θ_{mr} 为导弹保持碰撞航线所需 θ_m 的值；$\bar{V}_m = V_m + a_m t_{go}/2$ 为导弹沿碰撞航线运动的平均速度，其导数为

$$\dot{\bar{V}}_m = a_m\left(\cos\alpha - \frac{1}{2} - \frac{\dot{V}_r}{2V_r}t_{go}\right) \tag{13}$$

定义状态变量 $x = \sin\theta_m - \sin\theta_{mr}$，并对 x 求导可得如下角度误差跟踪系统：

$$\dot{x} = \cos\theta_m\left(\frac{a_m\sin\alpha}{V_m} - \frac{V_\lambda}{r}\right) - \frac{\dot{\theta}_t\cos\theta_t V_t}{\bar{V}_m} + \omega_1 - \frac{a_m\sin\theta_t V_t}{2\bar{V}_m^2} - (yV_\lambda^2/r + ya_t\sin\theta_t + \omega_2) \tag{14}$$

式中：$\omega_1 = a_m\sin\theta_t\cos\alpha V_t/\bar{V}_m^2$；$\omega_2 = a_m y\cos(\alpha+\theta_m)$；$y = a_m\sin\theta_t t_{go} V/2\bar{V}_m^2 V_r$.

为实现跟踪误差的收敛，本文利用滑模控制理论来进行制导律的设计. 选取滑模面 $S = x$ 根据滑模运动可达性条件选择如下趋近律：

$$\dot{S} = -kS - \sigma|S|^\eta\mathrm{sgn}(S) \tag{15}$$

式中：$k>0$，$\sigma>0$，$0<\eta<1$. 显然式(15)所描述的趋近律能够使系统的状态量在有限时间内从初值收敛到 S 的邻域内.

由于系统(14)的控制量 α 与导弹法向过载 a_m^{eq} 存在如下关系：

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{a_m^{eq}}{a_m}\right) \tag{16}$$

为分析方便，取 $u = a_m^{eq} = a_m\sin\alpha$ 为闭环系统虚拟控制量，联立式(14)和式(15)有

$$u = \frac{V_m}{\cos\theta_m}\left(\frac{V_\lambda\cos\theta_m}{r} + \frac{a_t\cos\theta_t}{\bar{V}_m} - \frac{V_t V_\lambda\cos\theta_t}{\bar{V}_m r} + \frac{a_m V_t\sin\theta_t}{2\bar{V}_m^2} + a_t y\sin\theta_t + y\frac{V_\lambda^2}{r} - kS - \sigma|S|^\eta\mathrm{sgn}(S)\right) \tag{17}$$

从式(17)可以看到，目标的加速度出现在控制量中. 由于实际导弹拦截中，目标的加速度难以直接测量，因此采用 NDO 对目标的加速度进行估计.

引理 1[21]　考虑如下单输入单输出(SISO)非线性系统：

$$\dot{\psi} = g(t) + u \quad \sigma \in \mathbf{R} \tag{18}$$

式中：ψ 为系统的状态量；$u\in\mathbf{R}$ 为充分光滑的系统输入；$g(t)$ 为充分光滑的不确定函数.

定理 1[22]　考虑上述非线性系统(18)，假设 u 和 ψ 可测，$g(t)$ 有界且存在 Lipschitz 常数 $L>0$ 使得 $|g^{(m-1)}(t)|<L$，则有如下观测器：

$$\begin{cases}
\dot{z}_0 = v_0 + u \\
\quad v_0 = -\lambda_0 L^{1/(m+1)}|z_0-\psi|^{m/(m+1)}\cdot \\
\quad \mathrm{sgn}(z_0-\psi) + z_1 \\
\dot{z}_1 = v_1 \\
\quad v_1 = -\lambda_1 L^{1/m}|z_1-v_0|^{(m-1)/m}\mathrm{sgn}(z_1-v_0) + z_2 \\
\quad\vdots \\
\dot{z}_{m-1} = v_{m-1} \\
\quad v_{m-1} = -\lambda_{m-1}L^{1/2}|z_{m-1}-v_{m-2}|^{1/2}\cdot \\
\quad \mathrm{sgn}(z_{m-1}-v_{m-2}) + z_m \\
\dot{z}_m = -\lambda_m L\mathrm{sgn}(z_m - v_{m-1})
\end{cases} \tag{19}$$

假设参数 λ_i 足够大的，并忽略输入噪声，系统的状态量及干扰的估计值将有限时间收敛，即

$$\begin{cases}
z_0 = \psi(t) \\
z_1 = g(t) \\
\quad\vdots \\
z_i = v_{i-1} = g^{(i-1)}(t) \quad i = 1,2,\cdots,m
\end{cases}$$

式(19)中参数 λ_i 的选取方法可参考文献[23]，随着 λ_i 的增大，观测器的收敛速度加快，但观测误差将增大，同时对噪声更加敏感，降低了观测器的估计性能. 因此，需要在仿真和实际应用中合理地选取 λ_i 的值.

对式(2)求导得

$$\dot{V}_\lambda = \frac{-V_\lambda V_r}{r} - a_{t\lambda} + a_m\sin(\alpha+\theta_m) \tag{20}$$

式中：$a_{t\lambda} = a_t\cos\theta_t$ 为目标垂直于视线方向的加速

北航学报 赠阅

度. 设计观测器如下:

$$\begin{cases}\dot{z}_0 = v_0 - \dfrac{V_\lambda V_r}{r} + a_m \sin(\alpha + \theta_m)\\ v_0 = -\lambda_0 L^{1/2} |z_0 - V_\lambda|^{1/2} \operatorname{sgn}(z_0 - V_\lambda) + z_1\\ \dot{z}_1 = -\lambda_1 L \operatorname{sgn}(z_1 - v_0)\\ \hat{a}_{t\lambda} = -z_1\end{cases} \tag{21}$$

文献[23]给出了 NDO 的稳定性证明. 假设 $V_\lambda, V_r, r, \gamma_m, \lambda$ 可测,且目标法向加速度 a_t 有界,则 $|a_{t\lambda}| \leqslant a_{t\lambda}^{\max}$, $|\dot{a}_{t\lambda}| \leqslant \dot{a}_{t\lambda}^{\max}$,其中 $a_{t\lambda}^{\max}$, $\dot{a}_{t\lambda}^{\max}$ 分别为目标加速度及其导数的上界[21]. 由定理 1 可知观测器参数 $L > \dot{a}_{t\lambda}^{\max}$,并通过合理地选择 λ_0, λ_1, NDO 的观测误差 $e = \hat{a}_t - a_t$ 将趋近于零,则 z_0 和 z_1 分别收敛于 V_λ 和 $-a_{t\lambda}$.

目标加速度 a_t 的估计值可表示为 $\hat{a}_t = \hat{a}_{t\lambda}/\cos\theta_t$. 联立式(17)和式(21),基于碰撞航线的导弹滑模制导律(NDOGC)虚拟控制量为

$$u = \frac{V_m}{\cos\theta_m}\left(\frac{V_\lambda \cos\theta_m}{r} + \frac{\hat{a}_t \cos\theta_t}{\bar{V}_m} - \frac{V_t V_\lambda \cos\theta_t}{\bar{V}_m r} + \frac{a_m V_t \sin\theta_t}{2\bar{V}_m^2} + \hat{a}_t y \sin\theta_t + y\frac{V_\lambda^2}{r} - kS - \sigma |S|^\eta \operatorname{sgn}(S)\right) \tag{22}$$

3 稳定性分析

考虑如下非线性系统[24]:

$$\dot{x} = f(x,t), f(0,t) = 0, x \in \mathbf{R}^n \tag{23}$$

式中: $f: U \times \mathbf{R} \to \mathbf{R}^n$ 在 $U \times \mathbf{R}$ 连续; U 为原点 $x = 0$ 的一个开邻域.

定理 2 对于系统(23),给定任意初始时刻 t_0 的初始状态 $x(t_0) = x_0 \in U$,存在一个依赖于 x_0 的收敛时间 $T \geqslant 0$,使系统方程以 x_0 为初始状态的解 $x(t)$ 有定义,且有

$$\begin{cases}\lim\limits_{t \to T(x_0)} \varphi(t; t_0, x_0) = 0 & 0 < t < T(x_0)\\ \varphi(t; t_0, x_0) = 0 & t \geqslant T(x_0)\end{cases} \tag{24}$$

当 $t \in [t_0, T(x_0))$, $\varphi(t; t_0, x_0) \in U \setminus \{0\}$,那么系统的平衡点 $x = 0$ 是局部有限时间收敛的,如果 $U = \mathbf{R}^n$,则平衡点是全局有限时间收敛的.

引理 2[24] 考虑式(23)所描述的非线性系统,假设 $V(x)$ 是定义在原点的邻域 $U \subset \mathbf{R}$ 的 C^1 光滑正定函数. 存在实数 $1 > \beta > 0$ 及 $\rho > 0$,使得 $\dot{V}(x) + \rho V^\beta(x)$ 是定义域 $U \subset \mathbf{R}$ 的半负定函数,则存在定义域 $U_0 \subset U \subset \mathbf{R}$,使得定义在 $U_0 \subset \mathbf{R}$ 上的任意 $V(x)$ 均能以有限时间收敛至原点. 若 T_r 为 $V(x)$ 收敛至零的时间,则

$$T_r = \frac{V^{1-\beta}(x_0)}{\rho(1-\beta)} \tag{25}$$

式中: x_0 为原点 $x = 0$ 某一开邻域中的任何一点. 如果 $U_0 = \mathbf{R}^n$ 且 $V(x)$ 是径向无界的($V(x) \to +\infty$,当 $\|x\| \to +\infty$),那么系统(23)的原点是全局有限时间收敛的.

定义如下的 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2}S^2 \tag{26}$$

由式(26)对时间 t 求导可得

$$\dot{V} = S \cdot \dot{S} = S(-kS - \sigma |S|^\eta \operatorname{sgn}(S) + c(\hat{a}_t - a_t) + W) \leqslant -2^{\frac{\eta+1}{2}} \sigma V^{\frac{\eta+1}{2}} + |Sce| + |SW| \tag{27}$$

式中: $W \geqslant |\omega_1| + |\omega_2|$; $c = \cos\theta_t / \bar{V}_m + y \sin\theta_t$; e 为观测器观测误差. 假设存在实数 δ 满足 $0 < \delta \leqslant 1$,整理式(27)有

$$\dot{V} \leqslant -2^{\frac{\eta+1}{2}} \sigma\delta V^{\frac{\eta+1}{2}} - 2^{\frac{\eta+1}{2}} \sigma(1-\delta) V^{\frac{\eta+1}{2}} + |Sce| + |SW| \tag{28}$$

如果 $V^{(\eta+1)/2} > (|Sce| + |SW|)/2^{(\eta+1)/2}(1-\delta)\sigma$,有 $\dot{V} \leqslant -2^{(\eta+1)/2}\sigma\delta V^{(\eta+1)/2}$,则 $\dot{V} + 2^{(\eta+1)/2} \cdot \sigma\delta V^{(\eta+1)/2}$ 为定义域上半负定函数.

由引理 2 可知,随着 V 减小,闭环系统满足 $V^{(\eta+1)/2} \leqslant (|Sce| + |SW|)/2^{(\eta+1)/2}(1-\delta)\sigma$,系统的收敛性得证. 且 S 满足:

$$\lim_{\delta \to \delta_0} S \in \left(S^\eta \leqslant \frac{|ce| + |W|}{(1-\delta)\sigma}\right) \tag{29}$$

式中: $0 < \delta_0 < 1$. 函数 V 收敛至零的时间满足式(30):

$$\lim_{\delta \to \delta_0} T_r \leqslant \frac{V^{\frac{\eta+1}{2}}(S_0)}{2^{\frac{\eta+1}{2}} \sigma\delta_0(1-\eta)} \tag{30}$$

式中: S_0 为 S 的初值.

因此,当 NDO 稳定时,通过合理地调节参数 k, σ 使 $\dot{V} < 0$,闭环系统(14)的轨迹将会以有限时间收敛至滑模面 $S = 0$ 的邻域内.

参数 k, σ 能够保证当滑模面 S 较大时,系统状态量能以较大的速度趋近于滑动模态,且随 k, σ 增大系统有限时间收敛性越好, S 的收敛速度越快. 但过大的 k, σ 会导致系统的控制量过大,并产生抖振. 通过调整参数 η 的值,可保证系统状态量远离滑动模态(S 较大)时,能以较大的速度趋近于滑动模态,当系统状态量趋近滑动模态(S 较小)时,保证较小的控制增益,以降低抖振.

4 仿真结果及分析

导弹在惯性坐标系中的初始位置为 $x_m(0) =$

北航学报 赠阅

50 000 m，$y_m(0)=0$ m，目标的初始位置为 $x_t(0)=y_t(0)=0$ m. 导弹的初始航迹角 $\gamma_{m0}\in[90°,160°]$，目标的初始航迹角 $\gamma_{t0}\in[0°,90°]$，导弹的加速度 $a_m=20g$.

由于式(22)中的符号函数 sgn(S)会导致控制量的抖振，从而导致制导精度下降. 选择Sigmod函数代替，表达式为

$$\mathrm{sigmod}(S,a,b)=\begin{cases}a\left[(1+\mathrm{e}^{-bS})^{-1}-\dfrac{1}{2}\right] & |S|\leqslant\varepsilon\\ \mathrm{sgn}(S) & |S|>\varepsilon\end{cases}\tag{31}$$

式中：ε 为边界层；参数 a 为幅值增益可调节 sig(S,a,b)函数的幅值；参数 b 为指数因子可调节 sig(S,a,b)函数的近似线性区间的范围. 本文选取的参数分别为 $a=2,b=40,\varepsilon=0.2$.

由于 $1\geqslant|\sin\alpha|\geqslant a_m^{eq}/a_m$，从式(22)中可以看出当 $\cos\theta_m\to0$ 时会令 $|a_m^{eq}|\to\infty$，远大于导弹所能够提供的最大加速度，故对其限幅为

$$a_m^{eq}=\begin{cases}a_m\mathrm{sgn}(a_m^{eq}) & |a_m^{eq}|\geqslant a_m\\ a_m^{eq} & |a_m^{eq}|<a_m\end{cases}\tag{32}$$

基于有限时间收敛理论设计的制导律(FTCG)是以零化视线角速率为目标设计的，本文利用 FTCG 与 NDOGC 相对比，分析两类制导律的不同. FTCG 采用如下形式[9]：

$$a_m^{eq}=-N\dot r\dot\lambda+f\mathrm{sgn}(\dot\lambda)+\mu|\dot\lambda|^n\mathrm{sgn}(\dot\lambda)\tag{33}$$

式中：N 为大于 2 的常数；$\mu>0$；$0\leqslant n<1$；f 为目标加速的上界.

两种制导律相关参数分别为 $k=3,\sigma=5,\eta=0.5,L=80,\lambda_0=1.5,\lambda_1=1.1,N=10,\mu=1.5,n=0.5,f=80$.

4.1　拦截非机动目标

选取导弹和目标的初始航向角分别为 $\gamma_{m0}=160°$和 $\gamma_{t0}=20°$，导弹和目标的初始速度分别为 $V_{m0}=1\,500$ m/s 和 $V_{t0}=3\,000$ m/s，仿真结果如图 2、图 3 所示.

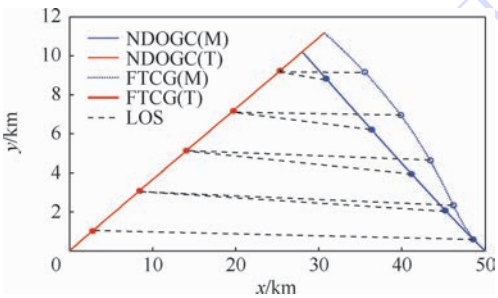


图 2　导弹和非机动目标相对运动轨迹

Fig. 2　Trajectories of missile and nonmaneuvering target relative motion

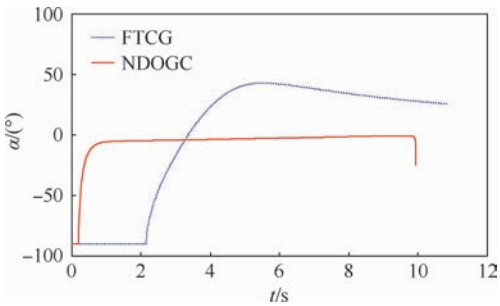


图 3　导弹和非机动目标的攻角变化

Fig. 3　Variation of angle of attack for missile and nonmaneuvering target

在 NODGC 制导律的作用下，导弹命中目标需要 9.94 s，脱靶量为 0.18 m，命中时刻导弹的速度为 3 431.3 m/s，对于 FTCG 制导律，命中目标需要 10.87 s，脱靶量为 0.38 m，命中时刻的速度为 2 942.8 m/s.

从仿真结果可以看出，两种制导律都可以有效地命中目标. 从图 2 可以看出，在 NDOGC 制导律的作用下，导弹的速度方向始终指向碰撞点，运动轨迹近似一条直线. 在制导律 FTCG 的作用下，导弹通过改变航迹角使视线角速率趋近于零，这种方式迫使导弹以曲线运动轨迹命中目标. 从图 3 可以看出，导弹在 NDOGC 制导律的作用下，消除了初始航向误差后，攻角近似为零，使导弹获得更高的命中速度，这对提高动能拦截器的杀伤效果是非常重要的. 对比制导律 FTCG，为保持视线角速率趋近于零需要不断地调整导弹的攻角并最终收敛于常值，直至命中目标. 这说明导弹的加速度方向与速度方向不重合，难以充分利用导弹的加速度提高自身动能.

4.2　拦截机动目标

选取导弹和目标的初始航向角分别为 $\gamma_{m0}=160°$和 $\gamma_{t0}=20°$，导弹和目标的初始速度分别为 $V_{m0}=1\,500$ m/s 和 $V_{t0}=3\,000$ m/s，目标以加速度 $a_t=8g\sin(0.5t)$ 做正弦机动. 仿真结果如图 4、图 5所示.

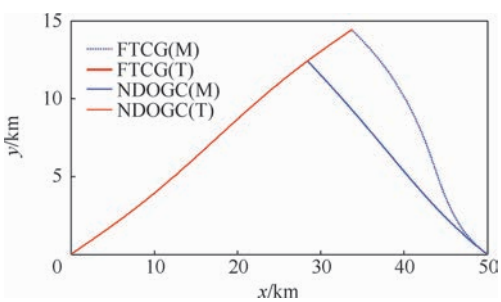


图 4　导弹和机动目标相对运动轨迹

Fig. 4　Trajectories of missile and maneuvering target relative motion

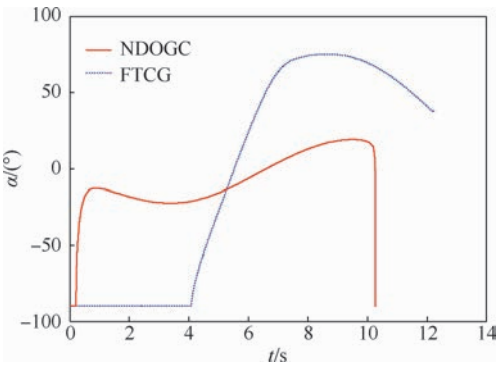


图 5 导弹和机动目标的攻角变化

Fig. 5 Variation of angle of attack for missile and maneuvering target

在 NODGC 制导律的作用下,导弹命中目标需要 10.28 s,脱靶量为 1.32 m,命中时刻导弹的速度为 3 425.3 m/s,对于 FTCG 制导律,命中目标的时间为 12.21 s,脱靶量为 4.06 m,命中时刻的速度为 2 369.2 m/s.

从仿真结果可以看出,在目标做大机动运动时,制导律 NDOGC 的脱靶量更小,命中时间更短,命中速度更高. 如图 4 可知,相比于制导律 FTCG,制导律 NDOGC 使导弹的运动轨迹更加平直,命中目标耗时更短. 其控制量变化如图 5,由于 NDO 对目标加速度的实时估计,并在控制量中对目标加速度变化带来的扰动进行了有效的补偿,降低了导弹需求的法向过载,故制导律 NDOGC 的攻角变化范围更小,更有利于弹体的飞行稳定.

考虑 NDO 对目标加速度的观测性能,如图 6 所示. 观测器的估计值 $\hat{a}_t$ 可以稳定地跟踪目标加速度的实际值 a_t,说明本文的干扰观测器具有良好的性能,估计误差较小.

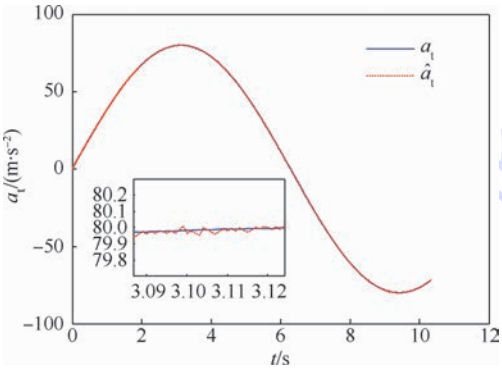


图 6 目标加速度的估计

Fig. 6 Estimation of target acceleration

如图 7 所示,设计的状态反馈控制律能够保证滑模面在有限时间趋近于零,实现基于碰撞航线的拦截策略.

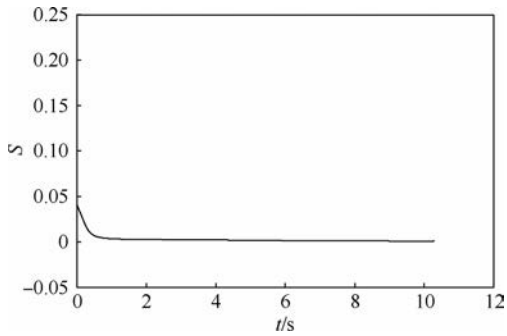


图 7 滑模面随时间变化曲线

Fig. 7 Curve of sliding mode surface changing with time

4.3 可拦截区域分析

可拦截区域是评判制导律的主要指标之一,是在有效拦截目标并满足一定约束条件下的导弹与目标初始航迹角的集合.

本文定义当脱靶量小于 5 m 即认为能够有效拦截目标. 选取导弹和目标的初始航向角集合分别为 $\gamma_{m0} \in [90°,160°]$ 和 $\gamma_{t0} \in [0°,90°]$,导弹和目标的初始速度分别为 V_{m0} = 1 500 m/s 和 V_{t0} = 3 000 m/s,目标的最大过载为 5g.

仿真结果如图 8、图 9 所示. 图中 MISS 表示导弹脱靶,HIT 表示导弹命中目标. 由结果可以看出,制导律NDOGC的可拦截区域远大于FTCG.

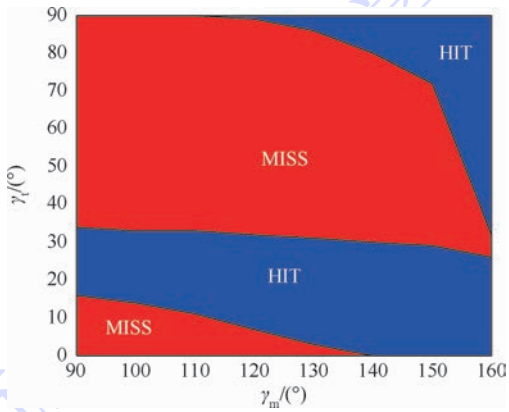


图 8 FTCG 的拦截区域

Fig. 8 Capture zone of FTCG

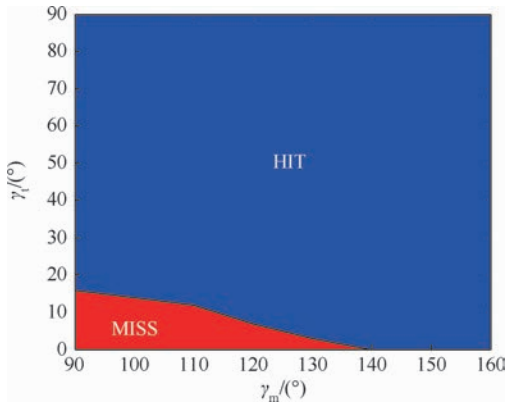


图 9 NDOGC 的拦截区域

Fig. 9 Capture zone of NDOGC

北航学报 赠阅

NDOGC 仅在 $\gamma_{m0}\in[90°,140°]$，$\gamma_{t0}\in[0°,17°]$ 的小部分区域难以拦截目标，在余下区域均可成功拦截. 而 FTCG 在 $\gamma_{t0}\in[0°,17°]$ 及 $\gamma_{t0}\in[34°,90°]$ 的大部分区域都难以命中目标. 故制导律 NDOGC 可适用的弹目初始航向角范围更广.

4.4　可拦截目标速度范围

对导弹而言，成功拦截目标的速度区间也反应了制导律的适用范围. 由于篇幅所限，本文仅以导弹和目标的初始航向角分别为 $\gamma_{m0}=120°$ 及 $\gamma_{t0}\in\{20°,40°,60°\}$ 为例，分析两种制导律的适用范围. 导弹的初始速度为 $V_{m0}=1\,500$ m/s，目标以加速度 $a_t=5g\sin(0.5t)$ 做正弦机动.

仿真结果如表 1，在导弹初始航迹角、初始速度及加速度恒定的条件下，制导律 NDOGC 在目标初始航迹角分别为 20°，40°，60°的条件下所拦截目标的速度范围均明显大于制导律 FTCG. 仿真结果表明，对于高速机动目标拦截，NDOGC 更加适用.

表 1　两种制导律拦截目标的速度范围

Table 1　Velocity range of intercepting target for two guidance law

γ_{m0}/(°)	FTCG V_{t0}/(m·s^{-1})	NDOGC V_{t0}/(m·s^{-1})
20	0～4 472	0～5 832
40	0～2 586	0～3 905
60	0～2 163	0～3 877

5　结　论

针对动能拦截器在大气层外拦截机动目标且目标加速度不可测等问题，本文提出基于 NDO 和碰撞航线的新型滑模制导律. 并与以零化视线角速率为目标设计的有限时间收敛制导律对比，本文所述制导律能够保证导弹以更短的时间、更小的过载、更大的末端速度实现对目标的拦截. 同时，扩展了导弹的可拦截区域及可拦截目标的速度范围，具有较好的工程应用前景.

参考文献（References）

[1] 朱战霞，韩沛，陈鹏. 基于非线性 Terminal 滑模的动能拦截器末制导律设计[J]. 西北工业大学学报，2013，31(2)：233-238.
Zhu Z X，Han P，Chen P. Design of nonlinear Terminal SMGL (sliding-mode guidance law) for KKV (kinetic kill vehicle)[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University，2013，31(2)：233-238(in Chinese).

[2] Yuan L C. Homing and navigational courses of automatic target-seeking devices[J]. Journal of Applied Physics，1948，19(12)：1122.

[3] Garnell P. Guided weapon control systems[M]. Oxford：Pergamon Press，1980：238-240.

[4] 谷志军，陈磊. 大气层外动能拦截器顺轨拦截技术研究[J]. 宇航学报，2007，28(5)：1195-1198.
Gu Z J，Chen L. Research on interception along track for exoatmospheric[J]. Journal of Astronautics，2007，28(5)：1195-1198(in Chinese).

[5] 张友安，黄诘，孙阳平. 带有落角约束的一般加权最优制导律[J]. 航空学报，2014，35(3)：848-856.
Zhang Y A，Huang J，Sun Y P. Generalized weighted optimal guidance laws with impact angle constraint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2014，35(3)：848-856(in Chinese).

[6] 李浩，佘浩平. 基于理想视线的弹道成型最优导引律[J]. 兵工学报，2014，35(8)：1200-1204.
Li H，She H P. Trajectory shaping guidance law based on ideal line-of-sight[J]. Acta Armamentarii，2014，35(8)：1200-1204(in Chinese).

[7] Indig N，Ben-Asher J Z，Farber N. Near-optimal spatial midcourse guidance law with an angular constraint[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2014，37(1)：214-223.

[8] 张运喜，孙明玮，陈增强. 滑模变结构有限时间收敛制导律[J]. 控制理论与应用，2012，29(11)：1413-1418.
Zhang Y X，Sun M W，Chen Z Q. Sliding-mode variable structure finite-time convergence guidance law[J]. Control Theory & Applications，2012，29(11)：1413-1418(in Chinese).

[9] Zhou D，Sun S，Teo K L. Guidance laws with finite time convergence[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2009，32(6)：1838-1846.

[10] Rao S，Ghose D. Terminal impact angle constrained guidance laws using variable structure systems theory[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology，2013，21(6)：2350-2359.

[11] Ran M P，Wang Q，Hou D L，et al. Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2014，27(3)：634-642.

[12] 舒燕军，唐硕. 轨控式复合控制导弹制导与控制一体化反步设计[J]. 宇航学报，2013，34(1)：79-85.
Shu Y Y，Tang S. Integrated guidance and control backstepping design for blended control missile based on NDO[J]. Journal of Astronautics，2013，34(1)：79-85(in Chinese).

[13] 刁兆师，单家元. 考虑自动驾驶仪动态特性的含攻击角约束的反演递推制导律[J]. 宇航学报，2014，35(7)：818-826.
Diao Z S，Shan J Y. Back-stepping guidance law with autopilot lag for attack angle constrained trajectories[J]. Journal of Astronautics，2014，35(7)：818-826(in Chinese).

[14] Qu P P，Zhou D. A dimension reduction observer-based guidance law accounting for dynamics of missile autopilot[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers，Part G：Journal of Aerospace Engineering，2013，227(7)：1114-1121.

[15] Zhou D，Qu P P，Sun S. A guidance law with terminal impact angle constraint accounting for missile autopilot[J]. Journal of Dynamic Systems，Measurement，and Control，2013，135(5)：51009.

[16] Zarchan P. Representation of realistic evasive maneuvers by use

of shaping filters[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1979, 10(4): 434-439.

[17] Shima T, Oshman Y, Shinar J. Efficient multiple model adaptive estimation in ballistic missile interception scenarios[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 667-675.

[18] Zhu Z, Xu D, Liu J, et al. Missile guidance law based on extended state observer[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(12): 5882-5891.

[19] Zhang Z, Li S, Luo S. Terminal guidance laws of missile based on ISMC and NDOB with impact angle constraint[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 31(1): 30-41.

[20] Ratnoo A, Ghose D. Collision-geometry-based pulsed guidance law for exoatmospheric interception[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 669-675.

[21] Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. SIAM Journal on Control and Optimization, 2000, 38(3): 751-766.

[22] Shtessel Y B, Shkolnikov I A, Levant A. Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application[J]. Automatica, 2007, 43(8): 1470-1476.

[23] Levant A. Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control[J]. International Journal of Control, 2003, 76(9-10): 924-941.

[24] Hong Y. Finite-time stabilization and stabilizability of a class of controllable systems[J]. Systems & Control Letters, 2002, 46(4): 231-236.

Sliding mode guidance law for KKV based on collision course

YANG Xu*, ZHANG Jiao, LIU Yuanxiang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Aimed at the problem of exoatmospheric kinetic kill vehicle (KKV) guidance law design for intercepting targets, a novel missile sliding mode guidance law with nonlinear disturbance observer (NDO) was derived base on collision course. Through steering angle of attack of missile, the direction of velocity of missile always pointed at the expected collision point. Missile could intercept the target with lower overload, faster speed via NDO, which was currently estimating and dynamically compensating to target acceleration. Moreover, comparison to the two interception strategies were obtained with interception trajectories, capture zones and velocity range. Another strategy was the sliding mode guidance law based on finite time convergence which aiming to steering the line of sight rate close to zero. The results show that the validities of the proposed sliding mode guidance law based on collision course in application for kinetic kill vehicle.

Key words: missile guidance; nonlinear disturbance observer; sliding-mode control; collision course; capture zone

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0740

多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计与对比分析

吕侦军，王江峰*
（南京航空航天大学 航空宇航学院，南京 210016）

摘 要：将乘波体作为以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的前体，不仅可以发挥乘波体优异的气动力性能，而且起到了高超声速飞行器前体对来流的预压缩作用. 为了进一步提升乘波前体的预压缩作用，基于 Sobieczky 提出的吻切锥原理，发展了一种新的多级压缩乘波体外形的设计方法. 将该设计方法应用到锥导和吻切锥乘波体的设计中，生成了具有多个压缩面的多级压缩锥导和吻切锥乘波体，同时对相同设计条件和具有相同投影曲线的前缘条件下获得的三级压缩锥导和吻切锥乘波体的性能进行了对比分析. 研究结果表明数值模拟计算结果与设计预期完全吻合，该多级压缩乘波体设计方法可以应用于锥导和吻切锥乘波体.

关 键 词：气动布局；高超声速；多级压缩；锥导乘波体；吻切锥乘波体
中图分类号：V221+.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2103-07

对于以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器而言，需要飞行器前体为发动机提供气流压缩、减速增压等，以确保超燃冲压发动机的启动与燃烧，而乘波体可以很好地担当这一任务. 自 1959 年 Nonweiler[1] 首先提出“乘波”概念以来，各种乘波体设计方法相继被提出，国内外研究者已对其开展了广泛的研究，乘波体也被应用到高超声速飞行器的设计中去. Rasmussen 等[2-3] 提出的锥导乘波体设计方法和 Sobieczky 等[4-5] 提出的吻切锥乘波体设计方法都是较为经典的乘波体设计方法. 王卓、钱翼稷[6] 对比分析了锥型流理论、吻切锥理论及吻切轴对称理论生成的不同乘波机外形. 刘嘉、王发民[7-8]、姚文秀等[9] 提出了用相交楔锥流场构造乘波构型飞行器前体的方法，利用该方法可以生成二级压缩乘波体. 吕浩宇等[10] 研究了乘波构型飞行器前体和磁流体进气道一体化设计，得出对进气道引入磁流体流动控制技术不仅可以将高温高马赫数来流中的部分能量转化为电能，还有利于提高燃烧室的热效能，磁流体流动控制技术可以有效地提高进气道的性能. 贺旭照等[11-12] 提出密切曲面内锥乘波前体进气道(Osculating Inward turning Cone Waverider Inlet，OICWI)的一体化设计方法. 张红文等[13] 研究了乘波外形/轨迹一体化设计，获得了满足全局最大航程要求的最优气动外形.

对于已经进行过飞行演示验证的以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器来说，X-43[14] 前体采用的是三级压缩(Three Stage Compression，TSC)，X-51[15] 前体采用的是二级压缩. 目前，主要设计方法设计出的乘波体都只能进行一次压缩，压缩效率明显不够，需要进气道进行进一步的压缩，这增加了进气道的设计难度，也使进气道内流动变得复杂. 因此，开展具有多级压缩功能的乘波体设计技术研究可以扩大乘波体在高超

收稿日期：2014-11-27；**录用日期**：2015-01-04；**网络出版时间**：2015-01-23 10:43
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150123.1043.001.html
基金项目：江苏高校优势学科建设工程项目
作者简介：吕侦军(1987—)，男，江苏泰州人，博士研究生，lzhj1987124@126.com
*通讯作者：王江峰(1970—)，男，江苏南京人，教授，wangjf@nuaa.edu.cn，主要研究方向为高超声速飞行器布局设计、燃烧流场数值模拟技术、气动加热计算技术等.

引用格式：吕侦军，王江峰. 多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计与对比分析[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2103-2109.
Lyu Z J，Wang J F. Design and comparative analysis of multistage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2103-2109 (in Chinese).

北航学报 赠阅

声速飞行器设计方面的工程应用前景. 本文将发展的多级压缩乘波体设计方法同时应用到锥导乘波体和吻切锥乘波体设计中去,通过该设计方法设计得到了三级压缩锥导乘波体(Three-Stage Compression Cone-derived Waverider,TSC-ConeWR)和三级压缩吻切锥乘波体(Three-Stage Compression Osculating Cone Waverider,TSC-OSConeWR),数值模拟计算了其在设计无粘条件下和粘性条件下的升阻力系数、流量系数和总压恢复系数,并对三级压缩锥导和吻切锥乘波体的性能进行了对比分析.

1 多级压缩乘波体设计方法

1.1 基准流场

在多级压缩乘波体设计方法中,基准流场采用的均是 Taylar-Maccoll 流动,即零攻角圆锥绕流,控制方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}V_\theta^*}{\mathrm{d}\theta}=-V_r^*+(a/a_\infty)^2\dfrac{V_r^*+V_\theta^*\cot\theta}{V_\theta^{*2}-(a/a_\infty)^2}\\ \dfrac{\mathrm{d}V_r^*}{\mathrm{d}\theta}=V_\theta^*\end{cases}\tag{1}$$

式中:$V_\theta^*=V_\theta/a_\infty$,$V_r^*=V_r/a_\infty$;$V_\theta$ 和 V_r 为速度在球坐标系下的分量;a_∞ 为来流声速;a 为当地声速,并有

$$(a/a_\infty)^2=1+0.5(\gamma-1)(Ma_\infty-V_r^{*2}-V_\theta^{*2})\tag{2}$$

由斜激波关系式求出式(1)的初始条件为

$$\begin{cases}V_{r0}^*=Ma_\infty\cos\beta\\ V_{\theta0}^*=(\rho_1/\rho_2)Ma_\infty\sin\beta\end{cases}\tag{3}$$

式中:β 为激波角;ρ_1 为激波前密度;ρ_2 为激波后密度;Ma_∞ 为来流马赫数. 通过式(1)和式(3)可以求得零攻角圆锥绕流的近似解.

1.2 设计方法

多级压缩乘波体设计方法是基于吻切锥原理,吻切锥原理[4]指出一般三维超声速流动运动方程都可以在二阶精度范围内用一个轴对称流的运动方程来逼近. 在多级压缩乘波体设计方法中各级压缩流场均用零攻角圆锥绕流流场来逼近. 下文生成的多级压缩锥导乘波体和多级压缩吻切锥乘波体均是三级压缩,因此以三级压缩乘波体为例介绍多级压缩乘波体的设计方法.

首先,构造如图 1 所示的具有 3 道锥形激波的设计预期流场,3 道锥形激波面相交于底部同一个圆上,3 道锥形激波相对于来流的激波角分别为 β_1、β_2 和 β_3,并且需满足:

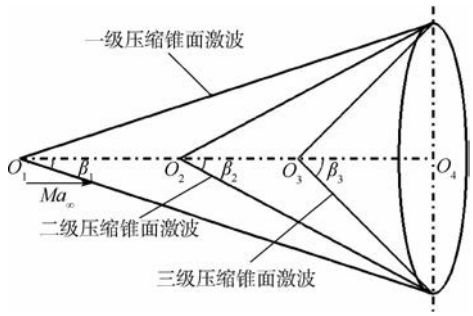


图 1 三级压缩锥形激波的设计预期流场

Fig. 1 Design expected flow field of TSC conical shockwave

$$\beta_1>\arcsin(1/Ma_\infty),\beta_1<\beta_2<\beta_3\tag{4}$$

三级压缩乘波体的第 1 级压缩的基准流场如图 2,由于第 1 级压缩基准流场是零攻角的,因此可以按照常规乘波体设计方法在零攻角圆锥绕流流场中流线追踪获得一级压缩面. 当流线追踪至图 3 所示的二级锥形激波面时,流线与二级锥形激波面有一个交点 A,可以在一级压缩基准流场中求出 A 点的流动参数,将其作为二级压缩基准流场的来流条件,并将 A 点作为二级压缩面流线追踪的起始点. 但 A 点流动方向与轴线 O_2O_4 之间存在攻角 α_1,在这种情况下不可以用零攻角圆锥绕流来构造二级压缩基准流场.

多级压缩乘波体设计方法主要解决的是二级及后面级压缩基准流场的构造问题. 应用吻切锥原理在图 3 中将中轴线 O_2O_4 绕 O_2 沿图示方向旋转 α_1 度,使新得到的轴线 O_2O_5 与 A 点的流动方向平行. 经过这样处理后,A 点流动方向相对于图 3 中新的二级压缩基准流场是零攻角的,因此新的二级压缩基准流场可以用零攻角圆锥绕流(Taylar-Maccoll 流动)来构造,其二级压缩的实际激波角为 $\beta_2-\alpha_1$. 三级压缩的基准流场采用同样的方法进行处理,如图 4,B 点的流动相对于轴线 O_2O_5 存在攻角 α_2,经过上述处理后,新的三级压缩实际激波角为 $\beta_3-\alpha_1-\alpha_2$.

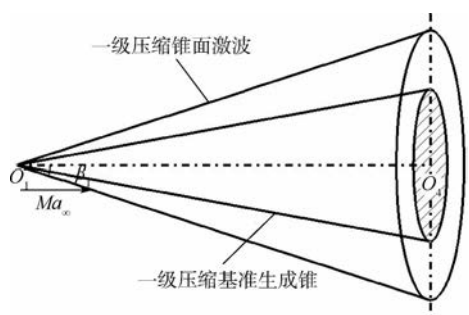


图 2 第 1 级压缩基准流场

Fig. 2 Reference flow field for first-stage compression

北航学报 赠阅

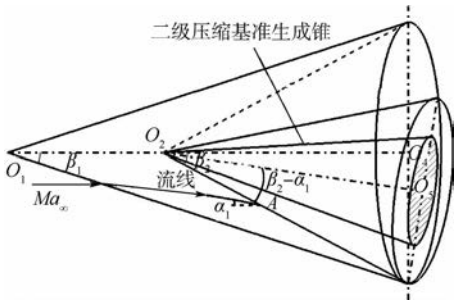


图 3　第 2 级压缩基准流场

Fig. 3　Reference flow field for second-stage compression

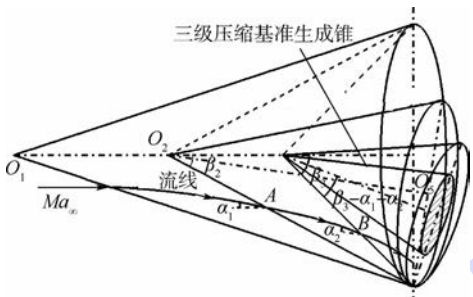


图 4　第 3 级压缩基准流场

Fig. 4　Reference flow field for third-stage compression

2　多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计

吻切锥乘波体外形的生成是由流动捕获曲线(Flow Capture Curve，FCC)和进气道捕获曲线(Inlet Capture Curve，ICC)决定的，构造如图 5 所示的 FCC 曲线和 ICC 曲线，这两条曲线的表达式为

FCC 曲线：

$$\text{直线段：}0 \leqslant x \leqslant L_u : y = 0$$

$$\text{曲线段：}x \geqslant L_u : y = B(x - L_u)^m \tag{5}$$

ICC 曲线：

$$\text{直线段：}0 \leqslant x \leqslant L_s : y = -H$$

$$\text{曲线段：}x \geqslant L_s : y = -H + A(x - L_s)^n \tag{6}$$

式中：L_u 为 FCC 曲线直线段的长度；L_s 为 ICC 曲线直线段的长度；$H = L\tan\beta_1$，L 为乘波体的长度，β_1 为一级压缩激波角. 给定 L_u、L_s、指数 m 和 n、系数 k，A 和 B 可以通过几何关系求得；图 5 中 $y_{coj} = -kH$ 表示 FCC 曲线和 ICC 曲线交点的位置.

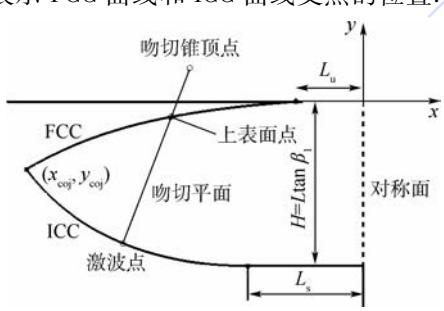


图 5　吻切锥乘波体 ICC 和 FCC 曲线定义

Fig. 5　Curve definition of ICC and FCC for osculating cone waverider

在过 ICC 曲线段的任意一点的吻切平面(Osculating Plane，OP)内，通过上述多级压缩乘波体设计方法获得该平面内的流线. ICC 直线段的流线通过斜激波关系式求得. 而锥导乘波体设计是吻切锥乘波体设计方法的一个特例，即相当于锥导乘波体的 ICC 曲线为一段圆弧，各点的曲率半径为恒定值[16].

选取吻切锥乘波体的几何参数：乘波体长度 $L = 5.0$ m；FCC 直线段长度 $L_u = 0.2$ m；ICC 直线段长度 $L_s = 0.35$ m；$x_{coj} = -2.0$ m；指数 $m = 4$、$n = 2.5$；系数 $k = 0.45$；$\beta_1 = 12°$，将这些参数代入式(5)和式(6)并根据几何关系即可得到 FCC 和 ICC 曲线. 为了对比三级压缩锥导和吻切锥乘波体的性能，使三级压缩锥导乘波体的前缘在 XY 平面的投影与吻切锥乘波体的 FCC 曲线相同，即这两种乘波体具有在 XY 平面的投影形状相同的前缘.

根据多级压缩乘波体设计方法，编写设计程序设计得到了来流马赫数 6.0；压强 1 197 Pa；密度 0.018 41 kg/m^3；温度 226.5 K；三级激波角分别为 $\beta_1 = 12°$、$\beta_2 = 18°$、$\beta_3 = 25°$ 设计条件下的 3 级压缩锥导和吻切锥乘波体，如图 6、图 7 所示. 图中绿色部分为一级压缩面，浅蓝部分为二级压缩面，深蓝部分为三级压缩面.

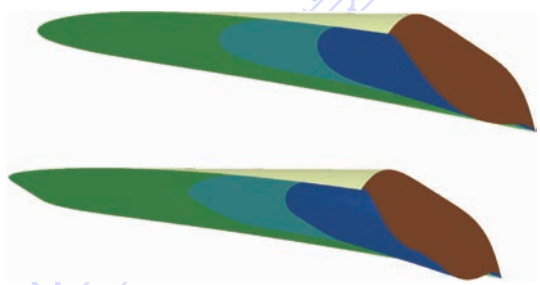


图 6　三级压缩锥导乘波体和吻切锥乘波体

Fig. 6　TSC cone-derived waverider and osculating cone waverider

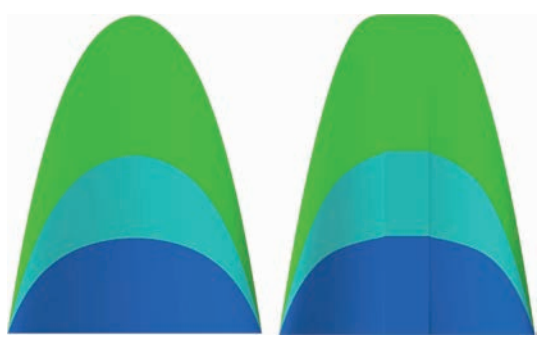


图 7　三级压缩锥导乘波体和吻切锥乘波体下表面

Fig. 7　Lower surface of TSC cone-derived waverider and osculating cone waverider

北航学报 赠阅

3 数值模拟分析

3.1 无粘条件

由于多级压缩乘波体设计都是基于无粘条件的,为了验证多级压缩乘波体设计方法的正确性,采用 Euler 求解器对三级压缩锥导和吻切锥乘波体进行了数值模拟验证. 图 8 给出了三级压缩锥导和吻切锥乘波体在设计条件下的下表面密度云图,图 9 为该条件下的激波结构图.

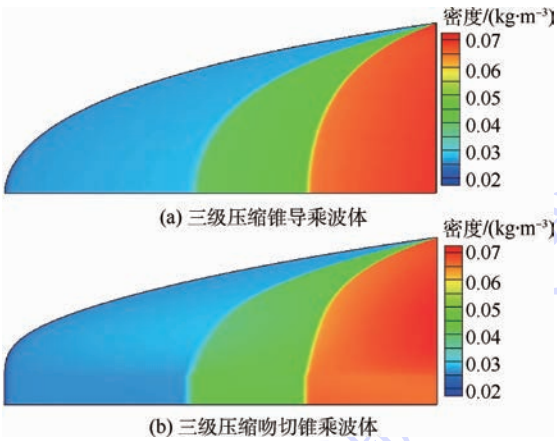


图 8 三级压缩乘波体下表面密度云图

Fig. 8 Density contours of TSC waverider's lower surface

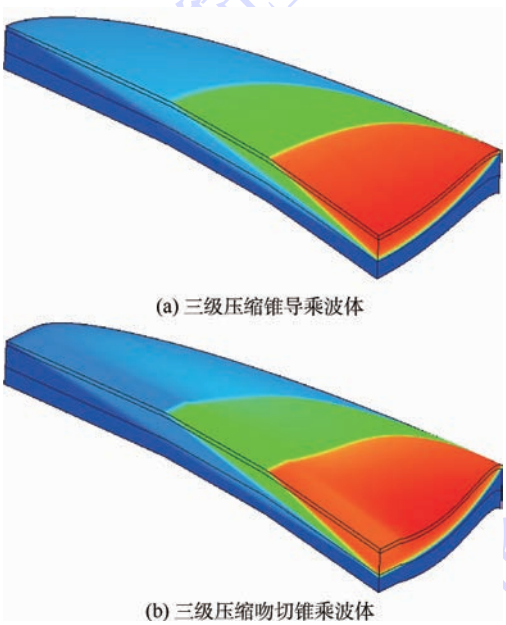


图 9 三级压缩乘波体激波结构图

Fig. 9 Shockwave structural diagram of TSC waverider

由数值模拟结果图可以得出,三级压缩锥导和吻切锥乘波体下表面产生激波的位置与图 7 相吻合,并且 3 道激波按照设计预期相交于乘波体底部平面内. 图 10 给出了三级压缩吻切锥乘波体底部截面的密度云图,3 道激波在图中相交的位置与 ICC 曲线吻合较好.

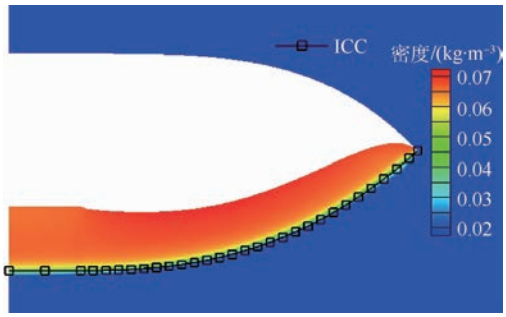


图 10 三级压缩吻切锥乘波体底部截面密度云图

Fig. 10 Density contours of TSC osculating cone waverider's bottom section

预压缩性能、总压恢复系数、升阻比等性能是评价乘波体的重要性能指标. 流量系数 σ 为前体预压缩性能的评价参数,代表了气流到达进气道进口处的质量通量的相对变化率,表达式为 $\sigma = \rho u/(\rho u)_\infty$. 总压恢复系数 $\eta = P_{02}/P_{01}$ 为底部切面内激波与乘波体间的面积平均总压与来流总压的比值,它反映了气流经过前体后的能量损失.

通过数值模拟对三级压缩锥导乘波体以及三级压缩吻切锥乘波体的升阻力性能、流量系数和总压恢复系数进行了计算,计算结果见表 1 和表 2. 参考面积取乘波体下表面的面积.

表 1 三级压缩乘波体无粘气动性能参数

Table 1 Inviscid aerodynamic performance parameters of TSC waverider

构型	参考面积 S_{ref}/m^2	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 L/D
TSC-ConeWR	7.296	0.1000	0.0283	3.53
TSC-OSConeWR	7.714	0.0997	0.0285	3.50

表 2 三级压缩乘波体无粘压缩性能参数

Table 2 Inviscid compression performance parameters of TSC waverider

构型	流量系数 $\sigma = \rho u/(\rho u)_\infty$	无粘总压恢复系数 $\eta = P_{02}/P_{01}$
TSC-ConeWR	3.206	0.906
TSC-OSConeWR	3.130	0.888

在设计条件下,三级压缩锥导与吻切锥乘波体的无粘性能参数基本一致,这是由于三级压缩锥导乘波体 3 个压缩面的面积分别为 3.066、1.868 和 2.362 m^2,面积比为 1∶0.609∶0.770;三级压缩吻切锥乘波体 3 个压缩面的面积分别为 3.226、1.961 和 2.527 m^2,面积比为 1∶0.608∶0.783,两者 3 个压缩面的面积比基本相同,并且其三级压缩激波角相同,从图 8 中看出密度云图分布也一致,因此其性能参数基本相同.

3.2 粘性条件

以上三级压缩锥导和吻切锥乘波体的设计与

北航学报 赠阅

分析都是在无粘条件下的,但在实际应用时,粘性问题不可避免,因此需要研究多级压缩乘波体在粘性条件下的性能,在研究多级压缩乘波体粘性问题时,湍流模型选取 S-A 模型.

表 3 与表 4 分别为三级压缩锥导和吻切锥乘波体在粘性条件下的升阻力与压缩性能数据,与无粘条件下一样,各项性能参数也基本相同.图 11为三级压缩锥导和吻切锥乘波体在粘性条件下的等压线图.

表 3　三级压缩乘波体粘性气动性能参数

Table 3　Viscous aerodynamic performance parameters of TSC waverider

构型	参考面积 S_{ref}/m^2	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 L/D
TSC-ConeWR	7.296	0.0992	0.0326	3.04
TSC-OSConeWR	7.714	0.0979	0.0323	3.03

表 4　三级压缩乘波体粘性压缩性能参数

Table 4　Viscous compression performance parameters of TSC waverider

构型	流量系数 $\sigma=\rho u/(\rho u)_\infty$	粘性总压恢复系数 $\eta=P_{02}/P_{01}$
TSC-ConeWR	3.183	0.830
TSC-OSConeWR	3.084	0.828

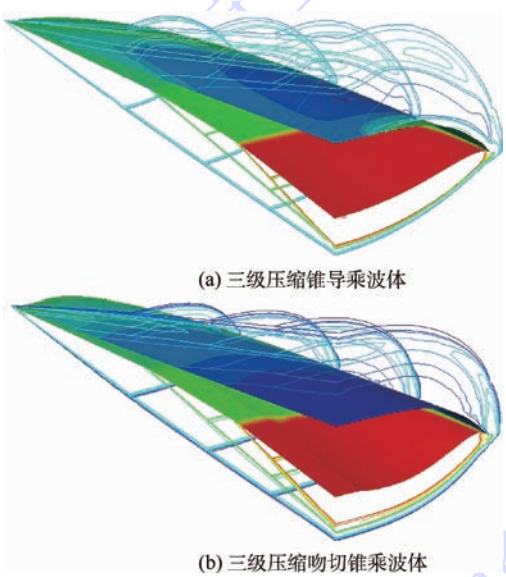


图 11　三级压缩乘波体等压线图

Fig. 11　Pressure contours of TSC waverider

由表 2 和表 4 可以得出,三级压缩锥导乘波体在无粘与粘性条件下的压缩性能都要略优于三级压缩吻切锥乘波体.相比于无粘条件,三级压缩锥导和吻切锥乘波体的升阻比分别下降了 13.88% 和 13.43%.在乘波体的前缘处出现了一些溢流,但对升力的影响较小,依然具有良好的乘波性能,升阻比的降低主要是由考虑粘性后阻力的增加导致的.由粘性产生的边界层相当于增加了乘波体下表面的厚度,使各级激波角有所增大,如图 11 所示 3 道激波在底部分别相距一段很小的距离,这个问题可以根据三级压缩乘波体在实际应用时给定一定的攻角来克服.

为了研究多级压缩乘波体在非设计状态下的性能,对三级压缩锥导乘波体(TSC-ConeWR)在马赫数 6.0、攻角 4°和马赫数 5.0、攻角 4°条件下的流场进行了计算.表 5 汇总对比了三级压缩锥导乘波体在无粘和粘性设计条件下以及粘性非设计条件下的性能.

表 5　三级压缩锥导乘波体不同条件下气动性能对比

Table 5　Aerodynamic performance comparison of TSC cone-derived waverider in different conditions

条件(有无粘/马赫数/攻角)	C_L	C_D	L/D	σ	η
无粘/*Ma*6/攻角 0°	0.1000	0.0283	3.53	3.206	0.906
粘性/*Ma*6/攻角 0°	0.0992	0.0326	3.04	3.183	0.830
粘性/*Ma*6/攻角 4°	0.1856	0.0592	3.13	3.894	0.745
粘性/*Ma*5/攻角 4°	0.1940	0.0627	3.09	3.129	0.806

计算结果表明,给定 4°的攻角的情况下,攻角的增加相当于增大了激波角,使压缩加剧,总压损失变大.由于激波角增大,激波后壁面的压力也增大,使升力和阻力同时增大,并且在马赫数 5.0 和 6.0 的条件下,升阻比都有所增大.

图 12 为三级压缩锥导乘波体在来流马赫数 6.0、攻角 4°和来流马赫数 5.0、攻角 4°条件下的等压线图.马赫数 6.0、攻角 4°的等压线图中 3 道激波交汇在底部截面上,验证了上文提到的通过给定一定的攻角可以克服在设计条件下考虑粘性

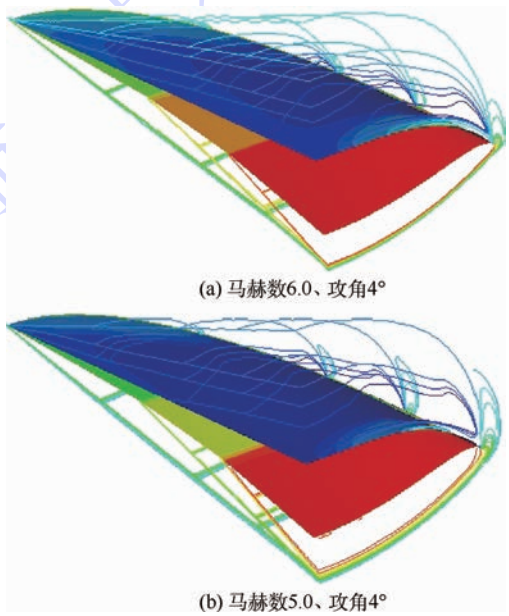


图 12　三级压缩锥导乘波体非设计状态等压线图

Fig. 12　Pressure contours of TSC waverider off design condition

后 3 道激波在底部截面上相距一小段距离的问题. 马赫数 5.0、攻角 4°的图中,3 道激波还相距很小的距离,可以继续增大攻角来解决. 从流场图中看,相较于设计条件,前缘的溢流程度有所增大,但依然保持了良好的乘波性能.

4 结 论

本文在吻切锥理论的基础上发展了一种多级压缩乘波体设计方法,对由该设计方法设计得到的多级压缩乘波体进行了研究,研究结果表明:

1) 将多级压缩乘波体设计方法同时应用于锥导和吻切锥乘波体,获得的三级压缩锥导和吻切锥乘波体通过数值模拟结果验证了设计方法的正确性.

2) 在粘性条件下,三级压缩锥导和吻切锥乘波体的流量系数分别为 3.183 和 3.084,多级压缩乘波体充分发挥了前体的预压缩性能.

3) 对于相同设计条件和具有相同前缘投影的三级压缩锥导乘波体和吻切锥乘波体,其升阻力性能基本相同,压缩性能三级压缩锥导乘波体要略优于三级压缩吻切锥乘波体,但锥导乘波体的进气道入口曲线必须是圆弧形的,而吻切锥乘波体更能适应一般形状的进气道. 在实际应用时,应按照具体要求选择应用何种乘波体.

4) 三级压缩锥导乘波体在非设计状态依然表现出良好的乘波性能和压缩性能.

为使获得的多级压缩乘波体更接近工程应用条件,仍需要对乘波体普遍存在的尖锐前缘处气动加热问题开展研究,找到合适的前缘钝化方法,既保证乘波体的性能,又能有效地降低前缘的气动加热.

参考文献 (References)

[1] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of Royal Aeronautical Society, 1959, 63(9): 512-528.

[2] Rasmussen M L, Jischke M C, Daniel D C. Experimental forces and moments on cone-derived waveriders for M_∞ = 3 to 5[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(6): 592-598.

[3] Rasmussen M L, Jischke M C, Daniel D C. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(6): 537-545.

[4] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K D. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]// First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990.

[5] Jones K D, Sobieczky H, Seebass A R, et al, Waverider design for generalized shock geometries[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(6): 957-963.

[6] 王卓,钱翼稷. 乘波机外形设计[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(2):180-183.
Wang Z, Qian Y J. Waverider configuration design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 180-183(in Chinese).

[7] 刘嘉,王发民. 乘波前体构型设计与压缩性能分析[J]. 工程力学,2003,20(6):130-134.
Liu J, Wang F M. Waverider configuration design and forebody compressibility analysis [J]. Engineering Mechanics, 2003, 20(6): 130-134(in Chinese).

[8] 王发民,李立伟,姚文秀,等. 乘波飞行器构型方法研究[J]. 力学学报,2004,36(5):513-519.
Wang F M, Li L W, Yao W X, et al. Research on waverider configuration method[J]. Acta Mechanica Sinica, 2004, 36(5): 513-519(in Chinese).

[9] 姚文秀,雷麦芳,杨耀栋,等. 高超声速乘波飞行器气动实验研究[J]. 宇航学报,2002,23(6):82-85.
Yao W X, Lei M F, Yang Y D, et al. An aerodynamic experiment research of the hypersonic waverider vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(6): 82-85(in Chinese).

[10] 吕浩宇,李椿萱,曹德一. 乘波构型飞行器磁流体进气道一体化概念设计[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(10):1130-1134.
Lü H Y, Lee C X, Cao D Y. Conceptual study on integrated design of magnetohydrodynamic by pass scramjet for a waverider based hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(10): 1130-1134(in Chinese).

[11] 贺旭照,倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析[J]. 力学学报,2011,43(5):803-808.
He X Z, Ni H L. Osculating inward turning cone (OIC) waverider design methods and performance analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5): 803-808(in Chinese).

[12] 贺旭照,周正,毛鹏飞,等. 密切曲面内锥乘波前体进气道设计和试验研究[J]. 实验流体力学,2014,28(3):39-44.
He X Z, Zhou Z, Mao P F, et al. Design and experimental study of osculating inward turning cone waverider/inlet (OICWI)[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(3): 39-44(in Chinese).

[13] 张红文,张科南,陈万春. 带静态参数的高超声速飞行器轨迹优化算法[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(2):141-147.
Zhang H W, Zhang K N, Chen W C. Indirect method for trajectory optimization of hypersonic vehicle with static parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(2): 141-147(in Chinese).

[14] Harsha P T, Keel L C, Castrogiovanni A, et al. X-43A vehicle design and manufacture, AIAA-2005-3334 [R]. Reston: AIAA, 2005.

[15] Matthew P B, Steven P S. Effect of freestream noise on roughness-induced transition for the X-51A forebody[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(6): 1106-1116.

[16] 陈小庆,侯中喜,何烈堂,等. 吻切锥乘波构型参数化设计与正交试验分析[J]. 推进技术,2010,31(4):385-389.

北航学报 赠阅

Chen X Q, Hou Z X, He L T, et al. Parameterized design and orthogonal experiment analysis of osculating-cone waverider [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 385-389 (in Chinese).

Design and comparative analysis of multistage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider

LYU Zhenjun, WANG Jiangfeng*

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As a forebody of hypersonic vehicle which was powered by air-breathing scramjet, waverider not only showed its excellent aerodynamic performance, but also played the role of pre-compression to incoming flow for hypersonic vehicle. In order to further enhance the waverider forebody's pre-compression effect, a new design method for multistage compression waverider configuration was presented, based on theory of osculating cone proposed by Sobieczky. Multistage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider which had multiple compressive surfaces were obtained by using the design method. Aerodynamics performance of three-stage compression cone-derived waverider and osculating cone waverider were compared and analyzed in the same design condition and with the same projection curve of forbody. The research results show that the design expectation is in well agreement with the result of numerical simulation. The design method of multistage compression waverider can be used to cone-derived waverider and osculating cone waverider.

Key words: aerodynamic configuration; hypersonic; multistage compression; cone-derived waverider; osculating cone waverider

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0753

模拟月壤真空试验装置设计及实现方法

张涛，安迎和，丁希仑*
（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191）

摘 要：我国探月三期需在月面真空环境下钻采2 m深的月壤样品，为测试采样器在真空热环境下的性能，需首先在地面模拟一个接近月表的真空热环境.本文设计了一套模拟月壤真空试验装置，研究了模拟月壤真空实现方法.通过使用机械泵对模拟月壤进行抽真空，分析了抽速、样品量、含水量、密实度和温度等因素对模拟月壤真空度的影响情况.此外，分别分析了从容器顶部、底部抽气对模拟月壤抽真空效果的影响，提出了保证样品密实度的可行抽气方法.该试验研究对构建月面真空环境模拟器具备一定的参考价值.

关 键 词：模拟月壤；真空装置；环境模拟；真空实现；真空度
中图分类号：TB771
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2110-06

作为“绕、落、回”规划的第3步，我国探月工程三期的主要目标是实现无人自动采样返回[1].然而月球环境极其苛刻，近月空间和月表环境中的大气密度只有地球上的$1/10^{12}$，属于超高真空环境[2].为保证安全采样返回，需在地面模拟月球表面的真空热环境进行测试试验[3].但月表的超高真空在地球上几乎无法达到，因此只能够模拟一个相对较低的真空环境开展试验.

美国在世界范围内最先开展登月采样，但其采用人工采样的方式，直接将采集的样品带回地球研究分析.美国国家航天局(NASA)研究者Wechsler和Glaser的研究表明：当周围气压低于1 Pa时，粉末状玄武岩的热交换不受颗粒间残余气体的影响[4].美国University of California的研究者Tien和Nayak对Apollo系列月壤样品进行热导率测量，结果表明：当气压低于10 Pa时，随着气压的降低，月壤的热导率变化很小；当气压接近1 Pa时，随着气压降低，月壤的热导率基本上不再变化[5].为了等效月表的气压条件，地面试验环境必须保证气压低于1 Pa[6].

世界各国制作了大量的模拟月壤，用以模拟真实月壤的力学、热学特性[7]，开展探月前期研究工作[8].哈尔滨工业大学在国内最早开展钻采模拟月壤月岩的相关研究，近些年来发表了大量研究成果：晏然对真空钻采进行了有限元仿真分析[9]；侯佑松在常压下，对模拟月壤进行了低温(-30℃)钻采试验，有效钻进行程350 mm[10]；崔金生等研究了钻具在真空度$1.0\times10^{1}\sim1.0\times10^{2}$ Pa环境中的温升情况[11]；史晓萌等设计了一套钻取采样测试装置，在常温常压下对模拟月壤、模拟月岩综合取样进行了测试[3,12].中国地质大学石浩等将钻进过程的热场分布模型视为稳态单层圆柱体导热模型，常压下研究了钻进过程的生热情况[13].

模拟月壤因其特殊性(一般采用经雷蒙磨粉碎的玄武岩火山渣)[14]，粉末状颗粒对真空泵叶片损害较大，因此就如何制造真空条件下的模拟月壤、模拟月表月壤的钻采真空环境，国内外尚缺

收稿日期：2014-12-02；**录用日期**：2014-12-12；**网络出版时间**：2015-01-27 15:02
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1502.008.html
作者简介：张涛(1990—)，男，湖南邵阳人，博士研究生，buaazt@gmail.com
*通讯作者：丁希仑(1967—)，男，山东青岛人，教授，xlding@buaa.edu.cn，主要研究方向为空间机器人与空间机构学、仿生机器人、智能控制与自动化检测技术.

引用格式：*张涛，安迎和，丁希仑. 模拟月壤真空试验装置设计及实现方法[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2110-2115.*
Zhang T，An Y H，Ding X L. Device design and implementation method of lunar soil simulant vacuum test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2110-2115(in Chinese).

北航学报 赠阅

乏相关的文献.

本文设计了一套模拟月壤真空试验装置,研究了模拟月壤的不同物理参数对其所能够达到的真空度的影响.

1　试验装置设计

1.1　设计指标

根据月面环境实际情况,试验装置设计指标如下:

1) 空载真空度:空载(不含模拟月壤)情况下,装置真空度可达 1.0×10^{-1} Pa.

2) 密实度:能够对模拟月壤进行压实,密实度不低于 1.9 g/cm^3.

3) 含水量:能够对模拟月壤进行烘干,烘干后含水量不高于 0.1%.

4) 温度:能够对模拟月壤进行 150℃加热.

1.2　试验装置

试验装置主体部分为真空环境模拟器,对模拟月壤进行抽真空试验,制取真空条件下的模拟月壤;此外,还包括模拟月壤干燥、压实与加热设备,分别用于对模拟月壤进行干燥除水、振动压实与加热升温.

真空环境模拟器包含真空泵、真空计与月壤筒及其他相关配件,图 1 为试验装置实物图.

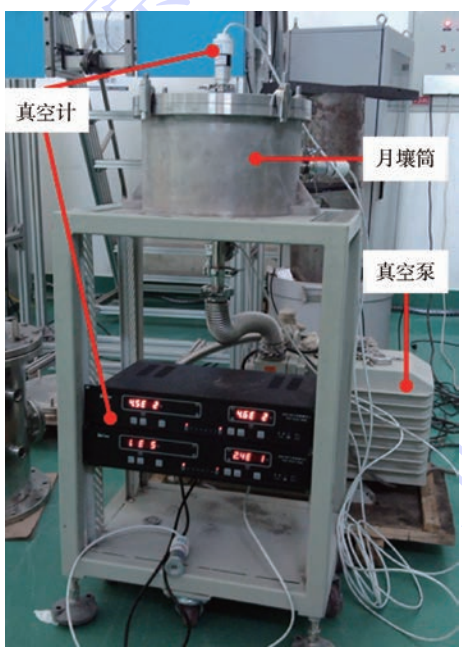


图 1　真空环境模拟器

Fig. 1　Vacuum environment simulator

月壤筒内径 308 mm,高度 200 mm,304 不锈钢材料,密封采用能够耐受高温并容忍粉尘的氟橡胶. 装置使用 800 目的不锈钢网过滤粉尘,避免对泵造成损坏. 月壤筒顶部、底部和侧壁各有一个抽气口,可连接真空泵或真空计测头. 试验过程中采用适合于粗低真空的测量的电阻真空计记录月壤筒内真空度的变化情况,真空计测量范围$1.0\times10^5\sim1.0\times10^{-1}$Pa.

根据设计指标空载(不含模拟月壤)真空度可达 1.0×10^{-1}Pa 的要求,装置选用旋片式机械泵,其极限压力可达 6.0×10^{-2}Pa,根据真空设计手册[15],计算泵需要的抽速.

月壤筒内表面积为

$$S=\pi(d\times h)+2\times\frac{\pi}{4}\times d^2 \tag{1}$$

式中:d 为月壤筒内径;h 为月壤筒内部高度.

真空腔体总出气率为

$$Q=S\times q \tag{2}$$

式中:q 为 304 不锈钢出气率,1 h 之后出气率约为 2.3×10^{-5}Pa·L/(s·cm^2).

因为是低真空状态,相比月壤筒的出气率,漏率忽略不计,则抽速为

$$v=\frac{Q}{p} \tag{3}$$

式中:真空室压 $p=1.0\times10^{-1}$ Pa. 计算得 $v=0.8$ L/s.

考虑安全系数 1.5 和管道的流导损失(一般泵的有效抽速是泵的额定抽速的 1/3 左右),最终选取抽速为 4 L/s 的旋片式机械泵. 试验表明,在密封空载情况下,使用 4 L/s 真空泵,装置 15 min 可达 1.0×10^{-1}Pa真空度. 试验考虑粉末状模拟月壤出气率高,同时选用一台抽速 15 L/s 的旋片式机械泵用于研究抽气速度对模拟月壤真空度的影响.

高密实度模拟月壤采用振动电机振实,振动电机下端带圆形不锈钢托盘,不锈钢托盘为直径 300 mm、厚度 20 mm 的不锈钢板. 振动电机振动力 2.5 kN,振频 50 Hz,额定功率 0.22 kW,振动体质量 14 kg. 压实策略采用分层方法,测得压实情况下模拟月壤密度为 1.90 g/cm^3. 振动器的实物如图 2 所示.

图 2　振动器实物

Fig. 2　Vibrator entity

北航学报 赠阅

采用电热鼓风干燥箱对模拟月壤进行干燥，120℃环境中烘干 16 h，测得模拟月壤的含水量低于 0.1%.

采用加热带对月壤筒外壁包裹加热，开启真空泵抽气时开启加热带，每隔 5 min 调高 30℃，30 min后调节到最高温度 150℃，随后保持加热带的加热状态直到试验结束.

2 试验测试方法

模拟月壤由颗粒状粉末组成，在真空抽气的过程中，内部的气体分子流动急剧，从而对模拟月壤的密实度造成影响. 试验分别从月壤筒顶部、底部对模拟月壤进行真空抽气，研究抽气方式对模拟月壤密实度的影响.

影响模拟月壤极限真空度的因素有：样品量、密实度、温度、泵抽速、含水量. 通过设计对照组试验，研究每一个因素对样品极限真空度的影响.

试验完整的流程如图 3 所示.

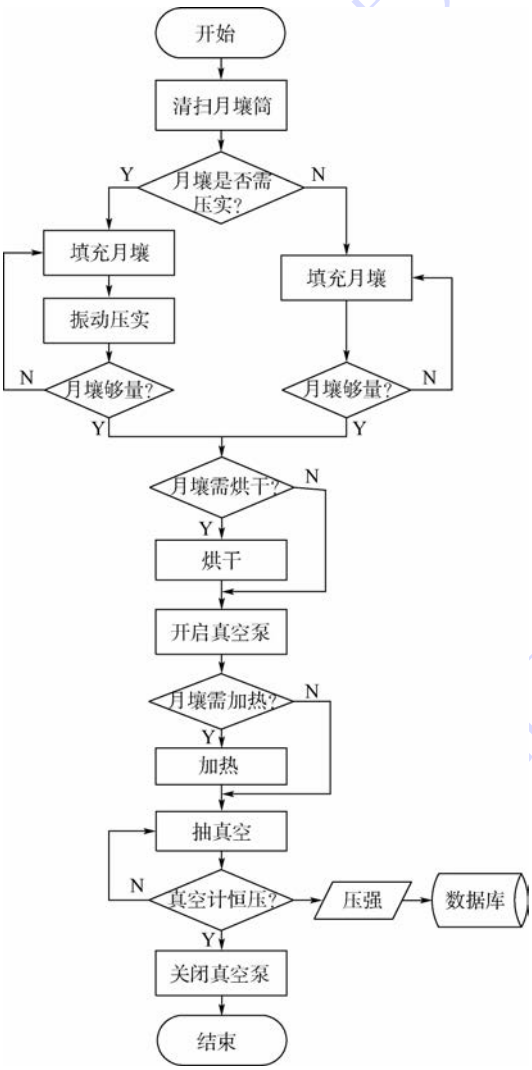


图 3 试验流程

Fig. 3 Test flowchart

试验流程分为如下步骤：

1）准备工作：清扫月壤筒，用纱布蘸酒精将月壤筒内的粉尘清除干净，并擦洗所有密封口，往月壤筒底部铺 4 层直径 308 mm、800 目的不锈钢过滤网. 连接真空计电源，对真空计进行零位校正.

2）装填模拟月壤（模拟月壤由北京卫星制造厂提供）：根据试验设计所需样品的多少装填模拟月壤，如需要对模拟月壤进行压实，则每次填入 40 mm 高度样品，利用振动装置振动压实，直至填充至所需样品量；如不需压实，则填充松散样品至所需量.

3）对模拟月壤样品干燥除水：如需要对样品进行烘干，将装填好样品的月壤筒整体放入 120℃电热鼓风干燥箱中干燥 16 h 后取出.

4）真空抽气与数据记录：开启真空泵抽气，如需对样品在抽气过程中加热，则开启加热带加热，每隔 5 min 记录一个真空计显示真空度数据.

5）试验结束：真空度基本维持不变超过 30 min，则认为已达到恒压状态，关机结束试验.

3 模拟月壤真空试验研究

3.1 抽气方式对样品密实度的影响

月球表层月壤一般处于高密实度状态，试验通过振动装置实现模拟月壤的高密实度. 抽真空的过程中，由于气体分子的流动对样品的密实度产生影响. 月壤筒分别设计了顶部和底部的抽气口，用于探究从不同方位抽气对样品密实度的影响.

压实的模拟月壤初始状态如图 4 所示.

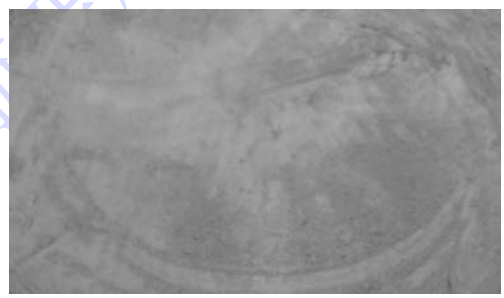


图 4 压实后的月壤表面状态

Fig. 4 Surface condition of lunar soil after compaction

从底部抽气和从顶部抽气后模拟月壤状态分别如图 5、图 6 所示，从图中可以明显地看出从月壤筒底部抽气后的样品四周形成空隙供气流通过，样品能够很好地维持密实度；从月壤筒顶部抽气后的样品侧壁无空隙，样品表面松动成块状，抽气过程中造成扬尘，抽气结束后散落在样

品表面.因此,从月壤筒底部抽气,样品上方和内部的气体分子通过样品被真空泵抽走,样品能够很好地保持密实度,是对模拟月壤比较理想的抽真空方式.

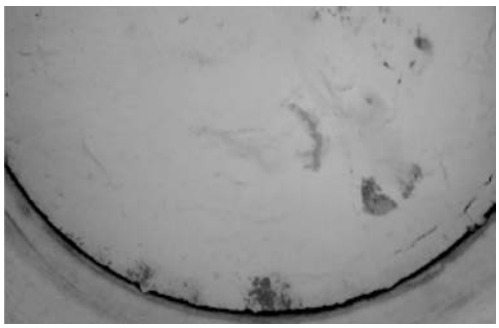


图 5　从月壤筒底部抽气后样品状态

Fig. 5　Sample condition after pumping from bottom of vehicle

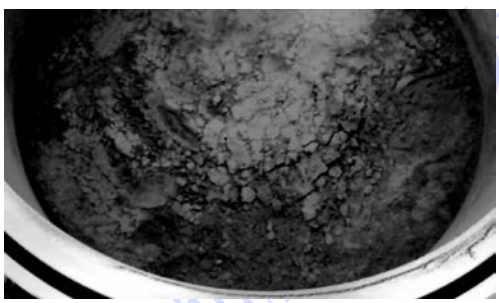


图 6　从月壤筒顶部抽气后样品状态

Fig. 6　Sample condition after pumping from top of vehicle

3.2　影响样品极限真空度的因素分析

影响模拟月壤样品极限真空度的因素有:样品量、抽速、温度、含水量和密实度.可以通过试验对比(见表 1),研究这些因素对模拟月壤极限真空度的影响.

列出了 7 组试验,每组试验列出了试验条件和样品的极限真空度,均采用从月壤筒底部抽气的方式,真空计测量位置为月壤筒的顶部.

表 1　试验对比分析

Table 1　Test contrast analysis

试验	月壤量/mm	抽速/(L·s^{-1})	加热	烘干	压实	极限真空度/Pa
1	190	15			√	460
2	190	15	√		√	500
3	80	15				420
4	80	19				23
5	80	19		√		110
6	190	19		√		94
7	190	19		√	√	19

3.2.1　温度对真空度的影响

试验 1 和试验 2 模拟月壤均为压实状态,真空泵抽速 15 L/s,样品在月壤筒内高度 190 mm,均未烘干,试验 2 开始抽真空过程中使用加热带对样品加热.

试验过程中月壤筒内真空度的变化如图 7 所示,从图中可以看出,2 组试验的极限真空度基本相当.因此,抽真空过程中对样品进行 150℃ 的加热,不影响样品所能够达到的极限真空度.

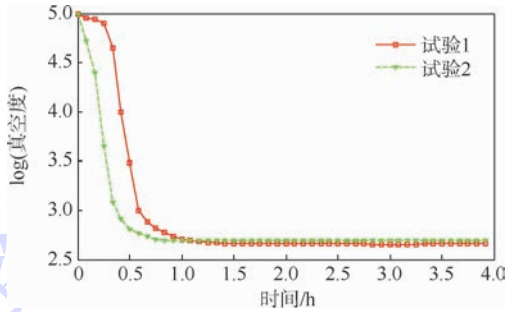


图 7　温度对真空度的影响

Fig. 7　Vacuum degree influenced by temperature

3.2.2　抽速对真空度的影响

试验 3 和试验 4 模拟月壤均为松散状态装填,样品在月壤筒内高度 80 mm,均未烘干,均未在抽气过程中加热,试验 3 真空泵抽速 15 L/s,试验 4 真空泵抽速 19 L/s.

试验过程中月壤筒内的真空度变化如图 8 所示,从图中可以看出,虽然试验 4 比试验 3 的抽速只大 4 L/s,试验 4 的极限真空度比试验 3 的极限真空度高出一个数量级,因此抽速对样品能够达到的极限真空度极为关键,为达到更高真空度可考虑进一步加大真空泵抽速.

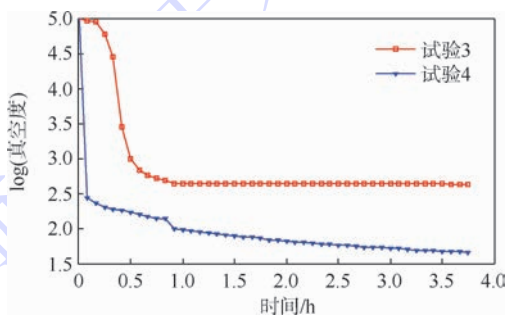


图 8　抽速对真空度的影响

Fig. 8　Vacuum degree influenced by pumping velocity

3.2.3　样品量对真空度的影响

试验 5 和试验 6 模拟月壤均为松散状态装填、烘干,抽速 19 L/s,抽气过程中不加热,月壤筒内的样品高度在试验 5 和试验 6 中分别为 80 mm 和 190 mm.

试验过程中月壤筒内的真空度变化如图 9 所示,从图中可以看出,2 组试验最后的极限真空度基本一样,因此模拟月壤样品量的多少,不影响抽真空的极限真空度.

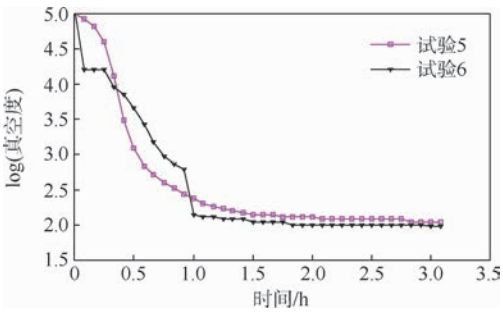


图 9 样品量对真空度的影响

Fig. 9 Vacuum degree influenced by sample volume

3.2.4 含水量对真空度的影响

试验 4 和试验 5 模拟月壤样品在月壤筒内的高度均为 80 mm,抽速 19 L/s,抽气过程中不加热,试验 4 样品不烘干,试验 5 样品烘干.

试验过程中月壤筒内的真空度变化如图 10 所示,从图中可以看出,2 组试验最后的极限真空度烘干组稍低(低 87 Pa). 未烘干的样品可能含有水汽,对空气分子有一定的黏滞性,导致真空度偏低,因此对样品进行干燥后抽气必须考虑干燥造成的影响.

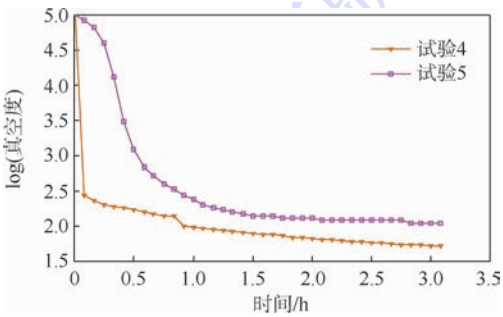


图 10 含水量对真空度的影响

Fig. 10 Vacuum degree influenced by water content

3.2.5 密实度对真空度的影响

试验 6 和试验 7 模拟月壤样品在月壤筒内的高度均为 190 mm,抽速 19 L/s,抽气过程中不加热,样品均烘干,试验 6 采用松散样品,试验 7 采用压实样品.

试验过程中月壤筒内的真空度变化如图 11 所示,从图中可以看出,2组试验最后的极限真空度压实样品稍低(低 75 Pa). 压实的样品内部含有更少的空气分子,因此导致压实的样品能够具有更高的极限真空度.

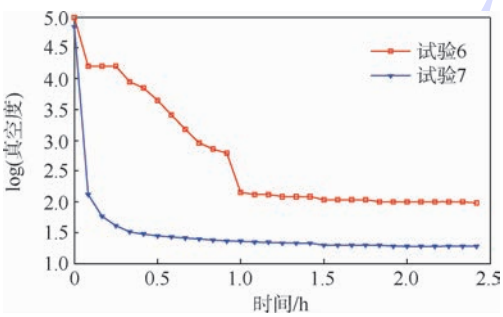


图 11 密实度对真空度的影响

Fig. 11 Vacuum degree influenced by density

4 结 论

本文设计并搭建了一套模拟月壤真空试验系统,对模拟月壤的真空实现方法进行的试验研究得到以下结论:

1) 从月壤筒底部抽气是保证样品密实度的合理抽气方式.

2) 泵的抽速是影响模拟月壤样品极限真空度的关键因素;抽气过程中对样品进行加热、样品量对极限真空度无影响;烘干对极限真空度稍有降低;压实对极限真空度稍有提高.

参考文献(References)

[1] 欧阳自远. 月球科学概论[M]. 北京:中国宇航出版社,2005:315-318.
Ouyang Z Y. Introduction to lunar science[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House,2005:315-318(in Chinese).

[2] 叶培建,肖福根. 月球探测工程中的月球环境问题[J]. 航天器环境工程,2006,23(1):1-11.
Ye P J,Xiao F G. Issues about lunar enviromental in lunar exploration project[J]. Spacecraft Environment Engineering,2006,23(1):1-11(in Chinese).

[3] Shi X M,Quan Q Q,Tang D W,et al. Development of a drilling and coring test-bed for lunar subsurface exploration and preliminary experimental research[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2013,26(6):1-10.

[4] Wechsler A E,Glaser P E. Thermal conductivity of nonmetallic materials summary report, NAS 8-1567 [R]. Huntsville: NASA,1964.

[5] Tien C L,Nayak A L. Analytical models for lunar soil thermal conductivity[C]// AIAA 10th Thermophysics Conference. Reston: AIAA,1975:27-29.

[6] Cremers C J,Birkebak R C. Thermal conductivity of fines from Apollo 12[C]// Lunar and Planetary Science Conference Proceedings. Huston: Lunar and Planetary Institute,1971,2:2311-2315.

[7] 殷参,陈轮,董志峰. 钻进取样试验用模拟月壤[J]. 地质与勘探,2012,48(1):165-169.
Yin S,Chen L,Dong Z F. Lunar soil simulant for drilling tool research[J]. Geology and Exploration,2012,48(1):165-169(in Chinese).

[8] 张宇,余飞,陈善雄. CAS-1 模拟月壤动剪切模量与阻尼比的试验研究[J]. 岩土力学,2014,35(1):74-82.
Zhang Y,Yu F,Chen S X. Experimental study of dynamic shear modulus and dampingratio of CAS-1 lunar soil simulant[J]. Rock and Soil Mechanics,2014,35(1):74-82(in Chinese).

[9] 晏然. 月球土壤采样钻具钻进过程热特性分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
Yan R. Thermal characteristics analysis for drilling process of lu-

北航学报 赠阅

nar regolith sample drilling Tool[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2012(in Chinese).

[10] 侯佑松.月面钻取采样过程钻具热特性测试系统研制与试验研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
Hou Y S. Drill thermal characteristics test system development and experiment research of the lunar surface drilling sampling process[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2013(in Chinese).

[11] Cui J S,Hou X Y,Zhao D M,et al. Thermal simulation and experiment of lunar drill bit in vacuum[J]. Telkomnika Indonesian Journal of Electrical Engineering, 2014, 12(6): 4756-4763.

[12] 史晓萌,节德刚,全齐全.模拟月壤钻进负载分析与试验研究[J].宇航学报,2014,35(6):648-656.
Shi X M,Jie D G,Quan Q Q. Experimental research on lunar soil simulant drilling load analysis[J]. Journal of Astronautics, 2014,35(6):648-656(in Chinese).

[13] 石浩,段隆臣,李天明.螺旋钻进模拟月壤过程的热场分析[J].地质科技情报,2011,30(6):138-141.
Shi H, Duan L C, Li T M. Analysis of thermal field on the process of auger drilling simulative lunar soil[J]. Geological Science and Technology Information,2011,30(6):138-141(in Chinese).

[14] 陈诗吉.月壤热物性特征及其剖面温度垂直分布模拟[D].上海:华东师范大学,2014.
Chen S J. Thermophysical properties of lunar regolith and simulation of its vertical temperature distribution[D]. Shanghai: East China Normal University,2014(in Chinese).

[15] 达道安.真空设计手册[M].北京:国防工业出版社,2004:783-786.
Da D A. Vacuum design manual[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2004:783-786(in Chinese).

Device design and implementation method of lunar soil simulant vacuum test

ZHANG Tao, AN Yinghe, DING Xilun*

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

Abstract: Drilling sample of lunar soil over depth of 2 m is the most important object of the third stage of China's lunar exploration project. For performance test and security validation of the drilling process, it is necessary to simulate a vacuum thermal environment which is close to lunar surface and then to carry out the simulation test. A test device for lunar soil simulant in vacuum condition was designed and the pumping method was studied. The vacuum degree, under the condition of mechanical pump, influenced by pumping velocity, sample volume, water content, density and temperature was analyzed. Furthermore, with comparing the effect of methods which pumped from the top and the bottom of the lunar simulants vessel, the most efficient method to maintain the density of lunar soil simulants was put forwarded. The research makes some contribution to the construction of lunar vacuum thermal environment simulator.

Key words: lunar soil simulant; vacuum device; environment simulation; vacuum implementation; vacuum degree

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0716

角度测量下双机协同 standoff 目标跟踪

朱黔[1], 周锐*[1], 董卓宁[1], 李浩[2]
(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 2. 中航工业成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘 要: 基于最大化目标位置估计精度,针对两架无人机(UAV)仅有角度测量的情况,提出一种新的协同随机运动目标 standoff 跟踪控制方法. 以目标位置估计均方根误差(RSME)作为性能指标,建立其与 UAV 观测几何构型之间的关系模型,进而确定了最优跟踪时 UAV 最优观测几何构型. 采用扩展信息滤波实现目标状态的融合估计;考虑平台性能、碰撞规避、安全距离等约束条件,采用非线性模型预测控制(NMPC)实现 UAV 协同分布式在线优化控制. 仿真结果表明该算法在确保最优观测构型和跟踪精度的同时有效地提高了算法实时性.

关 键 词: 无人机(UAV); standoff 跟踪; 协同控制; 非线性模型预测控制; 均方根误差
中图分类号: TP391
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2116-08

无人机(UAV)能够协同执行多种任务,如边界巡逻、敌方监视、编队护航、灾难救援等任务[1],而目标跟踪则是 UAV 执行任务的关键技术之一. 在敌对目标跟踪中,无人机必须与敌对目标保持一定安全距离以降低暴露风险,并且尽可能地提高目标观测信息,即广泛研究的 standoff 跟踪问题.

在过去的研究中,协同 standoff 跟踪已经取得一定的成果. Lawrence[2] 第一次提出将李雅普诺夫矢量场用于 standoff 跟踪,Frew 等[3] 对李雅普诺夫矢量场进行扩展,其提出速度控制和航向角控制双层控制结构,将协同 standoff 跟踪分成相对独立的距离控制和角间距控制. Summers 等[4] 通过信息结构进一步扩展李雅普诺夫矢量场,通过设计可变空速控制器来实现多车辆协同控制中期望角间距控制. Chen 等[5] 第一次结合切向矢量场和李雅普诺夫矢量场形成复合控制结构,用以弥补切向矢量场控制当 UAV 在 standoff 圆内切线不存在的问题. 除李雅普诺夫矢量场控制以外,Oh 等[6] 提出了一种基于微分几何方法的 standoff 跟踪导引律设计方法,通过引入目标速度项来提高跟踪精度. Ma 和 Hovakimyan[7] 通过添加附加项的方式,结合角间距形成平衡圆编队用以实现协同 standoff 跟踪. 此外,Oh 等[8] 通过航路构造的方法实现协同 standoff 跟踪;王树磊等[9] 对参考点制导(RPG)法进行改进,提高 UAV 的整体跟踪效果. 针对仅有角度测量的 UAV,Ponda 等[10] 针对不同测量方式,对于距离误差和角度误差给出详细分析. Lee 等[11] 提出多 UAV 仅考虑一步信息量的反馈导引律设计实现最大化目标估计信息. Kim 等[12] 运用非线性模型预测控制(NMPC)实现协同 standoff 跟踪,将 standoff 距离和期望角间距

收稿日期: 2014-11-18; **录用日期**: 2015-01-30; **网络出版时间**: 2015-04-01 16:35
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150401.1635.005.html
基金项目: 国家自然科学基金(61273349, 61175109, 61203223)
作者简介: 朱黔(1988—),男,贵州六盘水人,博士研究生,ZhuQian@buaa.edu.cn
* **通讯作者**: 周锐(1968—),男,湖北钟祥人,教授,zhr@buaa.edu.cn,主要研究方向为无人机自主控制、多飞行器协同控制.

引用格式: *朱黔, 周锐, 董卓宁, 等. 角度测量下双机协同 standoff 目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2116-2123. Zhu Q, Zhou R, Dong Z N, et al. Coordinated standoff target tracking using two UAVs with only bearing measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2116-2123 (in Chinese).*

引入性能指标,获得很好的跟踪效果.

目前 standoff 跟踪问题研究主要集中在控制律设计,但对 UAV 不同空间位置关系对目标位置估计精度的影响少有考虑. 或者,尽管分析了 UAV 几何构型与目标位置估计精度之间的关系,但如何实现 UAV 最优构型下的控制律设计却很少涉及.

针对 standoff 跟踪过程中如何实现 UAV 的最优观测问题,本文提出了一种新的导引律设计思路. 首先建立 UAV 协同观测空间构型与目标位置估计误差之间的关系;然后通过优化空间构型进而实现目标状态的最优估计.

1　目标跟踪问题描述

1.1　无人机动力学模型

假设所有无人机都拥有飞行控制系统可以有效跟踪控制指令,仅考虑在二维水平平面上的控制律设计,对应无人机运动学模型如下:

$$\begin{pmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{\psi}\\ \dot{v}\\ \dot{\omega}\end{pmatrix}=f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})=\begin{pmatrix}v\cos\psi\\ v\sin\psi\\ \omega\\ -\dfrac{1}{\tau_v}v+\dfrac{1}{\tau_v}u_v\\ -\dfrac{1}{\tau_\omega}\omega+\dfrac{1}{\tau_\omega}u_\omega\end{pmatrix}\tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}=[x\ \ y\ \ \psi\ \ v\ \ \omega]^{\mathrm{T}}$ 为无人机状态,(x,y) 为惯性坐标系位置,ψ 为航向角,v 为速度,ω 为偏航角速率;(τ_v,τ_ω) 为时间常数表征执行机构时延;$\boldsymbol{u}=[u_v\ \ u_\omega]^{\mathrm{T}}$ 为速度和偏航角速率控制输入. 基于无人机运动学模型,考虑如下约束[13]:

$$\begin{cases}|u_v-v_0|\leqslant v_{\max}\\ |u_\omega|\leqslant\omega_{\max}\end{cases}\tag{2}$$

式中:v_0 为无人机的名义速度;$v_{\max}$ 和 $\omega_{\max}$ 分别为速度和偏航角速度的最大变化范围.

1.2　目标运动模型

由于地面运动目标可以通过调整速度和方向进行任意机动,所以一般的匀速运动模型无法准确表示目标的运动状态. 因此本文中采用加速度模型[14]来表示目标运动方程如下:

$$\boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{F}_k\boldsymbol{x}(k)+\eta\tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{x}(k)=[x_k\ \ \dot{x}_k\ \ \ddot{x}_k\ \ y_k\ \ \dot{y}_k\ \ \ddot{y}_k]^{\mathrm{T}}$ 为目标状态,对应为目标的位置、速度、加速度信息;$\boldsymbol{F}_k$ 为目标的状态转移矩阵;η 为均值为 0、方差为 σ_a^2 的高斯白噪声用以表征加速度噪声.

$$\boldsymbol{F}_k=\begin{bmatrix}1&T_{\mathrm{S}}&q_1&0&0&0\\ 0&1&q_2&0&0&0\\ 0&0&\mathrm{e}^{-\alpha T_{\mathrm{S}}}&0&0&0\\ 0&0&0&1&T_{\mathrm{S}}&q_1\\ 0&0&0&0&1&q_2\\ 0&0&0&0&0&\mathrm{e}^{-\alpha T_{\mathrm{S}}}\end{bmatrix}\tag{4}$$

式中:$q_1=(\mathrm{e}^{-\alpha T_{\mathrm{S}}}+\alpha T_{\mathrm{S}}-1)/\alpha^2$;$q_2=(1-\mathrm{e}^{-\alpha T_{\mathrm{S}}})/\alpha$;$T_{\mathrm{S}}$ 为采样时间;α 为目标运动模型相对因子,α 小则对应目标缓慢运动,反之对应目标快变运动.

1.3　传感器测量模型

假设 UAV 对目标跟踪测量采用定高飞行,传感器模型为方位角测量传感器,模型如下:

$$z_i=h(\boldsymbol{x})+\nu_i=\arctan\left(\frac{y_i-y_{\mathrm{T}}}{x_i-x_{\mathrm{T}}}\right)+\nu_i\tag{5}$$

式中:(x_i,y_i) 为第 i 架 UAV 的位置信息;$(x_{\mathrm{T}},y_{\mathrm{T}})$ 为目标的位置信息;ν_i 为均值为 0、方差为 σ_i^2 的高斯白噪声作为测量噪声. 假设不同 UAV 之间的测量噪声彼此不相关.

1.4　扩展信息滤波

考虑式(5)的传感器观测模型为非线性模型,采用扩展信息滤波[15]对目标状态进行估计,扩展信息滤波包括预测过程和估计过程[16].

预测过程:

$$\boldsymbol{y}_{k,k-1}=\boldsymbol{Y}_{k,k-1}\boldsymbol{F}_k\boldsymbol{Y}_{k-1,k-1}^{-1}\boldsymbol{y}_{k-1,k-1}$$

$$\boldsymbol{Y}_{k,k-1}=(\boldsymbol{F}_k\boldsymbol{Y}_{k-1,k-1}^{-1}\boldsymbol{F}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_k)^{-1}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k-1}=\boldsymbol{Y}_{k,k-1}^{-1}\boldsymbol{y}_{k,k-1}$$

估计过程:

$$\boldsymbol{y}_{k,k}=\boldsymbol{y}_{k,k-1}+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{i}_i(k)$$

$$\boldsymbol{Y}_{k,k}=\boldsymbol{Y}_{k,k-1}+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{I}_i(k)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k}=\boldsymbol{Y}_{k,k}^{-1}\boldsymbol{y}_{k,k}$$

$$\boldsymbol{i}_i(k)=\boldsymbol{H}_{i,k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}_{i,k}^{\mathrm{T}}\{z_i(k)+\boldsymbol{H}_{i,k}\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k-1}-h_i(\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k-1})\}\tag{6}$$

$$\boldsymbol{I}_i(k)=\boldsymbol{H}_{i,k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}_{i,k}^{-1}\boldsymbol{H}_{i,k}\tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{y}_{k,k-1}$ 和 $\boldsymbol{Y}_{k,k-1}$ 分别为预测信息和预测信息矩阵;$\boldsymbol{y}_{k-1,k-1}$ 和 $\boldsymbol{Y}_{k-1,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的信息状态和信息状态矩阵;$\boldsymbol{Q}_k$ 为测量噪声协方差矩阵;$\boldsymbol{H}_{i,k}$ 为第 i 架 UAV 测量方程 Jacobian 矩阵;$\boldsymbol{R}_{i,k}$ 为测量协方差矩阵;$z_i(k)$ 为角度测量信息;$\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k-1}$ 为预测目标状态;$h_i(*)$ 为传感器测量方程. 目标状态估计信息 $\hat{\boldsymbol{x}}_{k,k}$ 作为非线性模型预测控制的状态输入信息用以最优化控制输出.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 目标位置估计精度分析

2.1 均方根误差模型

如图 1 所示,两架 UAV 跟踪地面运动目标,通过方位角测量传感器可以实现目标定位. 由于角度测量传感器存在噪声,因此目标定位中存在位置误差. 两架 UAV 的角度测量信息如下:

$$\begin{cases} \tilde{\theta}_1 = \theta_1 + \nu_1 \\ \tilde{\theta}_2 = \theta_2 + \nu_2 \end{cases} \tag{8}$$

式中:(θ_1,θ_2) 为真实方位角;$(\tilde{\theta}_1,\tilde{\theta}_2)$ 为测量方位角;(ν_1,ν_2) 为测量噪声.

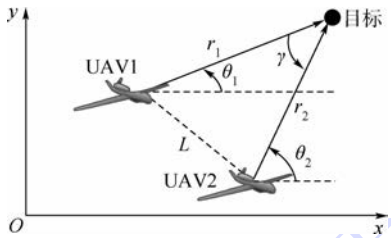


图 1 角度测量下的协同目标观测

Fig. 1 Only bearing measurement cooperative target observation

设 (x_1,y_1) 和 (x_2,y_2) 分别为两架 UAV 真实位置,$(\tilde{x}_T,\tilde{y}_T)$ 为含有误差的目标位置信息. 由式(8)可以获得以下结果:

$$\begin{cases} \tilde{x}_T = [(y_1 - y_2)\cos\tilde{\theta}_1\cos\tilde{\theta}_2 + x_2\cos\tilde{\theta}_1\sin\tilde{\theta}_2 - x_1\sin\tilde{\theta}_1\cos\tilde{\theta}_2]/\sin(\tilde{\theta}_2 - \tilde{\theta}_1) \\ \tilde{y}_T = [(x_2 - x_1)\sin\tilde{\theta}_1\sin\tilde{\theta}_2 - y_2\sin\tilde{\theta}_1\cos\tilde{\theta}_2 + y_1\cos\tilde{\theta}_1\sin\tilde{\theta}_2]/\sin(\tilde{\theta}_2 - \tilde{\theta}_1) \end{cases} \tag{9}$$

将式(9)表示为式(10)的函数形式,在 (θ_1,θ_2) 处进行泰勒展开并忽略二阶以上高阶项,可近似得到位置误差表达式:

$$\begin{cases} \tilde{x}_T = f_1(\tilde{\theta}_1,\tilde{\theta}_2) = f_1(\theta_1+\nu_1,\theta_2+\nu_2) \\ \tilde{y}_T = f_2(\tilde{\theta}_1,\tilde{\theta}_2) = f_2(\theta_1+\nu_1,\theta_2+\nu_2) \end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases} \delta(x_T) \approx \dfrac{\partial\tilde{x}_T}{\partial\theta_1}\delta(\theta_1) + \dfrac{\partial\tilde{x}_T}{\partial\theta_2}\delta(\theta_2) \\ \delta(y_T) \approx \dfrac{\partial\tilde{y}_T}{\partial\theta_1}\delta(\theta_1) + \dfrac{\partial\tilde{y}_T}{\partial\theta_2}\delta(\theta_2) \end{cases} \tag{11}$$

由图 1 可得 UAV 和目标的距离可表示为

$$\begin{cases} r_1 = \dfrac{(y_1 - y_2)\cos\theta_2 + (x_2 - x_1)\sin\theta_2}{\sin(\theta_2 - \theta_1)} \\ r_2 = \dfrac{(y_1 - y_2)\cos\theta_1 + (x_2 - x_1)\sin\theta_1}{\sin(\theta_2 - \theta_1)} \end{cases} \tag{12}$$

结合式(11)和式(12)可得目标位置误差:

$$\begin{cases} \delta(x_T) \approx \dfrac{r_1\cos\theta_2}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}\delta(\theta_1) - \dfrac{r_2\cos\theta_1}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}\delta(\theta_2) \\ \delta(y_T) \approx \dfrac{r_1\sin\theta_2}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}\delta(\theta_1) - \dfrac{r_2\sin\theta_1}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}\delta(\theta_2) \end{cases} \tag{13}$$

目标位置估计误差为

$$\delta_p = \sqrt{\delta^2(x_T) + \delta^2(y_T)} \tag{14}$$

取均方根误差作为目标位置估计精度的参考准则[17],其定义如下:

$$\mathrm{RMSE}_{xy} = \sqrt{E((x_T - \tilde{x}_T)^2 + (y_T - \tilde{y}_T)^2)} \tag{15}$$

$$\mathrm{RMSE}_{xy} = \sqrt{E(\delta^2(x_T) + \delta^2(y_T))} = \sqrt{E(\delta_p^2)} \tag{16}$$

式中:RMSE_{xy} 为目标位置估计的均方根误差,其值越小,目标位置估计越准确,估计精度越高. 设无人机角度测量噪声均值为 0、方差为 $\sigma_{\theta_i}^2(i=1,2)$. 位置误差平方的期望值如下:

$$\begin{aligned} E(\delta_p^2) &= E(\delta^2(x_T) + \delta^2(y_T)) = \\ &E(\delta^2(x_T)) + E(\delta^2(y_T)) = \\ &\left(\frac{r_1\cos\theta_2}{\sin\beta}\right)^2\sigma_{\theta_1}^2 + \left(\frac{-r_2\cos\theta_1}{\sin\beta}\right)^2\sigma_{\theta_2}^2 + \\ &\left(\frac{r_1\sin\theta_2}{\sin\beta}\right)^2\sigma_{\theta_1}^2 + \left(\frac{-r_2\sin\theta_1}{\sin\beta}\right)^2\sigma_{\theta_2}^2 = \frac{r_1^2\sigma_{\theta_1}^2 + r_2^2\sigma_{\theta_2}^2}{\sin^2\beta} \end{aligned} \tag{17}$$

式中:$(\sigma_{\theta_1}^2,\sigma_{\theta_2}^2)$ 为 UAV 方位角测量方差.

将式(17)的结果代入式(16)中可得

$$\mathrm{RMSE}_{xy} = \sqrt{\frac{r_1^2\sigma_{\theta_1}^2 + r_2^2\sigma_{\theta_2}^2}{\sin^2\beta}} \quad \beta = \theta_2 - \theta_1 \tag{18}$$

可知目标位置估计均方根误差 RMSE_{xy} 与 r_i、$\sigma_{\theta_i}^2$、β 有关,即 δ_p 与 r_i、$\sigma_{\theta_i}^2$、β 直接相关.

2.2 standoff 跟踪问题

UAV 协同跟踪过程中,r_i 总会有一定的距离约束 $R_{\min}$,称为 standoff 距离(r_d),即 $r_i \geqslant R_{\min} = r_d$. 分析可知:当 $\sigma_{\theta_i}^2$ 一定时,$r_i = R_{\min} = r_d$,且 $\beta = \theta_2 - \theta_1 = 90°$ 时 RMSE_{xy} 最小,对应目标位置误差 δ_p 越小,目标定位越准确. 依据式(18)可知 standoff 跟踪最优观测构型如下:

$$[r_1^*, r_2^*, \beta^*] = \underset{\substack{r_1,r_2\in[r_d,\max) \\ \beta\in[0,180°)}}{\arg\min}\ \mathrm{RMSE}_{xy} = [r_d, r_d, 90°]$$

3 非线性模型预测控制

基于第 2 节的分析,通过优化 UAV 的空间观测几何构型可实现对目标最优跟踪. 文献[12]考虑 standoff 距离和 UAV 之间的角间距实现协同

北航学报 赠阅

standoff 跟踪. 而本文则将目标位置估计均方根误差 RMSE_{xy} 作为目标跟踪评价指标,采用非线性模型预测控制实现对 UAV 几何观测位置构型优化:

$$J=\phi(\tilde{r}_N)+\sum_{k=0}^{N-1}L(\tilde{r}_k,\boldsymbol{u}_k) \tag{19}$$

$$\phi(\tilde{r}_N)=\frac{1}{2}p_N\tilde{r}_N^2 \tag{20}$$

$$\tilde{r}_N=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}^2}\left(\frac{r_{1N}^2\sigma_{\theta_1}^2+r_{2N}^2\sigma_{\theta_2}^2}{\sin^2\beta_N}-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_1}^2-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_2}^2\right) \tag{21}$$

$$L(\tilde{r}_k,\boldsymbol{u}_k)=\frac{1}{2}\left\{q_{\mathrm{r}}\tilde{r}_k^2+r_v\left(\frac{u_{vk}-v_0}{v_{\max}}\right)^2+r_\omega\left(\frac{u_{\omega k}-\dfrac{v_0}{r_{\mathrm{d}}}}{\omega_{\max}}\right)^2\right\} \tag{22}$$

$$\tilde{r}_k=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}^2}\left(\frac{r_{1k}^2\sigma_{\theta_1}^2+r_{2k}^2\sigma_{\theta_2}^2}{\sin^2\beta_k}-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_1}^2-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_2}^2\right) \tag{23}$$

式中:p_N 和 q_{r} 分别为第 N 步和第 k 步非线性模型预测性能指标函数相关系数;r_{1k} 和 r_{2k} 为 k 时刻 UAV 与目标之间的距离.

式(21)和式(23)反映了 standoff 跟踪过程中当前实际构型对应跟踪误差与最优期望构型对应跟踪误差之间的差值.

为避免复杂的角度计算,考虑做如下变换:

$$\sin^2\beta_k=1-\cos^2\beta_k=1-\left(\frac{\boldsymbol{r}_{1k}\cdot\boldsymbol{r}_{2k}}{r_{1k}r_{2k}}\right)^2$$

对应式(21)和式(23)可以变为

$$\tilde{r}_N=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}^2}\left(\frac{r_{1N}^2r_{2N}^2(r_{1N}^2\sigma_{\theta_1}^2+r_{2N}^2\sigma_{\theta_2}^2)}{r_{1N}^2r_{2N}^2-(\boldsymbol{r}_{1N}\cdot\boldsymbol{r}_{2N})^2}-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_1}^2-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_2}^2\right) \tag{24}$$

$$\tilde{r}_k=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}^2}\left(\frac{r_{1k}^2r_{2k}^2(r_{1k}^2\sigma_{\theta_1}^2+r_{2k}^2\sigma_{\theta_2}^2)}{r_{1k}^2r_{2k}^2-(\boldsymbol{r}_{1k}\cdot\boldsymbol{r}_{2k})^2}-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_1}^2-r_{\mathrm{d}}^2\sigma_{\theta_2}^2\right) \tag{25}$$

式中:$\boldsymbol{r}_{1k}$ 和 $\boldsymbol{r}_{2k}$ 为 UAV 当前位置指向目标位置向量($k=0,1,\cdots,N$,N 为预测步长). 从性能指标中可以看出,期望的 UAV 运动模式为在随机运动目标周围做协同 standoff 跟踪,即与目标距离尽可能保持 $r\geqslant R_{\min}=r_{\mathrm{d}}$,并尽可能接近 $R_{\min}$,两架 UAV 的观测夹角保持 90°,即使目标位置估计均方差误差 RMSE_{xy} 尽可能小,实现最优目标位置估计.

考虑 UAV 动力学模型,有如下等式约束:

$$f_{\mathrm{d}}(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)-\boldsymbol{x}_{k+1}=0 \tag{26}$$

考虑控制输入限幅,机间防撞,安全距离限制 $R_{\min}$,在非线性模型预测中以不等式约束代入:

$$S_v(\boldsymbol{u}_k)=\frac{|u_{vk}-v_0|-v_{\max}}{v_{\max}}\leqslant 0 \tag{27}$$

$$S_\omega(\boldsymbol{u}_k)=\frac{|u_{\omega k}|-\omega_{\max}}{\omega_{\max}}\leqslant 0 \tag{28}$$

$$S_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_k)=\frac{r_{\mathrm{c}}-|\boldsymbol{r}_{\mathrm{re}}|}{r_{\mathrm{c}}}\leqslant 0 \tag{29}$$

$$S_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{x}_k)=\frac{r_{\mathrm{d}}-|\boldsymbol{r}_k|}{r_{\mathrm{d}}}\leqslant 0 \tag{30}$$

式中:$S_v(\boldsymbol{u}_k)$ 为第 k 步非线性模型预测速度控制量不等式约束函数;$S_\omega(\boldsymbol{u}_k)$ 为第 k 步非线性模型预测角速度控制量不等式约束函数;$S_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_k)$ 为第 k 步非线性模型预测机间防撞不等式约束函数;$S_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{x}_k)$ 为第 k 步非线性模型预测当前 UAV 与目标距离不等式约束函数;r_{c} 为机间防撞距离;$|\boldsymbol{r}_{\mathrm{re}}|$ 为两机之间距离;$|\boldsymbol{r}_k|$ 为当前 UAV 与目标之间的距离. 相应改进的性能指标如下:

$$\begin{aligned}J_{\mathrm{a}}=\phi(\tilde{r}_N)+\sum_{k=0}^{N-1}\Big[&L(\tilde{r}_k,\boldsymbol{u}_k)+\\&\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{\mathrm{T}}(f_{\mathrm{d}}(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)-\boldsymbol{x}_{k+1})+\\&\frac{1}{2}\mu_v l_{vk}S_v^2(\boldsymbol{u}_k)+\frac{1}{2}\mu_\omega l_{\omega k}S_\omega^2(\boldsymbol{u}_k)+\\&\frac{1}{2}\mu_{\mathrm{c}}l_{ck}S_{\mathrm{c}}^2(\boldsymbol{x}_k)+\frac{1}{2}\mu_{\mathrm{r}}l_{rk}S_{\mathrm{r}}^2(\boldsymbol{x}_k)\Big]\end{aligned} \tag{31}$$

式中:μ_v、μ_ω、μ_{c} 和 μ_{r} 为非线性模型预测的不等于约束函数相关系数.

在式(31)的性能指标中对应有

$$l_{*k}=\begin{cases}0 & S_*<0\\ 1 & S_*\geqslant 0\end{cases}$$

由性能指标式(31),定义 Hamiltonian 函数:

$$\begin{aligned}H_k=&L(\tilde{r}_k,\boldsymbol{u}_k)+\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{\mathrm{T}}(f_{\mathrm{d}}(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)-\boldsymbol{x}_{k+1})+\\&\frac{1}{2}\mu_v l_{vk}S_v^2(\boldsymbol{u}_k)+\frac{1}{2}\mu_\omega l_{\omega k}S_\omega^2(\boldsymbol{u}_k)+\\&\frac{1}{2}\mu_{\mathrm{c}}l_{ck}S_{\mathrm{c}}^2(\boldsymbol{x}_k)+\frac{1}{2}\mu_{\mathrm{r}}l_{rk}S_{\mathrm{r}}^2(\boldsymbol{x}_k)\end{aligned} \tag{32}$$

对改进性能指标 J_{a} 求偏导数,可得到

$$\begin{aligned}\mathrm{d}J_{\mathrm{a}}=\sum_{k=1}^{N-1}\left[\left(\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{x}_k}-\boldsymbol{\lambda}_k^{\mathrm{T}}\right)\mathrm{d}\boldsymbol{x}_k+\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k}\mathrm{d}\boldsymbol{u}_k\right]+\frac{\partial H_0}{\partial\boldsymbol{x}_0}\mathrm{d}\boldsymbol{x}_0+\\\frac{\partial H_0}{\partial\boldsymbol{u}_0}\mathrm{d}\boldsymbol{u}_0+\left(\frac{\partial\phi(\tilde{r}_N)}{\partial\boldsymbol{x}_N}-\boldsymbol{\lambda}_N^{\mathrm{T}}\right)\mathrm{d}\boldsymbol{x}_N\end{aligned} \tag{33}$$

由于等式约束的存在,所以 $\boldsymbol{\lambda}_k$ 可以任意选择. 故可以选择:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\lambda}_k^{\mathrm{T}}=\dfrac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{x}_k} & k=0,1,\cdots,N-1\\ \boldsymbol{\lambda}_N^{\mathrm{T}}=\dfrac{\partial\phi(\tilde{r}_N)}{\partial\boldsymbol{x}_N}\end{cases} \tag{34}$$

将式(34)代入式(33)中,$\mathrm{d}J_{\mathrm{a}}$ 可以表示为

$$\begin{aligned}\mathrm{d}J_{\mathrm{a}}=&\sum_{k=0}^{N-1}\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k}\mathrm{d}\boldsymbol{u}_k+\frac{\partial H_0}{\partial\boldsymbol{x}_0}\mathrm{d}\boldsymbol{x}_0=\\&\sum_{k=0}^{N-1}\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k}\mathrm{d}\boldsymbol{u}_k+\boldsymbol{\lambda}_0^{\mathrm{T}}\mathrm{d}\boldsymbol{x}_0\end{aligned} \tag{35}$$

北航学报 赠阅

式(34)中的 λ 的计算公式为

$$\boldsymbol{\lambda}_N^{\mathrm{T}}=\frac{\partial\phi(\tilde{r}_N)}{\partial\boldsymbol{x}_N}=p_N\tilde{r}_N\frac{\partial\tilde{r}_N}{\partial\boldsymbol{x}_N} \tag{36}$$

$$\boldsymbol{\lambda}_k^{\mathrm{T}}=\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{x}_k}=q_{\mathrm{r}}\tilde{r}_k\frac{\partial\tilde{r}_k}{\partial\boldsymbol{x}_k}+\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{\mathrm{T}}\frac{\partial f_{\mathrm{d}}(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)}{\partial\boldsymbol{x}_k}+\mu_{\mathrm{c}}l_{ck}S_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_k)\frac{\partial S_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_k)}{\partial\boldsymbol{x}_k}+\mu_{\mathrm{r}}l_{rk}S_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{x}_k)\frac{\partial S_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{x}_k)}{\partial\boldsymbol{x}_k} \tag{37}$$

在式(36)、式(37)中对应项的计算公式为

$$\frac{\partial\tilde{r}_k}{\partial\boldsymbol{x}_k}=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}^2}\left[\frac{\partial\tilde{r}_k}{\partial x}\quad\frac{\partial\tilde{r}_k}{\partial y}\quad 0\quad 0\quad 0\right] \tag{38}$$

$$\frac{\partial S_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_k)}{\partial\boldsymbol{x}_k}=\frac{1}{r_{\mathrm{c}}\left|\boldsymbol{r}_{\mathrm{re}}\right|}\left[x_{\mathrm{p}}-x_1\quad y_{\mathrm{p}}-y_1\quad 0\quad 0\quad 0\right] \tag{39}$$

$$\frac{\partial S_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{x}_k)}{\partial\boldsymbol{x}_k}=\frac{1}{r_{\mathrm{d}}\left|\boldsymbol{r}_k\right|}\left[x_{\mathrm{p}}-x_1\quad y_{\mathrm{p}}-y_1\quad 0\quad 0\quad 0\right] \tag{40}$$

式中:$(x_{\mathrm{p}},y_{\mathrm{p}})$ 为相对于本机另外一架 UAV k 时刻对应的位置信息.

采用基本的梯度理论最小化 Hamiltonian 函数 H_k,每个迭代周期的控制命令更新如下:

$$\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{iter}+1}=\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{iter}}-\Delta k\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k} \tag{41}$$

式中:Δk 为可变步长,$k=0,1,\cdots,N-1$.

式(41)对应的计算项有如下表示公式:

$$\frac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k}=\begin{bmatrix}\dfrac{\mu_v}{v_{\max}^2}l_{vk}S_v(\boldsymbol{u}_k)\operatorname{sgn}(u_{vk}-v_0)\\ \dfrac{\mu_\omega}{\omega_{\max}^2}l_{\omega k}S_\omega(\boldsymbol{u}_k)\operatorname{sgn}\left(u_{\omega k}-\dfrac{v_0}{r_{\mathrm{d}}}\right)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\dfrac{r_v}{v_{\max}^2}(u_{vk}-v_0)\\ \dfrac{r_\omega}{\omega_{\max}^2}\left(u_{\omega k}-\dfrac{v_0}{r_{\mathrm{d}}}\right)\end{bmatrix}+\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{\mathrm{T}}\frac{\partial f_{\mathrm{d}}(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)}{\partial\boldsymbol{u}_k} \tag{42}$$

式中:sgn 为符号函数,对应的非线性模型预测控制运行步骤如下所示[18-20]:

While $|\Delta J|>\varepsilon$ do

利用扩展信息滤波获得的目标估计状态作为原始状态输入,结合 UAV 运动方程式(1)计算控制输入序列$(\boldsymbol{u}_0,\boldsymbol{u}_1,\cdots,\boldsymbol{u}_{N-1})$作用下无人机的状态传播$\{\boldsymbol{x}_k\}$,$k=0,1,\cdots,N$.

基于拉格朗日乘子的计算公式(36)和式(37)后向计算出$\{\lambda_k\}$,$k=N,N-1\cdots,1$.

基于每个$\{\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k,\boldsymbol{\lambda}_{k+1}\}$集,计算 Hamiltonian 函数对于控制输入偏导数$\left\{\dfrac{\partial H_k}{\partial\boldsymbol{u}_k}\right\}$,$k=0,1,\cdots,N-1$.

计算性能指标改进程度 $\Delta J=J^{\mathrm{iter}}-J^{\mathrm{iter}-1}$.

If $\Delta J<0$

利用梯度方法更新控制序列$\{\boldsymbol{u}_k\}$.

Else 减少 Δk 来确保性能指标改善.

End If

迭代次数 iter + 1;

End While

在每一个 UAV 结点上分别运行非线性模型预测控制算法,实现控制性能在线优化,比较集中式优化结构,分布式控制有效降低了计算量,提高了算法的实时性. 假设无人机彼此通信没有延迟且不存在丢包现象,每一个控制周期内,每一架 UAV 都可以获得所有飞机的状态信息,用以优化性能指标并更新控制序列. 每次优化出的控制命令作为当前的周期的控制输入,而下一周期的控制序列输入设定如下:

$$(\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_{N-1},\boldsymbol{u}_{N-1})$$

4 仿真结果与分析

采用两架 UAV 跟踪一个地面随机运动目标,采用非线性模型预测控制优化控制输入序列. 目标初始状态及估计值为

$$\boldsymbol{x}(0)=[0\quad 1\quad 0.5\quad 0\quad 1\quad 0.2]^{\mathrm{T}}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}(0)=[5\quad 0.5\quad 0\quad 5\quad 0.5\quad 0]^{\mathrm{T}}$$

目标运动存在均值为 0、均方差为 0.02 m/s^2 的加速度噪声. 两架 UAV 分别从(-1 500 m,0 m)、(0 m,-1500 m)出发,对目标进行协同 standoff 跟踪,两架 UAV 的方位角测量噪声为均值为 0、均方差分别为 1.0°和 0.7°的角度测量噪声. 在仿真过程中两架 UAV 可以获取彼此相应的状态信息,用于非线性模型预测优化相应控制输出. 具体的仿真结果参如图 2 ~ 图 6 所示,具体仿真参数设置如表 1 所示.

表 1 仿真参数设置

Table 1 Simulation parameters settings

参数	数值
T_S/s	0.5
N	4
仿真时长/s	2 500
r_{d}/m	500
α/(m·s^{-2})	0.3
$v_{\max}$/(m·s^{-1})	10
$\omega_{\max}$/(rad·s^{-1})	0.15
τ_v,τ_ω/s	0.33
v_0/(m·s^{-1})	40
Δk	0.2
r_{c}/m	40
误差限 ε	0.8
优化参数 $\mu_v,\mu_w,\mu_{\mathrm{c}},\mu_{\mathrm{r}}$	1.0×10^{-3}

北航学报 赠阅

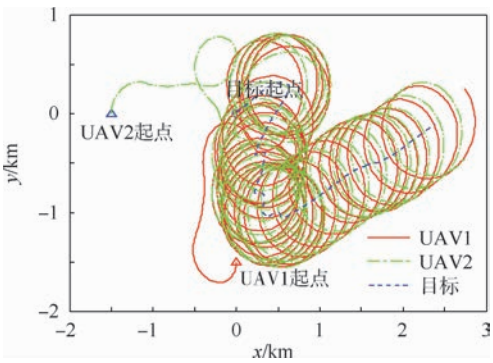


图 2　两架 UAV 与随机运动目标的绝对航迹

Fig. 2　Absolute trajectories of two UAVs and random moving target

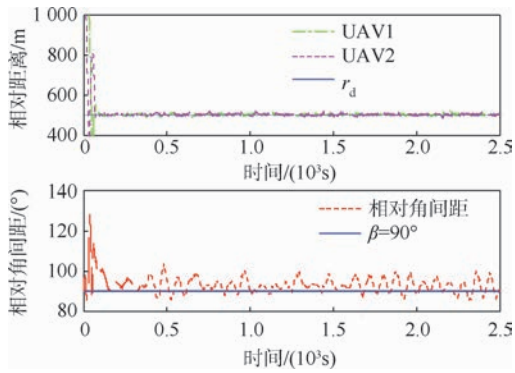


图 3　UAV 与随机运动目标相对距离和相对角间距

Fig. 3　Relative distances and angle spacing between UAV and random moving target

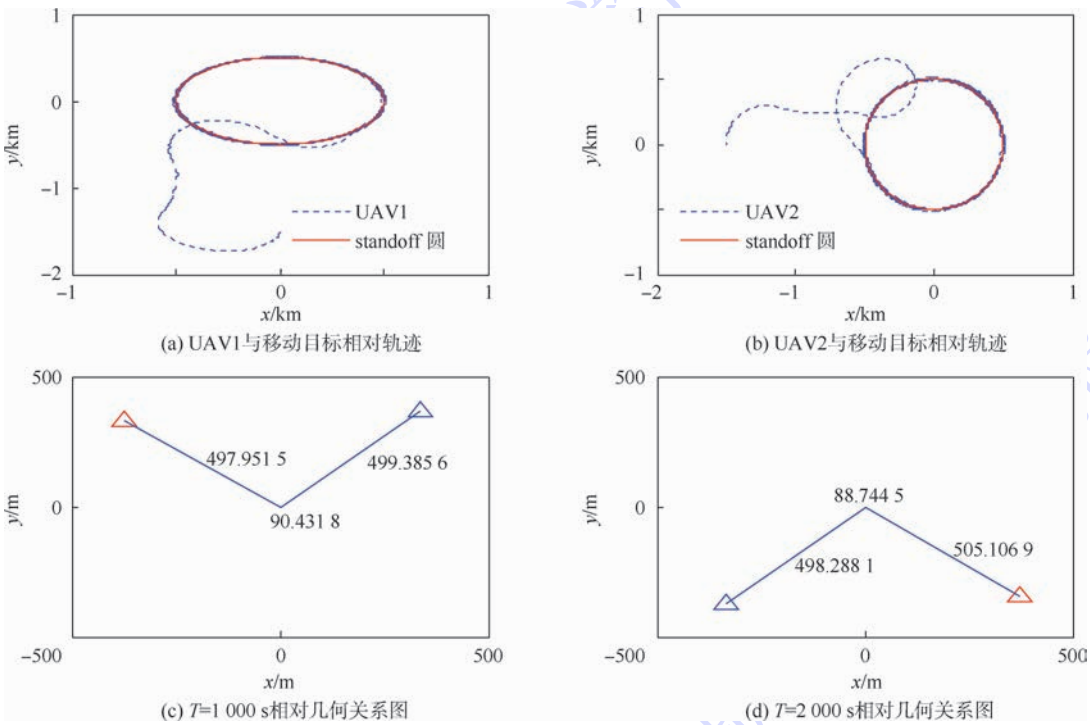


图 4　UAV 与目标的瞬时相对轨迹和几何关系

Fig. 4　Relative trajectories between UAV and target and their instantaneous geometric relationships

UAV 与目标之间绝对和相对运动轨迹分别如图 2 ~ 图 4 所示,可以看出:两架 UAV 实现了对随机运动目标的协同 standoff 跟踪,两架 UAV 与目标相对距离都收敛于 standoff 距离(r_d = 500 m). 两架 UAV 实际角间距都收敛到期望角间距 90°. 双机为实现稳定协同 standoff 跟踪需动态调整与目标之间的距离和相对角间距. 由于动态调整,在过渡阶段可能会出现较大波动,但很快会收敛到最优观测构型(即 $r_1 = r_2 = r_d$, $\beta = \theta_2 - \theta_1 = 90°$),从而形成稳定双机协同 standoff 跟踪. 稳定协同 standoff 跟踪过程中两架 UAV 与目标相对距离和角间距都在期望值附近小幅波动,分析其原因主要是由于目标随机运动的不确定性所造成.

从图 5 可以看出,图 5(a)为目标实际运动曲线与利用扩展信息滤波得到的位置估计曲线图,图 5(b)和图 5(c)中的虚线代表 3 倍 Cramer Rao 误差限,实线为 x 和 y 方向的估计误差. 可以看出:随着两架 UAV 逐渐趋近期望构型,位置误差也逐渐减小,并且 95% 以上都处于 3 倍 Cramer Rao 曲线范围内,此时具有很好的位置估计效果[21]. 利用扩展信息滤波可以较好地估计出目标的位置信息,并作为非线性模型预测的初始状态输入,提高两架 UAV 协同 standoff 跟踪性能.

图 6 为目标位置估计的均方根误差图,可以看出随着两架 UAV 在 standoff 跟踪中达到期望的构型,对应的目标位置估计的均方根误差逐渐减小并趋于平稳.

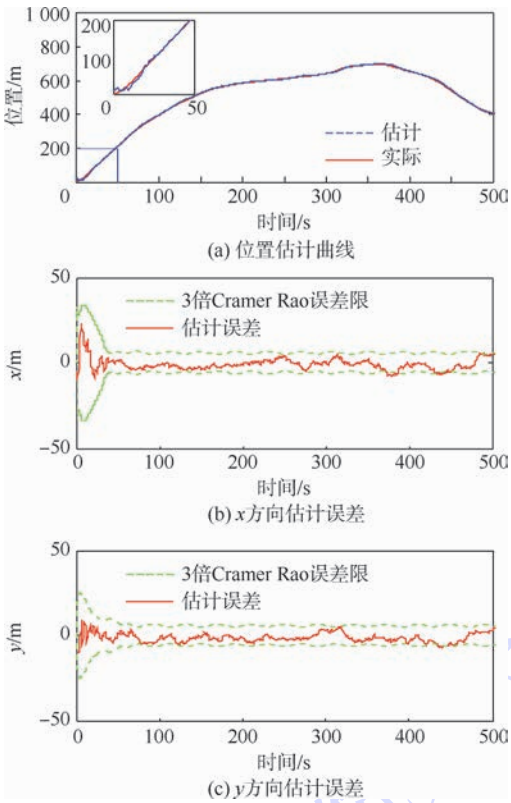


图 5 运动目标位置估计

Fig. 5 Position estimation of moving target

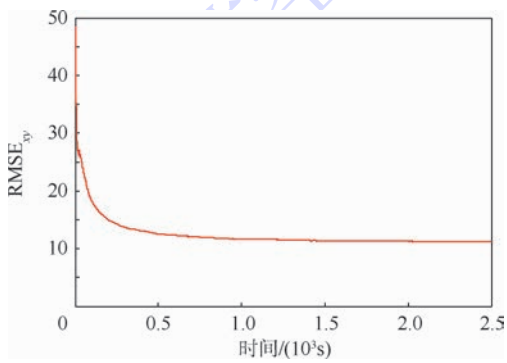


图 6 目标位置估计的均方根误差

Fig. 6 Root mean square error of target position estimation

仿真结果表明:两架 UAV 的观测构型收敛于期望的最优构型,即 UAV 与目标的距离收敛于 standoff 跟踪距离 r_d,两架 UAV 的角间距收敛于 90°,此时目标位置估计误差也达到最小. 证明了所建立的目标位置估计误差与 UAV 几何观测构型之间关系模型的正确性,以及分布式非线性模型预测控制方法的有效性.

为考察本文所提出算法的实时性和有效性,利用 MATLAB 优化工具箱求解本文提出的问题,并与本文提出的方法进行对比,结果如表 2 所示. 本文提出的方法虽然牺牲了一定的控制精度(平均跟踪距离误差、平均跟踪角间距误差),但有效提高了算法执行速度,具有较好的实时性.

表 2 算法性能对照

Table 2 Performance comparisons of algorithm

方法	平均跟踪距离误差/m	平均跟踪角间距误差/(°)	运行时间/s
本文方法	16.107	3.803	39.87
fmincon 优化函数	12.258	2.017	1371.2

协同 standoff 跟踪能实现对目标传感器全覆盖,在最优观测构型下最小化跟踪误差. 而相应的 r_d、v_0、v_{max} 和 ω_{max} 等参数设置与 UAV 自身机动能力和传感器性能有关,并且与跟踪任务需求相关. 显然 UAV 自身能力越强,standoff 跟踪效果越好,形成稳定最优观测构型所需时间越短,反之亦然.

5 结 论

主要针对仅有角度测量的 UAV 随机运动目标协同 standoff 跟踪问题进行研究. 结论如下:

1) UAV 仅有角度测量时,最大化目标位置估计精度对应的 UAV 最优观测空间构型为:保持设定的 standoff 距离同时保持 90°的观测视线角间距.

2) 分布式非线性模型预测控制算法能够实现 UAV 之间的综合最优控制,在满足各种约束和控制性能的前提下有效提高对随机运动目标的协同 standoff 跟踪性能.

多机协同目标跟踪的最优空间构型分析以及无人机的协同最优控制问题是今后需要研究的问题.

参考文献 (References)

[1] Yang K, Kang Y, Sukkarieh S. Adaptive nonlinear model predictive path-following control for a fixed-wing unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2013, 11(1): 65-74.

[2] Lawrence D A. Lyapunov vector fields for UAV flock coordination[C]// 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conference, Workshop, and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.

[3] Frew E W, Lawrence D A, Morris S. Coordinated standoff tracking of moving targets using Lyapunov guidance vector fields[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(2): 290-306.

[4] Summers T H, Akella M R, Mears M J. Coordinated standoff tracking of moving targets: Control laws and information architectures[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(1): 56-69.

[5] Chen H, Chang K, Agate C S. UAV path planning with tangent-plus-Lyapunov vector field guidance and obstacle avoidance[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(2): 840-856.

[6] Oh H, Kim S, Shin H S, et al. Rendezvous and standoff target

北航学报 赠阅

tracking guidance using differential geometry[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems,2013,69(1-4):389-405.

[7] Ma L, Hovakimyan N. Cooperative target tracking in balanced circular formation: Multiple UAVs tracking a ground vehicle [C]// American Control Conference (ACC). Piscataway, NJ: IEEE Press,2013:5386-5391.

[8] Oh H,Turchi D, Kim S, et al. Coordinated standoff tracking using path shaping for multiple UAV[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2014,50(1):348-363.

[9] 王树磊,魏瑞轩,郭庆,等. 面向协同 standoff 跟踪问题的无人机制导律[J]. 航空学报,2014,35(6):1684-1693.
Wang S L,Wei R X,Guo Q,et al. UAV guidance law for coordinated standoff target tracking[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(6):1684-1693(in Chinese).

[10] Ponda S S,Kolacinski R M,Frazzoli E. Trajectory optimization for target localization using small unmanned aerial vehicles [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston:AIAA,2009:10-13.

[11] Lee W,Bang H,Leeghim H. A cooperative guidance law for target estimation by multiple unmanned aerial vehicles[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,2011,225(12):1322-1335.

[12] Kim S,Oh H,Tsourdos A. Nonlinear model predictive coordinated standoff tracking of a moving ground vehicle[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2013,36(2):557-566.

[13] Zhu S,Wang D. Adversarial ground target tracking using UAV with input constraints[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems,2012,65(1-4):521-532.

[14] Mehrotra K,Mahapatra P R. A jerk model for tracking highly maneuvering targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,1997,33(4):1094-1105.

[15] 葛泉波,李文斌,孙若愚,等. 基于 EKF 的集中式融合估计研究[J]. 自动化学报,2013,39(6):816-825.
Ge Q B,Li W B,Sun R Y,et al. Centralized fusion algorithms based on EKF for multisensor non-linear systems[J]. Acta Automatica Sinica,2013,39(6):816-825(in Chinese).

[16] Gasparri A,Pascucci F. An interlaced extended information filter for self-localization in sensor networks[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing,2010,9(10):1491-1504.

[17] Purvis K B,Astrom K J,Khammash M. Estimation and optimal configurations for localization using cooperative UAV[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,2008,16(5):947-958.

[18] Sutton G J,Bitmead R R. Performance and computational implementation of nonlinear model predictive control on a submarine[M]// Nonlinear Model Predictive Control. Berlin:Springer,2000:461-472.

[19] Shin J,Kim H J. Nonlinear model predictive formation flight [J]. IEEE Transactions on Systems,Man and Cybernetics,Part A:Systems and Humans,2009,39(5):1116-1125.

[20] Shin H S,Thak M J,Kim H J. Nonlinear model predictive control for multiple UAV formation using passive sensing[J]. International Journal of Aeronautical and Space Science,2011,12(1):16-23.

[21] Raol J R. Multi-sensor data fusion with MATLAB? [M]. London:CRC Press,2009:157-159.

Coordinated standoff target tracking using two UAVs with only bearing measurement

ZHU Qian[1], ZHOU Rui*[1], DONG Zhuoning[1], LI Hao[2]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

Abstract: A novel method for a random moving target coordinated standoff tracking was proposed to maximize the target position estimation precision by two unmanned aerial vehicles (UAVs) equipped with only bearing sensor. The analytical relationship model between the UAV observation geometry configuration and the root mean square error (RMSE) of target position estimation, which is chosen as performance index, was established, and thus the optimal UAV observation geometry configuration was obtained. Extended information filter was used to implement target states fusion and estimation. The optimal cooperative observation geometry configuration was implemented using online distributed nonlinear model predictive control (NMPC), considering the constraints of UAV platform dynamic performances, collision avoiding, and security distance. The simulation results demonstrated the pair of UAV effectively maintained the optimal observation geometry configuration and coordinated standoff target tracking performance in real-time.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV); standoff tracking; coordinated control; nonlinear model predictive control; root mean square error

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0736

全下文载

基于可拓案例推理的故障诊断方法

文天柱[1], 许爱强*[1], 孙伟超[2]

(1. 海军航空工程学院 科研部, 烟台 264001; 2. 海军航空工程学院 研究生管理大队, 烟台 264001)

摘 要: 可拓案例推理是将可拓学与案例推理结合后形成的一种知识推理方法. 首先介绍了可拓案例的复合元表示,并重点给出了区间型故障征兆的相似度计算方法. 然后分析了可拓案例推理过程,在可拓案例检索中,采用了粗糙集方法确定故障征兆权重,并提出规则引导的检索策略;在可拓案例重用中,采用可拓传导变换实现了针对不同检索结果的可拓案例重用;在可拓案例修改中,采用可拓增删变换完成了对重用可拓案例的故障征兆和权重的增删;在可拓案例保存中,讨论了对修改可拓案例进行保存的添加、删除和替换3种方式. 最后通过应用案例说明采用该方法进行故障诊断的过程,并对可拓案例检索的时间复杂度进行分析,将本文提出的检索策略与全局检索策略进行比较,结果表明采用本文提出的检索策略可以提高检索效率,加快诊断速度.

关 键 词: 可拓学; 案例推理; 案例检索; 故障诊断; 可拓变换
中图分类号: V240.2; TP182
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2124-07

基于案例推理(Case-Based Reasoning, CBR)的故障诊断是一种新型的智能诊断技术,它模拟人类解决问题的思路,首先回忆过去遇到的类似情况,再根据新问题的具体要求对以往的解决方案进行修正,得到新问题的解决方案[1]. 与基于规则推理(Rule-Based Reasoning, RBR)的故障诊断技术相比,CBR更适合于处理无理论模型、诊断知识结构复杂、难以理解的故障诊断问题[2-3]. 如何对案例中包含的大量、复杂的诊断知识进行规范化表示就成为要解决的首要问题.

传统的知识表示方法包括有脚本、产生式、框架、过程、面向对象等,但它们都存在对新案例、新特征的表示能力不足、对复杂案例语义表示不清、对区间型数据信息处理困难等问题[4]. 可拓学中的基元理论为案例表示提供了新思路,基元具有良好的结构性,对案例数量和案例包含的特征数量没有限制,同时采用可拓集理论可以有效处理区间型数据信息,从而避免了传统知识表示方法的不足,为此需要研究案例的基元表示,即可拓案例表示. 案例表示只是CBR的基础,CBR的核心是其推理过程. 文献[5]提出了一种基于可拓理论的CBR系统实例检索模型,根据关联函数定义相似度,通过层次分析法(Analytical Hierarchy Process, AHP)计算属性权重,并用于产品配置设计;文献[6]将可拓学与CBR相结合,通过建立故障征兆二叉树,实现可拓案例的检索,并用于汽车的故障诊断. 文献[7]设计了一种可拓规则推理和CBR相结合的可拓推理机,采用最近邻方法实现案例检索,根据信息增益确定属性权重,并用于数字程控交换机的故障诊断. 但它们对区间型故

收稿日期: 2014-11-24; **录用日期**: 2015-01-04; **网络出版时间**: 2015-02-25 15:33
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150225.1533.008.html
基金项目: 总装武器装备预研基金(9140A27020214JB14436); "泰山学者"建设工程专项经费
作者简介: 文天柱(1987—),男,吉林长春人,博士研究生,wentianzhu1987@aliyun.com
*通讯作者: 许爱强(1963—),男,山东即墨人,教授,hy_xuaiqiang@163.com,主要研究方向为复杂电子装备自动测试与智能故障诊断.

引用格式: 文天柱, 许爱强, 孙伟超. 基于可拓案例推理的故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2124-2130.
Wen T Z, Xu A Q, Sun W C. Fault diagnosis method based on extension case-based reasoning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2124-2130 (in Chinese).

北航学报 赠阅

障征兆值的相似度计算公式都不够完善,而且没有充分利用可拓变换进行可拓案例的推理,所以本文在已有研究成果的基础上,重点讨论采用复合元表示案例后的相似度计算公式和基于可拓变化的可拓案例推理,并将其用于机载设备的故障诊断之中.

1　可拓案例表示

在故障诊断领域,案例至少应该包括问题描述和解描述两个部分,其中问题描述部分主要包括被诊断对象的基本信息和故障征兆向量;解描述部分主要包括诊断结果、故障概率和维修建议[8-9].采用复合元可以将故障案例的一般形式表示为

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{C}}=\begin{bmatrix} O_{\mathrm{C}} & C_{\mathrm{P}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{P}} \\ & C_{\mathrm{S}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{S}} \end{bmatrix}$$

式中:C_{P} 和 C_{S} 为问题描述属性和解描述属性;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{P}}=\begin{bmatrix} O_{\mathrm{P}} & C_{\mathrm{bi}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{bi}} \\ & C_{\mathrm{fs}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}} \end{bmatrix}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{S}}=\begin{bmatrix} O_{\mathrm{S}} & C_{\mathrm{dr}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{dr}} \\ & C_{\mathrm{fp}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{fp}} \\ & C_{\mathrm{ms}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{ms}} \end{bmatrix}$ 为对应属性值的基元形式,其中 O_{C} 为案例对象,O_{P} 为问题对象,O_{S} 为解对象.

在问题描述复合元 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{P}}$ 中,C_{bi} 表示基本信息属性,C_{fs} 表示故障征兆属性,$\boldsymbol{M}_{\mathrm{bi}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}$ 为对应属性值的基元形式;在解描述复合元 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{S}}$ 中,C_{dr} 表示诊断结果属性,C_{fp} 表示故障概率属性,C_{ms} 表示维修建议属性,$\boldsymbol{M}_{\mathrm{dr}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fp}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{ms}}$ 为对应属性值的基元形式.

案例的推理过程主要是针对问题描述中的故障征兆进行的,案例的故障征兆可以用基元描述为

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}=\begin{bmatrix} O_{\mathrm{fs}} & c_1 & v_1 \\ & c_2 & v_2 \\ & \vdots & \vdots \\ & c_n & v_n \end{bmatrix}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C},\boldsymbol{V})$$

式中:O_{fs} 为故障征兆对象;$\boldsymbol{C}=[c_1\ \ c_2\ \ \cdots\ \ c_n]$ 为 n 个故障征兆;$\boldsymbol{V}=[v_1\ \ v_2\ \ \cdots\ \ v_n]$ 为每个故障征兆对应的取值.

针对故障征兆取值的不同数据类型,采用不同的相似度计算公式,其中布尔型、枚举型、数值型和字符串型的计算公式已经趋于成熟[10-11],所以重点考虑区间型数据的相似度计算.

1) 点与区间.

任意点 x 与区间 $X=(a,b)$ 的相似度,可以根据可拓集理论中的可拓距定义为

$$s(x,X)=-\frac{2d(x,X)}{b-a}=1-\frac{|2x-(a+b)|}{b-a}$$

式中:$d(x,X)=\left|x-\frac{a+b}{2}\right|-\frac{b-a}{2}$ 为点 x 与区间 X 的可拓距.

当 $d(x,X)<0$ 时,表示 $x\in X$,即新案例的故障征兆值满足历史案例的故障征兆范围,两者的相似度 $1\geqslant s(x,X)>0$.

当 $d(x,X)>0$ 时,表示 $x\notin X$,即新案例的故障征兆值不满足历史案例的故障征兆范围,两者的相似度 $s(x,X)<0$.

当 $d(x,X)=0$ 时,表示 $x=a$ 或 $x=b$,即新案例的故障征兆值与历史案例的故障征兆边界值相同,两者的相似度 $s(x,X)=0$.

2) 区间与区间.

任意区间 $X_1=(a_1,b_1)$ 与区间 $X_2=(a_2,b_2)$ 的相似度,可以定义为

当 $X_1\cap X_2=\varnothing$ 时:

$$s(X_1,X_2)=-d(X_1,X_2)=-\frac{\min(|a_1-b_2|,|a_2-b_1|)}{\min(|a_1-b_1|,|a_2-b_2|)}$$

当 $X_1\cap X_2\neq\varnothing$ 时:

$$s(X_1,X_2)=-d(X_1,X_2)=\frac{\min(|a_1-b_2|,|a_2-b_1|)}{\min(|a_1-b_1|,|a_2-b_2|)}$$

式中:$d(X_1,X_2)$ 为区间 X_1 与区间 X_2 的距离.

当 $d(X_1,X_2)<0$ 时,表示 $X_1\cap X_2\neq\varnothing$,即新案例的故障征兆范围与历史案例的故障征兆范围有交集,两者的相似度 $1\geqslant s(X_1,X_2)>0$.

当 $d(X_1,X_2)>0$ 时,表示 $X_1\cap X_2=\varnothing$,即新案例的故障征兆范围与历史案例的故障征兆范围不相符,两者的相似度 $s(X_1,X_2)<0$.

当 $X_1=\varnothing$ 或 $X_2=\varnothing$ 时,两者的相似度 $s(X_1,X_2)=0$.

3) 点与区间套.

任意点 x 与区间 $X_0=(a,b)$ 和区间 $X=(c,d)$ 且 $X_0\subseteq X$ 组成区间套的相似度,可以根据可拓集理论中的关联函数定义为

当 $d(x,X_0)=d(x,X)$ 且 $x\notin X_0$ 时:

$$s(x,X_0,X)=k(x)=\frac{d(x,X_0)}{D(x,X_0,X)}-1$$

其他情况时:

$$s(x,X_0,X)=k(x)=\frac{d(x,X_0)}{D(x,X_0,X)}$$

式中:$k(x)$ 为点 x 与区间套的关联函数;$d(x,X_0)$ 和 $d(x,X)$ 分别为点 x 与区间 X_0 和区间 X 的可拓

距离；当区间 X_0 和区间 X 无公共端点时，

$$D(x,X_0,X)=\begin{cases}d(x,X)-d(x,X_0) & x\notin X_0\\ d(x,X)-d(x,X_0)+a-b & x\in X_0\end{cases}$$

为点 x 与 X_0 和 X 组成区间套的位置关系.

当 $k(x)>0$ 时，表示 $x\in X_0$，即新案例的故障征兆值满足历史案例的故障征兆范围，两者的相似度 $1\geqslant s(x,X_0,X)>0$.

当 $0>k(x)>-1$ 时，表示 $x\notin X_0$ 且 $x\in X$，即新案例的故障征兆值不满足历史案例的故障征兆范围，但满足案例库中该故障征兆的最大取值范围，两者的相似度 $0>s(x,X_0,X)>-1$.

当 $k(x)<-1$ 时，表示 $x\notin X$，即新案例的故障征兆值不满足案例库中该故障征兆的最大取值范围，两者的相似度 $s(x,X_0,X)<-1$.

当 $k(x)=0$ 时，表示 $x=a$ 或 $x=b$，即新案例的故障征兆值与历史案例的故障征兆边界值相同，两者的相似度 $s(x,X_0,X)=0$.

当 $k(x)=-1$ 时，表示 $x=c$ 或 $x=d$，即新案例的故障征兆值与案例库中该故障征兆最大取值范围的边界值相同，两者的相似度 $s(x,X_0,X)=-1$.

2 可拓案例推理

可拓案例推理分为可拓案例检索(retrieve)、可拓案例重用(reuse)、可拓案例修改(revise)和可拓案例保存(retain)4 个阶段，也称为 4R 生命周期模型[10]，如图 1 所示.

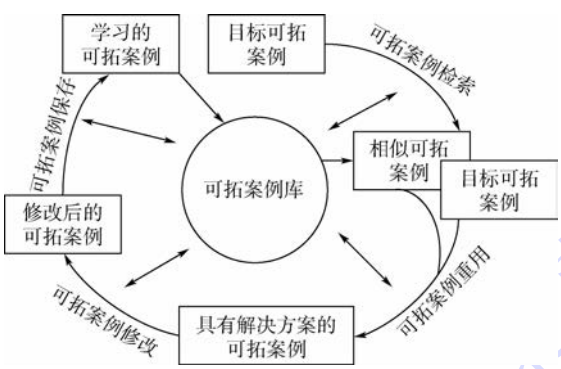


图 1 可拓案例推理的生命周期模型

Fig. 1 Life cycle model of extension case-based reasoning

2.1 可拓案例检索

可拓案例检索是指从可拓案例库中检索出与新故障征兆最为相似的历史案例. 案例检索通常包括 3 个步骤：①识别当前案例的全部特征；②利用特征在案例库中查找相似案例；③对检索的相似案例进行排序输出. 从检索过程分析，可拓案例检索主要与相似度的计算、特征项权重的确定以及检索的策略 3 个方面密切相关.

2.1.1 相似度计算

可拓案例相似度的计算直接决定可拓案例的检索结果，对于任意故障征兆基元 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}$，通过对不同数据类型的故障征兆采用不同的相似度计算公式，可以得到 n 个故障征兆的相似度为 $s_1,s_2,\cdots,s_n$，则整个可拓案例的相似度为

$$S=\sum_{i=1}^{n}w_is_i$$

式中：$w_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为每个故障征兆的权重.

2.1.2 确定权值

为避免因主观评分等因素导致的权重不客观、不稳定等问题，采用粗糙集(RS)的方法计算故障征兆权重[12-13]. 首先建立决策表，案例的故障征兆表示条件属性 $C=\{c_1,c_2,\cdots,c_n\}$，案例的诊断结果表示决策属性 $D=\{C_{\mathrm{dr}}\}$. 然后对决策表中的故障征兆值进行离散化. 对布尔型、枚举型和数值型的故障征兆值采用 Naive Scaler 算法：按故障征兆取值 $v_i(i=1,2,\cdots,n)$ 由小到大的顺序，对可拓案例进行排序，设 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{C1}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{C2}}$ 是排序后两个相邻的可拓案例，对应故障征兆 c_i 的取值分别为 v_1 和 v_2，如果 $v_1\neq v_2$ 且 $C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C1}})\neq C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C2}})$(决策属性值不同)，则 $u=(v_1+v_2)/2$ 是故障征兆 c_i 的一个离散化端点. 对区间型的故障征兆值采用自定义比较算法：按故障征兆取值区间下限由小到大的顺序，区间下限相同时按区间上限由小到大的顺序，对可拓案例进行排序，设 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{C1}}$ 和 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{C2}}$ 是排序后两个相邻的可拓案例，对应故障征兆 c_i 的取值分别为 $V_1=(a_1,b_1)$ 和 $V_2=(a_2,b_2)$，如果 $C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C1}})=C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C2}})$(决策属性值相同)，则区间 $V_1\cup V_2$ 是故障征兆 c_i 的一个离散化区间，如果 $C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C1}})\neq C_{\mathrm{dr}}(\boldsymbol{M}_{\mathrm{C2}})$(决策属性值不同)，则 V_1 和 V_2 是故障征兆 c_i 离散化的两个离散化区间. 最后通过计算决策表中每种故障征兆的依赖度来确定故障征兆的权重，故障征兆 $C^*\subseteq C$ 的权重定义为

$$w_{C^*}=r_C(D)-r_{C-C^*}(D)$$

式中：$r_C(D)=\dfrac{\mathrm{Card}(\mathrm{Pos}_C(D))}{\mathrm{Card}(U)}$ 为决策属性 D 对故障征兆集 C 的依赖度；$\mathrm{Card}(\cdot)$ 为集合中元素的个数；U 为全部可拓案例的集合；$\mathrm{Pos}_C(D)=\underset{x\subseteq U/D}{\cup}\underline{P}(X)$ 为根据分类 U/P 的信息可以准确地划分到 D 的不可分辨关系的故障征兆集合.

根据粗糙集计算的故障征兆权重需进行归一化处理

$$w_i=\frac{w_{c_i}}{\sum_{i=1}^{n} w_{c_i}}$$

式中:w_{c_i}和 w_i 分别表示故障征兆 c_i 归一化前后的权重.

2.1.3　检索策略

检索策略是提高可拓案例检索效率的关键因素,采用最近邻法作为检索策略的基础[10,14],并结合规则引导提高检索效率.

规则 1　优先检索历史成功检索次数多的可拓案例.

针对历史成功检索次数对可拓案例集中的案例进行排序,并将序号作为可拓案例的索引. 当有新案例进行检索时,按照可拓案例的索引顺序进行相似度的计算. 初始可拓案例集的历史成功检索次数都为 0,按案例发生的先后顺序进行排序,并将序号作为可拓案例的索引.

规则 2　优先计算权值大的故障征兆的相似度.

由于可拓案例中可能含有较多的故障征兆,因此在计算相似度时,按故障征兆权重由大到小的顺序进行. 另外,如果存在故障征兆 c_i,其归一化权重 $w_i>0.5$,则与故障征兆的相似度 $s_i<0$ 的可拓案例检索失败,不再计算可拓案例中其他故障征兆的相似度.

规则 3　当检索到与目标案例相同的历史案例时,检索结束.

目标案例与历史案例是否相同是通过故障征兆的相似度确定的,如果目标案例和历史案例中包含的故障征兆完全相同,且对于布尔型、枚举型、数值型和字符串型的故障征兆值,两者的相似度为 1,对于区间型故障征兆值,两者的相似度大于 0,则认为两个案例是相同的. 当检索到相同案例时检索结束.

规则 4　当可拓案例的相似度大于阈值 δ 时,检索结束.

可拓案例集中可能含有大量的案例,如果全部检索一遍可能需要消耗大量的时间,所以设定阈值 δ,当目标案例与历史案例的相似度 $S>\delta$ 时检索结束.

规则 4 中阈值 δ 的取值与新案例的故障征兆个数、数据类型和权重有关. 对于布尔型、枚举型、数值型和字符串型故障征兆值,一般要求相似度 $s_i=1$;而对于区间型故障征兆值,一般要求相似度 $0>s_i>-1$,所以结合粗糙集求得的各故障征兆权重,可以初步确定阈值的取值范围为

$$\sum_{c_i\in C_1} w_i>\delta>\sum_{c_i\in C_1} w_i-\sum_{c_i\in C_2} w_i$$

式中:C_1 表示非区间型故障征兆的集合;C_2 表示区间型故障征兆的集合.

在实际应用的过程中,还需根据历史案例的具体情况对阈值 δ 进行调整,历史案例数量较多时,阈值 δ 的取值较大;历史案例数量较少时,阈值 δ 的取值较小. 另外,为了便于可拓案例的重用和修改,在案例检索结束后,返回相似度最高的 3 个可拓案例备用.

2.2　可拓案例重用

可拓案例重用是指将检索到的最相似的历史案例的解决方案映射到目标案例上,作为目标案例的解决方案. 可拓案例重用可以通过可拓变换中的传导变换实现[9-10].

设目标可拓案例 $\boldsymbol{M}_{C1}=\begin{bmatrix} O_{C1} & C_P & \boldsymbol{M}_{P1} \\ & C_S & \boldsymbol{M}_{S1} \end{bmatrix}$(其中 O_{C1} 为案例对象 1),最相似历史可拓案例 $\boldsymbol{M}_{C2}=\begin{bmatrix} O_{C2} & C_P & \boldsymbol{M}_{P2} \\ & C_S & \boldsymbol{M}_{S2} \end{bmatrix}$(其中 O_{C2} 为案例对象 2),采取主动变换 $T_O(O_{C2})=O_{C1}$,可以实现相应属性值的传导变换:

$$T_V(\boldsymbol{M}_{P1})=\boldsymbol{M}_{P2} \tag{1}$$

$$T_V(\boldsymbol{M}_{S1})=\boldsymbol{M}_{S2} \tag{2}$$

由于两个可拓案例的故障征兆基元相似,即 $\boldsymbol{M}_{P1}\approx\boldsymbol{M}_{P2}$,代入式(1)可得属性值变换 T_V 为幺变换,再代入式(2)可得 $\boldsymbol{M}_{S1}\approx\boldsymbol{M}_{S2}$. 所以相似历史案例的解基元可作为目标案例的解基元,即通过可拓传导变换实现可拓案例的重用.

根据本文提出的检索策略可知,可拓案例检索终止包括两种情况:①检索到相同的或相似度大于阈值 δ 的历史案例;②检索完全部历史案例.

针对第①种情况,将相同案例或最相似案例的诊断结果作为目标案例的诊断结果. 针对第②种情况,设返回的 3 个历史案例的相似度分别为 S_1、S_2 和 S_3. 如果 $\max(S_1,S_2,S_3)<0$,说明没有相似的历史案例,直接进入可拓案例修改;如果存在相似度 $S_i>0(i=1,2,3)$ 的历史案例,并且它们的诊断结果相同,则目标案例的诊断结果和它们相同;如果存在相似度 $S_i>0(i=1,2,3)$ 的历史案例,但它们的诊断结果不同,则目标案例的诊断结果是他们诊断结果的并集,即目标案例可能发生多故障,需在可拓案例修改阶段进一步确认.

2.3　可拓案例修改

可拓案例修改是指将对已经映射了解决方案的目标案例进行进一步的修改,使其更加符合实

北航学报 赠阅

际情况.可拓案例的修改主要是对故障征兆的增加和删除、对故障征兆值的修改和对故障征兆权重的修改,可通过可拓变换中的增删变换实现[9-10].

设目标可拓案例的故障征兆基元为 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C},\boldsymbol{V})$,如果需增加相似历史案例的故障征兆基元为 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{add}}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C}_{\mathrm{add}},\boldsymbol{V}_{\mathrm{add}})$,则采用增加变换 $T(\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}})=\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}\oplus\boldsymbol{M}_{\mathrm{add}}$,得到修改后的可拓案例 $\boldsymbol{M}'_{\mathrm{fs}}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C}\oplus\boldsymbol{C}_{\mathrm{add}},\boldsymbol{V}\oplus\boldsymbol{V}_{\mathrm{add}})$;如果需删除相似历史案例的故障征兆基元为 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{del}}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C}_{\mathrm{del}},\boldsymbol{V}_{\mathrm{del}})$,则采用删减变换 $T(\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}})=\boldsymbol{M}_{\mathrm{fs}}\ominus\boldsymbol{M}_{\mathrm{del}}$,得到修改后的可拓案例 $\boldsymbol{M}'_{\mathrm{fs}}=(O_{\mathrm{fs}},\boldsymbol{C}\ominus\boldsymbol{C}_{\mathrm{del}},\boldsymbol{V}\ominus\boldsymbol{V}_{\mathrm{del}})$.

在可拓案例重用阶段,如果没能得到相似的历史案例,即 $\max(S_1,S_2,S_3)<0$,则首先对涉及到的故障征兆的权重进行调整,如果仍得不到相似度大于 0 的历史案例,就需要根据专家意见对目标案例进行人为诊断,并将诊断后的案例保存在可拓案例库中;如果检索到多个相似的历史案例,则需要对多个历史案例进行综合,通过添加、删除故障征兆,修改故障征兆值使故障案例更加完整;如果检索到一个异构的历史案例,即目标案例的故障征兆和历史案例的故障征兆的数量或种类不相同,则需要增加或删除目标案例的故障征兆使两者一致;如果检索到一个同构的历史案例,即目标案例的故障征兆和历史案例的故障征兆完全相同,则需要对故障征兆的权重进行调整和再分配,使各故障征兆的权重不断向实际情况逼近,从而使检索到的可拓案例能够更好地解决实际问题.

2.4 可拓案例保存

可拓案例保存是指将修改后的可拓案例保存到可拓案例集中,为下次新问题的求解提供准备.

可拓案例的保存包括添加、删除和替换 3 种方式[15].添加方式是指将修改后的可拓案例添加到可拓案例集中,并保留检索到的历史案例;删除方式是指将修改后的可拓案例作为中间结果,使用后删除;替换方式是指用修改后的可拓案例替换检索到的历史案例,并保存在可拓案例集中.

另外,为保证案例检索的效率,新的可拓案例不能无限制地增加.采用基于效用度的可拓案例库维护方法,规定可拓案例库中包含可拓案例的上限为 N_{C},并按历史成功检索次数对可拓案例库中的案例进行排序,当新增可拓案例后可拓案例总数超过 N_{C} 时,删除使用频率最小的可拓案例,当存在多个使用频率最小的可拓案例时,删除与新增可拓案例相似度最高的可拓案例.

3 应用案例

大气数据计算机是飞机航空电子系统的大气数据分系统的主要设备,按功能可分为电源组合模块、中央处理机组合模块、模拟量接口组合模块、数字量接口组合模块、离散量接口组合模块和多路总线接口组合模块.为描述方便,以某型大气数据计算机的电源组合模块为例,说明采用可拓案例推理进行故障诊断的过程.在对大气数据计算机进行维修保障过程中积累了大量的历史案例,首先建立决策表,其中条件属性为 9 个故障征兆 $c_1,c_2,\cdots,c_9$,决策属性为电源组合模块的诊断结果 d(故障或者正常).对收集的 100 组案例进行离散化,得到每种故障征兆离散化后的取值,见表 1.

表 1 故障征兆的离散化取值

Table 1 Discretization values of fault symptoms

故障征兆	离散化值			
	0	1	2	3
c_1	断开	闭合		
c_2	(5.8,8.9)	[8.9,11.6]	(11.6,14.4)	其他
c_3	(6.4,9.3)	[9.3,13.4]	(13.4,15.7)	其他
c_4	(4.6,7.8)	[7.8,10.9]	(10.9,13.9)	其他
c_5	(7.2,10.2)	[10.2,12.1]	(12.1,14.1)	其他
c_6	(18.9,26.5)	[26.5,28.5]	(28.5,30.6)	其他
c_7	(16.4,27.8)	[27.8,29.7]	(29.7,33.5)	其他
c_8	(23.6,27.4)	[27.4,30.2]	(27.4,34.7)	其他
c_9	(25.1,29.1)	[29.1,31.4]	(29.1,33.9)	其他

表 1 中故障征兆 c_1 表示开关量,为布尔型故障征兆;$c_2\sim c_5$ 表示 4 路直流参考电压,为数值型故障征兆;$c_6\sim c_9$ 表示 4 路直流输出电压,为区间型故障征兆.采用粗糙集的方法计算决策表中每种故障征兆的依赖度,并将其归一化为故障征兆的权重,见表 2.

表 2 故障征兆的依赖度和权重

Table 2 Dependent degree and weight of fault symptoms

故障征兆	依赖度	权重
c_1	0.30	0.060
c_2	0.69	0.138
c_3	0.71	0.142
c_4	0.80	0.160
c_5	0.76	0.152
c_6	0.42	0.084
c_7	0.44	0.088
c_8	0.50	0.100
c_9	0.38	0.076

根据得到的故障征兆权重可以计算目标案例与可拓案例集中历史案例的相似度,同时返回相似的历史案例.由于可拓案例检索后的重用、修改

和保存过程需要人为参与,不具有一般性,这里不再赘述,最终的诊断结果表明该方法可实现包含多故障模式的机载设备故障诊断.

为体现本文提出检索策略的优越性,对可拓案例检索的时间复杂度进行分析. 假设可拓案例库中任意一个可拓案例 $\boldsymbol{M}_{Ci}$ 包含的故障征兆个数为 $m_i(i=1,2,\cdots,N)$,则对可拓案例库中全部可拓案例的全部故障征兆都进行检索的时间复杂度为 $O\left(\sum_{i=1}^{N} m_i\right)$. 根据规则 2,设 p_{i1} 表示可拓案例 $\boldsymbol{M}_{Ci}$ 中存在权重大于 0.5 的故障征兆的概率,p_{i2} 表示该故障征兆对应的相似度大于 0 的概率,则时间复杂度变为 $O\left(\sum_{i=1}^{N}(m_i(1-p_{i1}p_{i2})+p_{i1}p_{i2})\right)$. 根据规则 3 和规则 4,设 p_{i3} 表示检索完可拓案例 $\boldsymbol{M}_{Ci}$ 后检索结束的概率,则需要检索可拓案例的平均个数为 $N_1=\sum_{i=1}^{N}(i\cdot p_{i3})\leqslant N$,且 $\sum_{i=1}^{N} p_{i3}=1$,则时间复杂度变为 $O\left(\sum_{i=1}^{N_1}(m_i(1-p_{i1}p_{i2})+p_{i1}p_{i2})\right)$.

通过对可拓案例检索时间复杂度的分析可知,采用本文提出的检索策略可以提高可拓案例的检索效率. 针对建立的电源组合模块可拓案例库,将本文提出的检索策略与全局检索策略(检索全部可拓案例的全部故障征兆)进行比较,见表 3.

表 3　两种搜索策略比较

Table 3　Comparison of two kind of search strategies

检索策略	故障征兆计算次数	可拓案例计算个数
全局检索策略	900	100
本文检索策略	315	35

表 3 中本文检索策略的可拓案例计算个数是 10 个目标案例计算个数的平均值,取阈值 $\delta=0.8$,而且由于不包含权重大于 0.5 的故障征兆,所以在故障征兆计算个数方面并没有体现更多的优势.

4　结　论

本文将可拓学与案例推理相结合,提出了基于可拓案例推理的故障诊断方法,经应用案例分析表明:

1) 与全局检索策略相比,本文提出的检索策略时间复杂度低、检索效率高.

2) 可拓案例推理中结合可拓变化实现的可拓案例重用和可拓案例修改更利于计算机实现.

3) 该方法可用于机载电子设备故障诊断,并具有多故障诊断能力.

目前可拓案例推理还需要人为参与,为此仍需研究可拓案例重用、可拓案例修改和可拓案例保存的自动化实现过程.

参考文献(References)

[1] Dendani-Hadiby N, Khadir M T. A fault diagnosis application based on a combination case-based reasoning and ontology approach[J]. International Journal of Knowledge-based and Intelligent Engineering Systems, 2013, 17(4): 305-317.

[2] 张秦岭,郭宏,姜旭. 大型无人机电源系统故障诊断专家系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(8): 1026-1030.
Zhang Q L, Guo H, Jiang X. Fault diagnosis expert system for electric power system of large-scale UAVs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8): 1026-1030(in Chinese).

[3] 李青,史雅琴,周扬. 基于案例推理方法在飞机故障诊断中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5): 622-626.
Li Q, Shi Y Q, Zhou Y. CBR methodology application in fault diagnosis of aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 622-626(in Chinese).

[4] Im H K, Park S C. Case-based reasoning and neural network based expert system for personalization[J]. Expert Systems with Applications, 2007, 32(1): 77-85.

[5] 贾艳华,莫蓉,杨海成,等. 基于可拓理论的 CBR 系统实例检索模型[J]. 计算机工程与应用, 2013, 49(2): 258-260.
Jia Y H, Mo R, Yang H C, et al. Model for case retrieval in CBR system based on extenics[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(2): 258-260(in Chinese).

[6] 韩丹. 基于 CBR 及可拓学的汽车故障诊断系统研究[D]. 合肥:合肥工业大学, 2010.
Han D. Research of automotive fault diagnosis system based on CBR and extenics[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2010(in Chinese).

[7] 豆增发. 基于可拓规则和案例推理的混合专家系统[D]. 西安:西安电子科技大学, 2007.
Dou Z F. A novel hybrid expert system based on extension rule and case-based reasoning[D]. Xi'an: Xidian University, 2007(in Chinese).

[8] Xu M, Yu H Y, Shen J. New algorithm for CBR-RBR fusion with robust thresholds[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2012, 25(6): 1255-1263.

[9] Yang C Y, Cai W. Extenics theory, method and application[M]. Beijing: Science Press, 2013: 49-68.

[10] 柳玉,贲可荣. 案例推理的故障诊断技术研究综述[J]. 计算机科学与探索, 2011, 5(10): 865-879.
Liu Y, Ben K R. Survey of fault diagnosis based on case reasoning[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2011, 5(10): 865-879(in Chinese).

[11] Lau A, Tsui E, Lee W B. An ontology-based similarity measurement for problem-based case reasoning[J]. Expert Systems with Applications, 2009, 36(3): 6574-6579.

[12] 王国胤,姚一豫,于洪. 粗糙集理论与应用研究综述[J]. 计

北航学报 赠阅

算机学报,2009,32(7):1229-1247.
Wang G Y,Yao Y Y,Yu H. A survey on rough set theory and applications[J]. Chinese Journal of Computers,2009,32(7):1229-1247(in Chinese).
[13] Geng Z Q,Zhu Q X. Rough set-based heuristic hybrid recognizer and its application in fault diagnosis[J]. Expert Systems with Applications,2009,36(2):2711-2718.
[14] Qi J,Hu J,Peng Y H,et al. A case retrieval method combined with similarity measurement and multi-criteria decision making for concurrent design[J]. Expert Systems with Applications,2009,36(7):1036-1057.
[15] 王波. 基于 CBR 的飞机机载设备故障诊断系统[D]. 西安:西北工业大学,2007.
Wang B. Fault diagnosis system of on-board equipments of airplane by case-based reasoning[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2007(in Chinese).

Fault diagnosis method based on extension case-based reasoning

WEN Tianzhu[1], XU Aiqiang*[1], SUN Weichao[2]

(1. Department of Scientific Research, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China;
2. Graduate Student's Brigade, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: Extension case-based reasoning is a kind of knowledge reasoning method which is the combination of the extenics and case-based reasoning. Firstly, the representation of extension case using compound element was introduced, and the similarity computing method of fault symptom with interval value was given. Secondly, the reasoning process of extension case was analyzed; in the retrieve of extension cases, rough set method was adopted to confirm weight of fault symptom, and search strategy guided by rules was proposed; in the reuse of extension cases, conductive transformation was adopted to fulfill the reuse of extension case according to different search results; in the revise of extension cases, increasing and decreasing transform were adopted to add or delete fault symptoms of reused extension case and change their weight; in the retain of extension cases, three retain modes of revised extension case were discussed, including adding, deleting and replacing. Thirdly, the fault diagnosis process of this method was explained by an application case, and the time complexity of extension case retrieve was analyzed. By the comparison of the proposed search strategy and global search strategy, it is known that using the proposed search strategy can increase search efficiency and improve diagnosis speed.

Key words: extenics; case-based reasoning; case retrieve; fault diagnosis; extension transformation

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0758

基于模糊神经网络的 MIMO 系统自适应解耦控制

全下文载

白辰，樊垚，任章*，杨鹏

（北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191）

摘 要：针对一类具有不确定性的多输入多输出(MIMO)非线性系统控制问题，提出了基于模糊神经网络的自适应解耦控制方法. 根据分散控制理论和反馈线性化方法设计了MIMO 非线性系统的分通道解耦控制律，然后把通道耦合项和不确定性项归结为总的系统扰动项，利用模糊神经网络观测器得到其估计值，并作为补偿信号加入到解耦控制律中. 证明了所设计的解耦控制律、模糊神经网络观测器以及模糊神经网络权值向量自适应律可以保证控制误差、扰动估计误差和权值向量误差一致最终收敛. 仿真中将本文的方法与传统的输出反馈控制律进行了对比，结果表明加入的补偿控制信号消除了通道耦合和不确定性带来的不利影响，验证了该方法的有效性和稳定性.

关 键 词：多输入多输出系统；模糊神经网络；自适应；解耦控制；不确定性
中图分类号：TP273
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2131-06

多输入多输出(Multiple Input Multiple Ouput，MIMO)非线性系统的控制问题在实际应用中非常普遍，比如飞行器控制、机器人控制以及复杂过程控制等，其主要难点在于输入与输出不是一一对应的关系，多个输入和多个输出之间存在着相互耦合的影响. 传统的分通道控制方法不考虑这种相互耦合作用，强制把 MIMO 系统分为若干个通道分别设计控制器，但是当耦合严重的时候，该方法就很难得到较好的控制效果，所以有必要研究 MIMO 系统的解耦控制方法.

文献[1-2]使用非线性动态逆方法设计了解耦控制器，但是无法保证在模型不能精确已知情况下系统的鲁棒性. 文献[3-4]基于滑模控制理论设计了 MIMO 系统控制器，并分别应用到直升机控制和机器人控制问题上，但是滑模控制带来的抖振问题会对控制系统产生不利影响. 文献[5]提出了利用神经网络在线整定比例-积分-微分(Proportion-Integration-Differentiation，PID)参数的解耦控制方法，但是应用到非线性程度和耦合程度较强的 MIMO 系统上会导致控制精度无法满足. 文献[6-10]分别将模糊理论和神经网络等智能方法与自适应控制和鲁棒控制相结合，提出了MIMO 系统的智能控制方法，但只是针对输出量直接为状态量的情况，未考虑更一般的情况.

意大利学者 Tornambe 和 Valigi[11-12]提出了一种不确定 MIMO 系统的分散控制方法，使用观测器方法得到通道耦合项和不确定性项的估计值，然后补偿到解耦控制律中. 本文在此方法基础上，利用模糊系统的非线性泛逼近能力和神经网络的自学习能力，针对不确定的 MIMO 非线性系统提出了一种基于模糊神经网络的自适应解耦控制方法，并给出了理论证明及仿真验证. 与已有的

收稿日期：2014-12-03；**录用日期**：2015-03-13；**网络出版时间**：2015-05-21 14:30
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1430.001.html
基金项目：国家自然科学基金(91116002，91216304，61333011，61121003)
作者简介：白辰(1988—)，男，河南焦作人，博士研究生，buaabaichen@hotmail.com
*通讯作者：任章(1957—)，男，河南濮阳人，教授，renzhang@buaa.edu.cn，主要研究方向为导航制导与控制.

引用格式：白辰，樊垚，任章，等. 基于模糊神经网络的 MIMO 系统自适应解耦控制[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2131-2136. Bai C，Fan Y，Ren Z，et al. Adaptive decoupling control of a MIMO system based on fuzzy neural networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2131-2136 (in Chinese).

北航学报 赠阅

MIMO系统控制方法相比,本文的区别和贡献在于把模糊神经网络观测器方法与 Tornambe 分散控制思想进行了结合,并考虑了输出方程形式更为一般的情况.

1 问题描述

对于多输入多输出仿射非线性系统,有

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}'(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}'_1(\boldsymbol{x})u_1+\boldsymbol{g}'_2(\boldsymbol{x})u_2+\cdots+\boldsymbol{g}'_m(\boldsymbol{x})u_m=\\ \quad\boldsymbol{f}'(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{G}'(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})\end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n$ 为系统状态;$\boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^m$ 为系统输入;$\boldsymbol{y}\in\mathbf{R}^m$ 为系统输出;$\boldsymbol{f}'(\boldsymbol{x})$、$\boldsymbol{G}'(\boldsymbol{x})$ 和 $\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})$ 为光滑非线性函数,即

$$\boldsymbol{u}=[u_1\quad u_2\quad\cdots\quad u_m]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{f}'(\boldsymbol{x})=[f'_1(\boldsymbol{x})\quad f'_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad f'_n(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{G}'(\boldsymbol{x})=[\boldsymbol{g}'_1(\boldsymbol{x})\quad\boldsymbol{g}'_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad\boldsymbol{g}'_m(\boldsymbol{x})]$$
$$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})=[h_1(\boldsymbol{x})\quad h_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad h_m(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}$$

由于系统参数不确定性的影响,$\boldsymbol{f}'(\boldsymbol{x})$ 和 $\boldsymbol{G}'(\boldsymbol{x})$ 的值无法准确获知. 控制目标是设计控制律 $\boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^m$ 实现系统镇定.

假设 1 系统式(1)具有相对阶 $[r_1\ \ r_2\ \ \cdots\ \ r_m]^{\mathrm{T}}$,其中,$r_i(i=1,2,\cdots,m)$ 为第 i 个输出的相对阶.

假设 2 系统的内动态是稳定的.

对系统式(1)进行输入输出线性化[13]可得

$$\boldsymbol{y}^{(r)}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} \tag{2}$$

式中:

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})=[f_1(\boldsymbol{x})\quad f_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad f_m(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}=$$
$$[L_{f'}^{r_1}h_1(\boldsymbol{x})\quad L_{f'}^{r_2}h_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad L_{f'}^{r_m}h_m(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})=[\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x})\quad\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad\boldsymbol{g}_m(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}=$$
$$\begin{bmatrix}L_{g'_1}L_{f'}^{r_1-1}h_1(\boldsymbol{x}) & L_{g'_2}L_{f'}^{r_1-1}h_1(\boldsymbol{x}) & \cdots & L_{g'_m}L_{f'}^{r_1-1}h_1(\boldsymbol{x})\\ L_{g'_1}L_{f'}^{r_2-1}h_2(\boldsymbol{x}) & L_{g'_2}L_{f'}^{r_2-1}h_2(\boldsymbol{x}) & \cdots & L_{g'_m}L_{f'}^{r_2-1}h_2(\boldsymbol{x})\\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots\\ L_{g'_1}L_{f'}^{r_m-1}h_m(\boldsymbol{x}) & L_{g'_2}L_{f'}^{r_m-1}h_m(\boldsymbol{x}) & \cdots & L_{g'_m}L_{f'}^{r_m-1}h_m(\boldsymbol{x})\end{bmatrix}$$
$$\boldsymbol{y}^{(r)}=[y_1^{(r_1)}\quad y_2^{(r_2)}\quad\cdots\quad y_m^{(r_m)}]^{\mathrm{T}}$$

其中:L 代表求解李导数.

2 主要结果

2.1 解耦控制

对于式(2)中的第 i 个输出,有

$$y_i^{(r_i)}=f_i(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}_i(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{3}$$

表示成输入项和系统扰动项之和的形式为

$$y_i^{(r_i)}=u_i+d_i \tag{4}$$

$$d_i=f_i(\boldsymbol{x})+\sum_{j=1}^{m}g_{ij}(\boldsymbol{x})u_j-u_i \tag{5}$$

通过把系统其他输入和状态的影响归结为系统扰动项 d_i,实现输入与输出的一一对应,使多输入多输出系统变为了多个带有扰动项的单输入单输出系统. 该扰动项既包含了通道耦合项,也包含了系统不确定性项.

第 i 个输出变量设计系统的期望动态为

$$y_i^{(r_i)}+h_{r_i-1,i}y_i^{(r_i-1)}+h_{r_i-2,i}y_i^{(r_i-2)}+\cdots+h_{1,i}y_i^{(1)}+h_{0,i}y_i=0 \tag{6}$$

式中:$h_{r_i-1,i},h_{r_i-2,i},\cdots,h_{1,i},h_{0,i}$ 使得多项式 $s^{r_i}+h_{r_i-1,i}s^{r_i-1}+\cdots+h_{1,i}s+h_{0,i}$ 是 Hurwitz 多项式.

若扰动项 d_i 已知,可以得到控制律为

$$u_i=-h_{0,i}y_i-h_{1,i}y_i^{(1)}-\cdots-h_{r_i-1,i}y_i^{(r_i-1)}-d_i \tag{7}$$

记 $\boldsymbol{Y}_i=[y_i\quad y_i^{(1)}\quad\cdots\quad y_i^{(r_i-1)}]^{\mathrm{T}}$,把控制律式(7)代入式(4)可得

$$\dot{\boldsymbol{Y}}_i=\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{Y}_i \tag{8}$$

式中:

$$\boldsymbol{A}_i=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0 & 0 & \cdots & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots\\ 0 & 0 & 0 & 0 & \ddots & 1\\ -h_{0,i} & -h_{1,i} & -h_{2,i} & -h_{3,i} & \cdots & -h_{r_i-1,i}\end{bmatrix}$$

2.2 模糊神经网络

由于不确定性的影响,系统扰动项 d_i 的值无法准确获得,可以利用观测器方法得到系统扰动项的近似值. 本文结合了模糊系统的非线性泛逼近能力和神经网络的自学习能力,采用模糊神经网络构造观测器来得到系统扰动项的估计值.

设计如下模糊规则:

规则 j:IF x_1 is A_1^j, and $\cdots$ and x_n is A_n^j, THEN d_i is d_i^j

其中:A_i^j 为输入变量的模糊子集.

则模糊系统的输出为

$$d_i(x)=\sum_{j=1}^{r}d_i^j\prod_{k=1}^{n}\mu_{A_k^j}(x_k)\Big/\sum_{j=1}^{r}\left(\prod_{k=1}^{n}\mu_{A_k^j}(x_k)\right) \tag{9}$$

式中:$\mu(x_k)$ 为隶属度函数;r 为模糊规则数.

定义

$$\xi_j(x)=\prod_{k=1}^{n}\mu_{A_k^j}(x_k)\Big/\sum_{j=1}^{r}\left(\prod_{k=1}^{n}\mu_{A_k^j}(x_k)\right)$$
$$\boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x})=$$
$$[\xi_1(\boldsymbol{x})\quad\xi_2(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad\xi_j(\boldsymbol{x})\quad\cdots\quad\xi_r(\boldsymbol{x})]^{\mathrm{T}}$$

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{\theta}_i = [\, d_i^1 \quad d_i^2 \quad \cdots \quad d_i^j \quad \cdots \quad d_i^r \,]^{\mathrm{T}}$$

可得

$$d_i(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{\theta}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) \tag{10}$$

引理 1[14-15]　对于非线性函数 $d_i(\boldsymbol{x}) \in \mathbf{R}$,对于任意精度 $\varepsilon_m > 0$,存在最优权值向量 $\boldsymbol{\theta}_i$,使得

$$d_i(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{\theta}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon \tag{11}$$

式中:ε 为逼近误差,满足 $|\varepsilon| \leqslant \varepsilon_m$.

2.3　基于模糊神经网络的自适应解耦控制

对于第 i 个输出 y_i,模糊神经网络观测器为

$$\begin{cases} \dot{\sigma}_i = -\gamma_i \sigma_i + \gamma_i y_i^{(r_i-1)} + u_i + \hat{d}_i \\ \hat{d}_i(\boldsymbol{x}) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) \end{cases} \tag{12}$$

式中:σ_i 为扰动观测器的状态变量;常数 $\gamma_i > 0$ 为观测器的参数;$\hat{d}_i(\boldsymbol{x})$ 为扰动项 d_i 的估计值;$\hat{\boldsymbol{\theta}}_i$ 为最优权值向量的估计值.

定义观测误差为

$$e_i = y_i^{(r_i-1)} - \sigma_i \tag{13}$$

定义权值向量估计误差为

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i = \boldsymbol{\theta}_i - \hat{\boldsymbol{\theta}}_i \tag{14}$$

所设计的控制律为

$$u_i = -h_{0,i} y_i - h_{1,i} y_i^{(1)} - \cdots - h_{r_i-1,i} y_i^{(r_i-1)} - \hat{d}_i \tag{15}$$

代入系统方程式(4)中可得

$$\dot{\boldsymbol{Y}}_i = \boldsymbol{A}_i \boldsymbol{Y}_i + [\,0 \quad 0 \quad \cdots \quad 0 \quad \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon\,]^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

由于矩阵 $\boldsymbol{A}_i$ 是 Hurwitz 的,所以存在正定对称矩阵 $\boldsymbol{P}_i$,使得 $\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i + \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{A}_i < \mathbf{0}$.

结合系统动态方程式(4)和观测器方程式(12),第 i 个观测误差的动态方程为

$$\dot{e}_i = -\gamma_i e_i + (d_i - \hat{d}_i) = -\gamma_i e_i + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon \tag{17}$$

记 $\boldsymbol{p}_i$ 为 $\boldsymbol{P}_i$ 的最后一列,另定义

$$\boldsymbol{\Delta}_i = [\,0 \quad 0 \quad \cdots \quad 0 \quad \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon\,]^{\mathrm{T}} \tag{18}$$

定理 1　对于动态系统式(1),如果采用模糊神经网络观测器式(12),控制律式(15)以及如下权值向量自适应律:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i = 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + e_i \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) \qquad i = 1, 2, \cdots, n \tag{19}$$

当对于所有的 $i = 1, 2, \cdots, n$ 都满足

$$\|\boldsymbol{Y}_i\| > \frac{2\varepsilon_m \|\boldsymbol{p}_i\|}{|\lambda_i|} \tag{20}$$

$$|e_i| > \frac{\varepsilon_m}{\gamma_i} \tag{21}$$

则系统输出 $\boldsymbol{Y}_i$、观测误差 e_i 以及权值向量逼近误差 $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i$ 是一致最终收敛的.

证明　定义李雅普诺夫函数:

$$V = \sum_{i=1}^{n} V_i = \sum_{i=1}^{n} \left(\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{Y}_i + \frac{1}{2} e_i^2 + \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i \right)$$

代入输出动态式(16)和误差动态式(17)可得

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^{n} [\, \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i (\boldsymbol{A}_i \boldsymbol{Y}_i + \boldsymbol{\Delta}_i) + (\boldsymbol{A}_i \boldsymbol{Y}_i + \boldsymbol{\Delta}_i)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{Y}_i + e_i \dot{e}_i + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_i \,] =$$

$$\sum_{i=1}^{n} [\, \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{P}_i \boldsymbol{A}_i + \boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i) \boldsymbol{Y}_i + \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{\Delta}_i + \boldsymbol{\Delta}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{Y}_i + e_i (-\gamma_i e_i + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon) - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i \,]$$

由于 $\boldsymbol{p}_i$ 为 $\boldsymbol{P}_i$ 的最后一列,则

$$\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{\Delta}_i = \boldsymbol{\Delta}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{Y}_i = \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i (\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon)$$

由于 $\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i + \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{A}_i$ 为负定矩阵,则 $\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}_i + \boldsymbol{P}_i \boldsymbol{A}_i$ 特征值实部都小于 0,记 λ_i 为其模值最小的特征值,可得

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^{n} [\, \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \lambda_i \boldsymbol{Y}_i - \gamma_i e_i^2 + 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i (\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon) + e_i (\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{x}) + \varepsilon) - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i \,] =$$

$$\sum_{i=1}^{n} [\, \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \lambda_i \boldsymbol{Y}_i - \gamma_i e_i^2 + 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(x) + 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \varepsilon + e_i \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\xi}(x) + e_i \varepsilon - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i \,] =$$

$$\sum_{i=1}^{n} [\, \boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \lambda_i \boldsymbol{Y}_i - \gamma_i e_i^2 + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}} (2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \boldsymbol{\xi}(x) + e_i \boldsymbol{\xi}(x) - \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i) + 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \varepsilon + e_i \varepsilon \,] \tag{22}$$

把权值自适应规律式(19)代入式(22)可得

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^{n} (\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \lambda_i \boldsymbol{Y}_i - \gamma_i e_i^2 + 2\boldsymbol{Y}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i \varepsilon + e_i \varepsilon) \leqslant$$

$$\sum_{i=1}^{n} (-|\lambda_i| \|\boldsymbol{Y}_i\|^2 + 2\varepsilon_m \|\boldsymbol{p}_i\| \|\boldsymbol{Y}_i\| - \gamma_i e_i^2 + \varepsilon_m |e_i|) =$$

$$\sum_{i=1}^{n} \left[-|\lambda_i| \|\boldsymbol{Y}_i\| \left(\|\boldsymbol{Y}_i\| - \frac{2\varepsilon_m \|\boldsymbol{p}_i\|}{|\lambda_i|} \right) - \gamma_i |e_i| \left(|e_i| - \frac{\varepsilon_m}{\gamma_i} \right) \right]$$

当对于所有的 $i = 1, 2, \cdots, n$ 都满足 $\|\boldsymbol{Y}_i\| > \frac{2\varepsilon_m \|\boldsymbol{p}_i\|}{|\lambda_i|}$ 并且 $|e_i| > \frac{\varepsilon_m}{\gamma_i}$ 时,$\dot{V} < 0$.

根据 Lyapunov 稳定性原理,系统输出 $\boldsymbol{Y}_i$、观测误差 e_i 以及权值向量逼近误差 $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i$ 是一致最终收敛的.　**证毕**

闭环系统结构如图 1 所示. 可见模糊神经网络观测器利用系统输入和输出信息逼近得到系统

北航学报 赠阅

扰动项的估计值,然后作为补偿信号加入解耦控制器,用以消除通道耦合和不确定性对系统带来的影响.

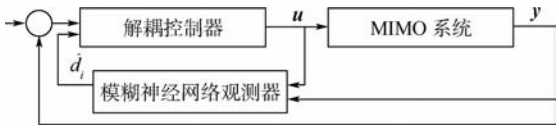


图 1 闭环系统结构

Fig. 1 Closed-loop system structure

3 仿真结果

考虑如下非线性 MIMO 对象:

$$\begin{cases}\dot{x}_1 = x_2\\ \dot{x}_2 = x_1 + 2x_1x_2 + 5x_3^2 + 7x_4 + 0.778u_1 - 0.2u_2\\ \dot{x}_3 = x_4\\ \dot{x}_4 = x_1^2 + 5x_2 - x_3x_4 + 0.4u_1 + 0.778u_2\end{cases}$$

输出方程为

$$\begin{cases}y_1 = x_1\\ y_2 = x_3\end{cases}$$

式中:x_1、x_2、x_3 和 x_4 为状态变量;u_1 和 u_2 为输入变量;y_1 和 y_2 为输出变量. 根据状态方程的具体形式和控制系数的大小,把系统划分为两个通道,即 $\{x_1, x_2, u_1\}$ 和 $\{x_3, x_4, u_2\}$,然后分别设计模糊神经网络观测器和自适应解耦控制律.

控制器和观测器相应的参数选择如下:

$$\boldsymbol{A}_1 = \boldsymbol{A}_2 = \begin{bmatrix}0 & 1\\ -25 & -7\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{P}_1 = \boldsymbol{P}_2 = \begin{bmatrix}1.2826 & 0.0198\\ 0.0198 & 0.0507\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{p}_1 = \boldsymbol{p}_2 = [0.0198 \quad 0.0507]^{\mathrm{T}}$$

$$\gamma_1 = \gamma_2 = 15$$

$$\lambda_1 = \lambda_2 = -0.6282$$

则

$$\|\boldsymbol{Y}_i\| > 0.0073\varepsilon_m$$

$$|e_i| > 0.0667\varepsilon_m$$

由于 ε_m 为任意小的正常数,所以系统输出 $\boldsymbol{Y}_i$、观测误差 e_i 以及权值向量逼近误差 $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i$ 是一致最终收敛的.

为了验证本文方法的鲁棒性,仿真中在状态方程中引入加性和乘性的正弦摄动,即

$$\begin{cases}\dot{x}_1 = x_2\\ \dot{x}_2 = x_1 + 2\times(1 + 0.3\sin t)x_1x_2 + 5x_3^2 + 7x_4 + \\ \qquad 0.778u_1 - 0.2u_2 + 0.5\sin t\\ \dot{x}_3 = x_4\\ \dot{x}_4 = (1 + 0.3\sin t)x_1^2 + 5x_2 - x_3x_4 + 0.4u_1 + \\ \qquad 0.778u_2 + 0.5\sin t\end{cases}$$

除了本文的控制方法之外,对传统的分通道输出反馈控制方法进行了仿真,即在控制律式(15)中去除扰动项估计值的补偿,两种方法对比结果如图 2 ~ 图 4 所示.

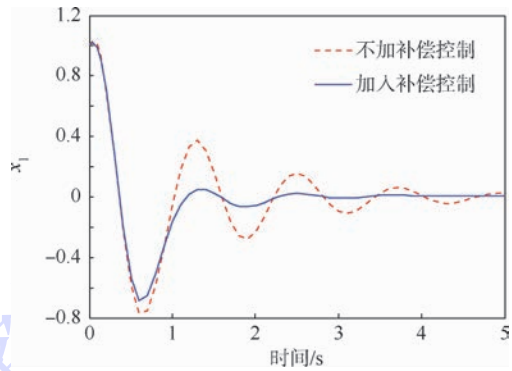


图 2 x_1 控制效果

Fig. 2 Control performance of x_1

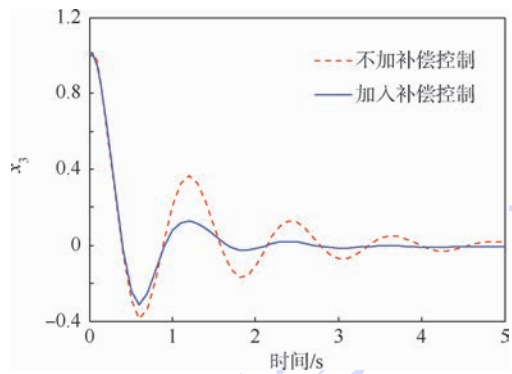


图 3 x_3 控制效果

Fig. 3 Control performance of x_3

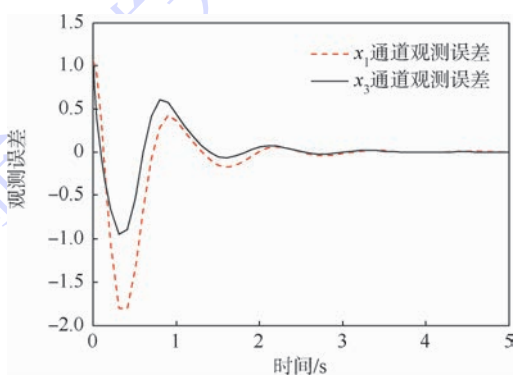


图 4 模糊神经网络观测误差

Fig. 4 Fuzzy neural networks observer errors

由图 2 和图 3 可见,本文所设计控制器快速精确地稳定了 x_1 和 x_3,而传统的输出反馈会导致震荡,难以保证较好的控制效果,这表明了控制律中加入的补偿项很好地消除了通道耦合和不确定性对系统带来的影响. 由图 4 可见,模糊神经网络观测器的观测误差快速收敛. 以上结果验证了本

北航学报 赠阅

文所设计控制方法的稳定性和有效性.

4　结　论

1) 基于 Tornambe 分散控制思想,结合反馈线性化方法,给出了输出方程形式更为一般情况下,MIMO 非线性系统的分通道解耦控制律.

2) 结合模糊系统的非线性泛逼近能力和神经网络的自学习能力,通过观测器方法给出了通道耦合和不确定性的估计值,并作为补偿信号加入到解耦控制律中,消除了其对系统的影响.

参考文献 (References)

[1] 曾宪法,张磊,申功璋. 基于动态逆和分散控制的导弹控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(11):1303-1307.
Zeng X F,Zhang L,Shen G Z. Design of control systems for missiles based on dynamic inversion and decentralized control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(11):1303-1307(in Chinese).

[2] Siwakosit W,Snell S A,Hess R A. Robust flight control design with handling qualities constraints using scheduled linear dynamic inversion and loop-shaping[J]. IEEE Transcations on Control Systems Technology,2000,8(3):483-494.

[3] McGeoch D J,McGookin E W,Houston S S. MIMO sliding mode attitude command flight control system for a helicopter[C]// Proceedings of AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference and Exhibit. Reston:AIAA,2005:1-15.

[4] Yang Y L,Shi Z H. Sliding control for a class of MIMO uncertain nonlinear system based on neural networks[C]// Proceedings of International Conference on Electronics,Communications and Control. Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:479-484.

[5] 张杰,邹继刚,李文秀. 多输入多输出系统的神经网络 PID 解耦控制器[J]. 哈尔滨工程大学学报,2000,21(5):6-9.
Zhang J,Zou J G,Li W X. PID neural network for decoupling control of multi-input and multi-output system[J]. Journal of Harbin Engineering University,2000,21(5):6-9(in Chinese).

[6] Hao W J,Liu G L,Wang S Y,et al. Observer-based fuzzy adaptive control for a class of MIMO nonlinear systems[C]// Proceedings of IMACS Conference on Computational Engineering in Systems Applications. Piscataway,NJ:IEEE Press,2006:239-244.

[7] Li Y,Tong S C,Li Y M. Observer-based adaptive fuzzy backstepping control of MIMO stochastic nonlinear strict-feedback systems[J]. Nonlinear Dynamics,2012,67(2):1579-1593.

[8] Li Y M,Ren C E,Tong S C. Adaptive fuzzy backstepping output feedback control for a class of MIMO time-delay nonlinear systems based on high-gain observer[J]. Nonlinear Dynamics,2012,67(2):1175-1191.

[9] Chen M,Zhou Y L,Guo W W. Robust tracking control for uncertain MIMO nonlinear systems with input saturation using RWNNDO[J]. Neurocomputing,2014,144:436-447.

[10] Grinits E V,Bottura P C. Adaptive neural-based backstepping control of uncertain MIMO nonlinear systems[C]// Proceedings of International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway,NJ:IEEE Press,2006:4468-4475.

[11] Tornambe A,Valigi P. A decentralized controller for the robust stabilization of a class of MIMO linear systems[J]. Systems and Control Letters,1992,18(5):383-390.

[12] Tornambe A,Valigi P. A decentralized controller for the robust stabilization of a class of MIMO dynamical systems[J]. Journal of Dynamic Systems,Measurement,and Control,1994,116(2):293-304.

[13] 曲鑫. 临近空间高超声速飞行器关联协调控制技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2013.
Qu X. Research on coupling coordinated control technology for near space hypersonic vehicle[D]. Beijing:Beihang University,2013(in Chinese).

[14] Kim E. A discrete-time fuzzy disturbance observer and its application to control[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems,2003,11(3):399-410.

[15] Kim E. A fuzzy disturbance observer and its application to control[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems,2002,10(1):77-84.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Adaptive decoupling control of a MIMO system based on fuzzy neural networks

BAI Chen, FAN Yao, REN Zhang*, YANG Peng

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

Abstract: According to the control problem of a class of uncertain multiple-input multiple-output (MIMO) nonlinear systems, an adaptive decoupling control approach based on fuzzy neural networks was proposed. Firstly, a sub-channel decoupling control law of MIMO nonlinear systems was designed using decentralized control theory and feedback linearization approach. Secondly, the approximation of the system coupling terms and uncertainty terms were obtained by a fuzzy neural networks observer and compensated into the control law as compensation signal. It was proved that the control law, the observer and the weighted vector adaptive law could guarantee the uniform convergence of the errors of the output variable, the observer variable and the weighted vector finally. Simulations were carried on a typical uncertain MIMO system. The proposed method was compared with a traditional output feedback control method without adding compensation control signal. The simulation results show that the influence caused by coupling among the channels and uncertainty is eliminated by the compensation control and the observer errors can converge. The results validate the effectiveness and stability of the proposed control approach.

Key words: multiple-input multiple-output systems; fuzzy neural networks; adaptive; decoupling control; uncertainty

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0696

地基激光清除空间碎片的策略

王成林，张艳*，王鲲鹏

（北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094）

摘 要：空间碎片的清除策略是实现地基激光主动清除厘米级空间碎片的关键技术之一.为了制定有效的清除策略,首先对在碎片轨道不同位置上速度分量的变化对其新轨道近地点高度的影响进行了研究,指明了3种不同速度分量变化的降轨效果的差异;然后结合地基激光的几何和物理特性,推导了确定有效变轨区域的约束条件;最后据此提出了地基激光以连续脉冲变轨方式清除空间碎片的通用策略,并通过仿真实验,实现了利用地基激光清除空间碎片的目的,也验证了该清除策略的有效性.

关 键 词：地基激光；空间碎片；清除策略；变轨；仿真
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2137-07

随着人类空间活动的日益频繁,再加上空间事故的发生和废弃物的不当处理,产生了数量巨大、种类繁多的空间碎片,对航天器的寿命和安全带来了一定威胁.在这些空间碎片中,10 cm 量级以上的空间碎片数目相对较少,航天器可采取主动规避措施避免撞击;1 cm 量级以下的空间碎片虽然数目巨大,但是动能较小,航天器可采取结构防护措施抵抗撞击;在高度 800～1 000 km 的近地轨道处,处于 1～10 cm 量级之间的厘米级空间碎片密度达到峰值,数目较多且动能较大,对航天器威胁最大,需要采取外加辅助手段予以清除[1-4].

目前,利用激光清除空间碎片成为国际公认可行的主动清除空间碎片的手段之一.通过高能激光辐射到碎片表面产生的喷射冲量效应[5],使碎片获得速度增量,在合适的位置处可以实现对空间碎片减速降轨的目的.

近年来,欧美国家均开展了地基激光清除空间碎片的相关研究,其中最著名的是美国的ORION计划[6-10].但是,目前国外在该方面的研究尚处于激光对空间碎片的作用机理和大功率激光器的研制阶段,对于激光作用空间碎片产生速度增量后的清除策略研究很少.国内洪延姬、金星、徐浩东等对激光清除空间碎片的基本概念、基本技术和基本问题进行了介绍,并对碎片清除方法作了一定研究[11-15].徐浩东等分析了速度增量的作用位置对降轨的影响,并以此建立了空间碎片的降轨模型[13].但是他们只分析了速度增量在轨道近地点和远地点两个特殊位置的影响,降轨模型也仅限于共面变轨的理想情况.金星等提出了针对椭圆轨道空间碎片的单脉冲和多脉冲变轨的计算方法,并对激光站布站区域和空间碎片变轨范围作了一定分析[14].他们也只讨论了共面情况下速度增量对变轨的影响.但是由于地基激光站固定在地面,采用共面变轨清除碎片在实际情况下很难实现.

本文在分析激光辐照产生的速度增量对空间碎片减速降轨的普遍原理的基础上,研究地基激光清除空间碎片的策略.首先推导了不同速度分

收稿日期：2014-11-11；**录用日期**：2015-02-12；**网络出版时间**：2015-03-31 14:54
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.006.html
作者简介：王成林(1992—)，男，安徽宿州人，硕士研究生，wcl4756308@163.com
*通讯作者：张艳(1975—)，女，江苏阜宁人，副研究员，zhyan1227@sina.com，主要研究方向为空间目标探测与识别.

引用格式：王成林，张艳，王鲲鹏. 地基激光清除空间碎片的策略[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2137-2143.
Wang C L，Zhang Y，Wang K P. Strategy of removing space debris using ground-based lasers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2137-2143 (in Chinese).

北航学报 赠阅

量的变化对碎片新轨道近地点高度的影响模式，即不仅考虑共面变轨的影响，还考虑异面变轨的影响；然后以此为基础，提出了确定有效变轨区域的约束条件和计算方法，并据此制定清除碎片的策略方案；最后通过仿真实验，验证了该策略方案的有效性.

1 改变不同速度分量的降轨效果

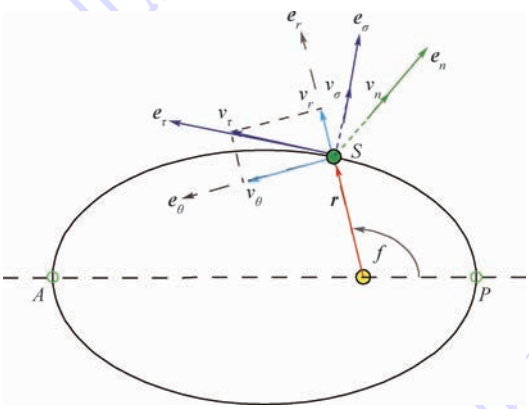
由于在椭圆轨道上碎片的飞行速度 $\boldsymbol{v}$ 处处不同，且激光辐照在碎片上产生的速度增量 $\Delta\boldsymbol{v}$ 与飞行速度 $\boldsymbol{v}$ 的夹角也不同，那么变轨后的新轨道也会因此不同. 为了更有效地降低碎片轨道的近地点高度 h_{P}，在此研究不同速度分量变化对轨道近地点高度 h_{P} 的影响模式.

1.1 空间碎片轨道速度分解

如图 1 所示，在椭圆轨道上，真近点角为 f 的空间碎片 S，其速度 $\boldsymbol{v}$ 在轨道面内，并与轨迹线相切. 速度 $\boldsymbol{v}$ 在两个不同直角坐标系中分解为

$$\boldsymbol{v}=\begin{cases}v_r\boldsymbol{e}_r+v_\theta\boldsymbol{e}_\theta+v_n\boldsymbol{e}_n\\ v_\tau\boldsymbol{e}_\tau+v_\sigma\boldsymbol{e}_\sigma+v_n\boldsymbol{e}_n\end{cases}\tag{1}$$

式中：v_r、v_θ、v_τ、v_σ 和 v_n 分别为 $\boldsymbol{v}$ 的径向、横向、切向、法向和侧向分量；$\boldsymbol{e}_r$、$\boldsymbol{e}_\theta$、$\boldsymbol{e}_\tau$、$\boldsymbol{e}_\sigma$ 和 $\boldsymbol{e}_n$ 分别为径向、横向、切向、法向和侧向单位向量. 在开普勒轨道中，碎片的速度分量 v_σ 和 v_n 都是 0，故用虚线表示.



A—远地点；P—近地点；$\boldsymbol{r}$—失径.

图 1 轨道速度分解示意图

Fig. 1 Orbital velocity decomposition diagram

在这些速度分量中，v_τ 沿着轨迹的切线方向，v_n 垂直轨道平面，因此下面研究 $\boldsymbol{v}$ 在（$\boldsymbol{e}_\tau$，$\boldsymbol{e}_\sigma$，$\boldsymbol{e}_n$）坐标系下的速度分量对新轨道近地点高度 h_{P} 的影响.

1.2 脉冲变轨

由于激光的脉宽都在 ns 量级，跟轨道周期相比是非常短暂的. 因此用地基激光清除空间碎片时，其轨道变化可视为脉冲变轨方式，即速度有突变增量，但不引起空间碎片位置的变化.

如图 2 所示，已知空间碎片在 t_0 时刻的位置 $\boldsymbol{r}_0$ 和速度 $\boldsymbol{v}_0$，在该时刻激光束辐照在该碎片上，产生了 $\Delta\boldsymbol{v}$ 的速度增量，碎片进入新轨道中，其速度为 $\boldsymbol{v}_1$.

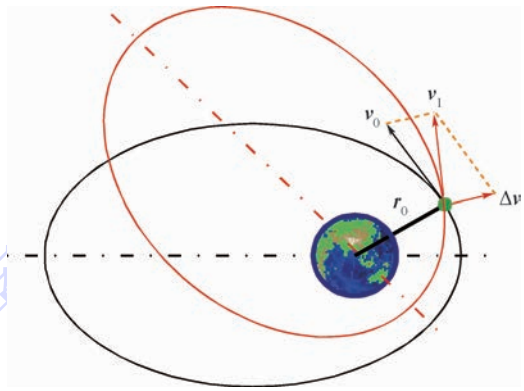


图 2 脉冲变轨示意图

Fig. 2 Impulse orbit transfer diagram

新、旧轨道的参数满足：

$$\begin{cases}t_1=t_0\\ \boldsymbol{r}_1=\boldsymbol{r}_0\\ \boldsymbol{v}_1=\boldsymbol{v}_0+\Delta\boldsymbol{v}\end{cases}\tag{2}$$

式中：下标 1 为新轨道参数；下标 0 为旧轨道参数.

对于开普勒轨道，一组（$\boldsymbol{r}$，$\boldsymbol{v}$）唯一确定了一个轨道. 下面推导轨道的近地点高度 h_{P} 与（$\boldsymbol{r}$，$\boldsymbol{v}$）的关系式. 根据运动方程能量积分和动量矩积分可得

$$\begin{cases}E=\dfrac{\|\boldsymbol{v}\|^2}{2}-\dfrac{\mu}{\|\boldsymbol{r}\|}=-\dfrac{\mu}{2a}\\ h=\|\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}\|=\sqrt{\mu a(1-e^2)}\end{cases}\tag{3}$$

式中：μ 为地心引力常数；a 为轨道的半长轴长；e 为轨道的偏心率. 根据式（3）可知，已知一组（$\boldsymbol{r}$，$\boldsymbol{v}$），可以唯一确定 a 和 e. 因此得到轨道的近地点高度 h_{P} 的关系式为

$$\begin{cases}h_{\mathrm{P}}=a(1-e)-R_{\mathrm{e}}\\ a=\dfrac{\mu\|\boldsymbol{r}\|}{2\mu-\|\boldsymbol{r}\|\|\boldsymbol{v}\|^2}\\ e=\sqrt{1-\dfrac{\|\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v}\|^2}{\mu a}}\end{cases}\tag{4}$$

式中：R_{e} 为地球半径.

1.3 不同速度分量的影响结果分析

不考虑摄动影响，把空间碎片与地球视为二体系统. 碎片初始轨道给定，在真近点角 f 处，其位置和速度（$\boldsymbol{r}$，$\boldsymbol{v}$）唯一确定. 在此处沿着某一速度分量方向进行一次脉冲变轨，即产生大小为 Δv

北航学报 赠阅

的速度增量,例如 $\boldsymbol{e}_\sigma$ 方向,则此时此处的位置和速度变成($\boldsymbol{r}$,$\boldsymbol{v}+\Delta v\boldsymbol{e}_\sigma$),利用式(4)求解出新轨道的 h_P. 然后在原轨道不同的真近点角 f 处,改变该速度分量,计算新轨道的 h_P,得到 h_P 随 f 的变化曲线. 最后按照此方案,分别改变不同的速度分量,以确定不同速度分量变化对新轨道近地点高度 h_P 的影响模式.

选定的初始轨道信息为近地点高度 h_P = 800 km,远地点高度 h_A = 1 200 km,单脉冲速度增量大小 Δv = 0.01 km/s. 计算结果如图 3 所示.

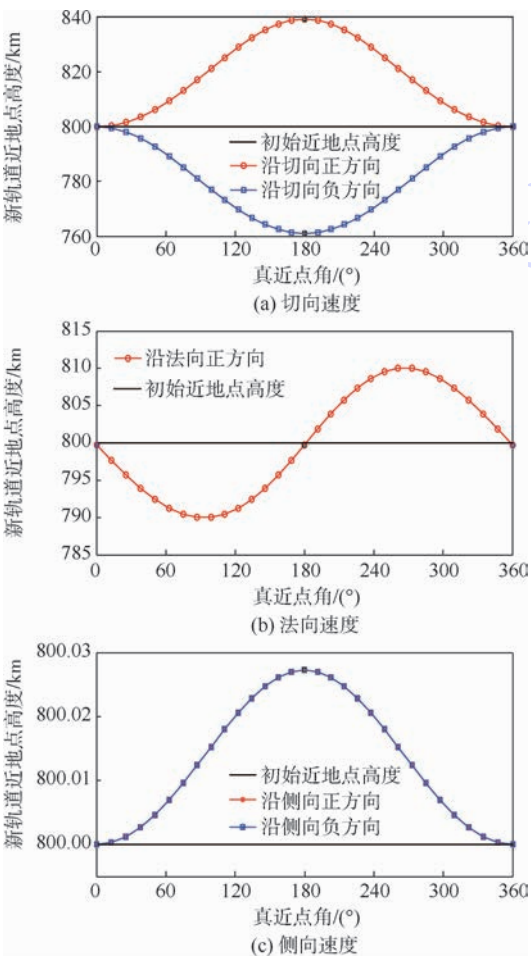


图 3　改变不同速度分量的降轨效果图

Fig. 3　Diagram of effect that changing different velocity components has on orbit transfer

1) 改变切向速度.

沿着切向正负方向施加一次脉冲冲量,其速度 $\boldsymbol{v}$ 变为 $\boldsymbol{v}\pm\Delta v\boldsymbol{e}_\tau$,在不同真近点角处变轨后的新轨道近地点高度如图 3(a)所示. 只要在非近地点处减小 v_τ,就会降低新轨道的 h_P;只要在非近地点处增大 v_τ,就会升高新轨道的 h_P;并且在远地点附近改变 v_τ,会更有效地改变近地点高度 h_P.

2) 改变法向速度.

由于地基激光只能沿着法向速度正方向改变其速度,施加一次脉冲冲量后,其速度 $\boldsymbol{v}$ 变为 $\boldsymbol{v}+\Delta v\boldsymbol{e}_\sigma$,在不同真近点角处变轨后的新轨道近地点高度如图 3(b)所示. 只要在非近地点处改变 v_n,就会升高新轨道的 h_P,而且沿着侧向速度正负方向的效果相同;与 v_τ 作用类似,在远地点附近改变 v_n,升高新轨道的 h_P 作用明显.

3) 改变侧向速度.

沿着侧向正负方向施加一次脉冲冲量,其速度 $\boldsymbol{v}$ 变为 $\boldsymbol{v}\pm\Delta v\boldsymbol{e}_n$,在不同真近点角处变轨后的新轨道近地点高度如图 3(c)所示. 在不同位置增大 v_σ,新轨道的近地点高度可能降低,也可能升高;在真近点角 $f\in(0°,180°)$ 内增大 v_σ,一定能够降低新轨道的近地点高度.

为了更加直观地看出在大小相同的速度增量 $\Delta\boldsymbol{v}$ 的作用下,不同速度分量变化对新轨道近地点高度的影响程度,将沿切向速度负方向、法向速度正方向和侧向速度正方向增加相同速度增量的曲线绘制在同一坐标系下,如图 4 所示.

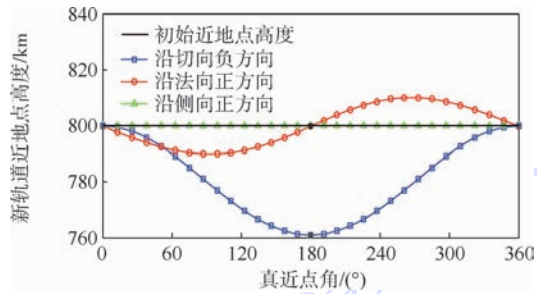


图 4　3 个速度分量变化的影响程度对比

Fig. 4　Comparison of influence degree of changing three different velocity components

图 4 表明,在切向、法向和侧向 3 个速度分量影响下,改变切向速度对新轨道的 h_P 影响程度(相同速度增量下,h_P 的绝对变化量)最为显著,法向速度影响程度次之,侧向速度影响最弱.

2　变轨区域和速度增量的确定

2.1　确定变轨区域

根据第 1 节中的结论,就地基激光站而言,法向速度 v_σ 只能增加,因此在 $f\in(0°,180°)$ 轨道阶段变轨有利于降低新轨道的 h_P;选取合适的激光站位置,切向速度可以减小,在真近点角为(0°,180°)和(180°,360°)轨道阶段都可以降低新轨道的 h_P;因此,在相同速度增量的前提下,为了有效降低新轨道的 h_P,应该选择真近点角 $f\in(0°,180°)$ 的范围内实施变轨.

由于切向速度 v_τ 的变化对新轨道的 h_P 影响显著,且侧向速度 v_n 一旦出现就会升高新轨道的 h_P,因此脉冲速度增量 $\Delta\boldsymbol{v}$ 应该与碎片的速度 $\boldsymbol{v}$ 成

北航学报 赠阅

钝角,且尽量减小其与轨道平面的夹角 φ,即尽可能地减小侧向速度增量的产生.

此外,由于地基激光站布置在地面,受到地球的影响,激光器的作用范围只能在地平面以上的空间区域内,而且激光束也受到有效作用距离 h_{ef} 的限制.

为了实现地基激光清除空间碎片的目的,需要确定对碎片实施变轨的有效区域. 考虑以上因素后,确定变轨区域的示意图如图 5 所示:激光站 L 位于初始轨道平面内(激光站可以不在轨道平面内,该假设是为了方便说明),其相应的真近点角为 f_0. O 为地心,$\boldsymbol{r}_L$ 为激光站的矢径,$\boldsymbol{r}_{LS}$ 为从激光站 L 指向碎片 S 的激光束,在利用激光产生脉冲速度增量 $\Delta\boldsymbol{v}$ 时,假定 $\Delta\boldsymbol{v}$ 与 $\boldsymbol{r}_{LS}$ 同向.

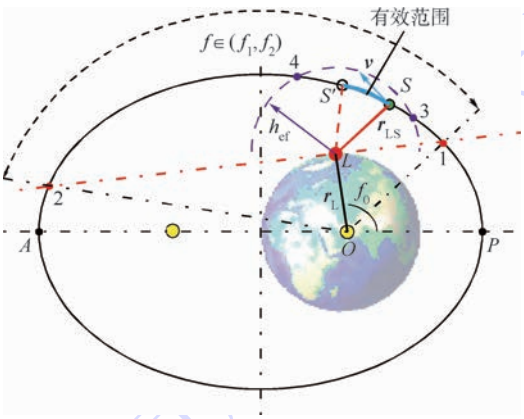


图 5 确定变轨区域示意图

Fig. 5 Diagram of determining orbit transfer area

确定变轨区域有效范围约束条件和基本算法如下.

1) 水平视场范围$[f_1, f_2]$.

过 L 作垂直 $\boldsymbol{r}_L$ 的直线交椭圆轨道与 1、2 两点,交点对应的真近点角分别为 f_1 和 f_2,则$[f_1, f_2]$称为激光站的水平视场范围. 在数学上,可用 $\boldsymbol{r}_L \cdot \boldsymbol{r}_{LS} \geqslant 0$ 表示该物理含义.

2) 激光束有效作用距离 h_{ef}.

以 L 为圆心,h_{ef} 为半径作圆,交椭圆轨道于 3、4 两点,则 3、4 之间的轨道部分处于激光束的有效作用距离以内. 在数学上为:$r_{LS} \leqslant h_{ef}$.

3) 激光束与速度 $\boldsymbol{v}$ 夹角.

为了减小切向速度增量,脉冲速度增量 $\Delta\boldsymbol{v}$ 与速度 $\boldsymbol{v}$ 的夹角应该大于 90°,即激光束与速度 $\boldsymbol{v}$ 的夹角是钝角,如图 7 中 S 与 S'之间的轨道部分,在数学上表达为 $\boldsymbol{r}_{LS} \cdot \boldsymbol{v} < 0$.

4) 激光束与轨道平面夹角.

碎片轨道平面的法向量可用角动量 $\boldsymbol{h} = \boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v}$ 表示,因此激光束与轨道平面夹角 φ 可以表示为 $\varphi = |\pi/2 - \arccos(\boldsymbol{e}_h \cdot \boldsymbol{e}_{rLS})|$,其中:$\boldsymbol{e}_h$ 和 $\boldsymbol{e}_{rLS}$ 分别为 $\boldsymbol{h}$ 和 $\boldsymbol{r}_{LS}$ 的单位向量. 为了尽可能减小侧向速度分量,可以对 φ 进行限制,即 $\varphi < \varphi_0$,φ_0 为设定的小角度.

2.2 确定速度增量

由于激光器的单次脉冲总能量恒定,对不同轨道高度的碎片产生的冲量是不同的,即脉冲速度增量的大小也是随轨道高度的改变而变化的. 假定在激光束有效作用距离内,激光器可以精确聚焦到碎片上. 根据文献[15],碎片所获得的速度增量大小 Δv 与其轨道高度(也即激光器焦距 z)的关系推导如下.

远场激光束光斑直径 d_s 与发射镜直径 D_b 的关系为

$$d_s = \frac{a_g N \lambda z}{D_b} \tag{5}$$

式中:a_g 为光束常数;N 为衍射极限倍数;λ 为波长;下标 s 和 b 分别表示远场和近场;z 为激光器焦距.

近场功率密度 I_b 与脉宽为 τ_b 的激光单脉冲能量 E_b 的关系为

$$I_b = \frac{4E_b}{\pi D_b^2 \tau_b} \tag{6}$$

远场功率密度 I_s 与近场功率密度 I_b 的关系为

$$\frac{I_s}{I_b} = \eta\left(\frac{D_b}{d_s}\right)^2 \tag{7}$$

式中:η 为大气能量传输效率.

注入靶材表面的能量密度 F_s 为

$$F_s = I_s \tau_b \tag{8}$$

单脉冲获得速度增量的大小 Δv 为

$$\Delta v = C_m F_s (A_S/m) \tag{9}$$

式中:C_m 为冲量耦合系数;A_S 为碎片面积;m 为碎片质量.

联立式(5)~式(9),得到 Δv 与 z 的关系为

$$\Delta v = \eta E_b C_m (A_S/m) \frac{4D_b^2}{\pi a_g^2 N^2 \lambda^2} \cdot \frac{1}{z^2} \tag{10}$$

式(10)表明,当激光单脉冲能量 E_b 和其他常数不变,且把空间碎片视为无质量变化和姿态变化的系统时,即空间碎片的面质比(A_S/m)保持不变,激光脉冲冲量完全转化为沿着激光束方向的速度增量,碎片获得的 Δv 与 z 的平方成反比.

若激光器在激光束有效作用距离 h_{ef} 处产生的速度增量为 Δv_0,则在有效作用距离以内的任意位置,激光器产生的速度增量大小为

$$\Delta v=\left(\frac{h_{\mathrm{ef}}}{r_{\mathrm{LS}}}\right)^{2}\cdot\Delta v_{0} \tag{11}$$

3　仿真实验及结果分析

由于激光能量有限，一次脉冲产生的速度增量不足以使碎片新轨道的 h_{P} 降低到能在大气层中迅速烧毁的高度. 因此，为了达到清除碎片的目的，需要对其进行连续脉冲变轨.

3.1　仿真实验方案

为了方便进行仿真计算，对该问题进行模型简化：

1）考虑地球自转和非球形（J_2 摄动）的影响，不考虑其他摄动力，此时碎片的运动满足摄动方程式(12).

2）地基激光站固定在地球表面，并且给定经纬度.

3）激光器可以自主变焦寻得，即只要满足变轨条件，激光器总能准确聚焦在碎片上.

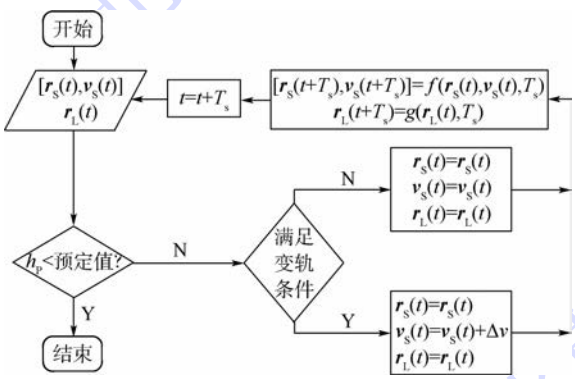
4）激光辐照在碎片表面产生的速度增量沿着激光束的方向.

5）碎片面质比保持不变.

$$\frac{\mathrm{d}^{2}\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^{2}}=-\frac{\mu\boldsymbol{r}}{r^{3}}+\boldsymbol{f} \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{f}$ 为摄动力；r 为失径 $\boldsymbol{r}$ 的长度.

在该简化模型的基础上，连续脉冲变轨仿真计算的流程如图 6 所示.



T_{s}—仿真步长.

图 6　连续脉冲变轨仿真计算流程图

Fig. 6　Simulating calculation flow diagram of orbit transfer by continuous impluse

1）根据给定空间碎片的初始轨道参数和地基激光站的经纬度，将其转换成地球赤道惯性坐标系下的空间碎片位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t)$、速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)$ 以及激光站的位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t)$.

2）根据空间碎片位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t)$ 和速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)$，计算此时轨道的 h_{P}. 若 h_{P} 比预定值小，空间碎片在大气阻力的作用下会很快烧毁，结束计算；否则，进入下一步骤.

3）根据空间碎片位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t)$ 和速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)$ 以及激光站的位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t)$，判断此时是否满足变轨条件. 若满足变轨条件，保持 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t)$ 和 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t)$ 不变，令 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)$ 变成 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)+\Delta\boldsymbol{v}$；否则，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t)$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t)$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t)$ 都保持不变.

4）利用摄动方程进行数值积分，求解一个积分步长 T_{s} 后空间碎片位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t+T_{\mathrm{s}})$ 和速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t+T_{\mathrm{s}})$；并根据地球自转，计算 T_{s} 时间后激光站的位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t+T_{\mathrm{s}})$.（注：如果满足变轨条件，积分步长 T_{s} 应该不大于激光器的脉冲周期 T_{L}；否则，积分步长 T_{s} 可以适当取较大的值，本文取为脉冲周期 T_{L} 的整数倍.）

5）把更新后的空间碎片位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}(t+T_{\mathrm{s}})$、速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{S}}(t+T_{\mathrm{s}})$ 以及激光站的位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{L}}(t+T_{\mathrm{s}})$ 返回步骤 2），继续计算，直至循环结束.

3.2　仿真结果分析

为了验证仿真计算方案的有效性，下面举例进行验证，所需实验参数如表 1 所示.

表 1　实验参数列表

Table 1　Experiment parameters list

类别	参数名称	数值
初始轨道	近地点高度 h_{P}/km	800
	远地点高度 h_{A}/km	1 200
	轨道倾角 i/(°)	30
	升交点赤经 Ω/(°)	80
	近地点辐角 ω/(°)	0
	过近地点时间 τ/s	0
	轨道周期 T_{g}/s	6 306.9
地基激光站	激光站经纬度/(°)	E120°，N30°
	激光器频率 f_{L}/Hz	10
	有效作用距离 h_{ef}/km	1 500
	h_{ef}处激光单脉冲速度增量大小 Δv_0/(km·s^{-1})	1.078×10^{-5}
地球	地心引力常数 μ/(km^3·s^{-2})	$3.986\,004\,36\times10^{5}$
	地球平均半径 R_{e}/km	6 378.14
	自转周期 T_{e}/s	86 164
仿真程序	近地点高度预定值 h_0/km	150
	仿真步长 T_{s}/s	0.1

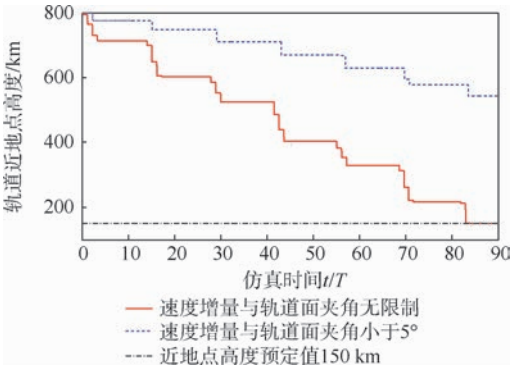
经过仿真计算，在考虑速度增量与轨道面夹角的限制与否的两种工况下，轨道近地点高度随时间的变化趋势如图 7 所示.

如图 7 所示，一座地基激光站在 φ 无限制的工况下，经过连续的脉冲作用，成功地将碎片的近地点高度从 800 km 降到 150 km. 即在该简化的模型下，可以成功实现地基激光清除空间碎片的目的.

仿真计算总时间为 90 个初始轨道周期，共计

北航学报 赠阅

157.678 1 h,两种工况下碎片的清除效果如表 2 所示.



T—初始轨道周期;t—时间;t/T—无量纲仿真时间.

图 7 轨道近地点高度随时间变化曲线

Fig. 7 Orbital perigee height curves over time

表 2 两种工况下碎片清除效果比较

Table 2 Comparison of debris removal effect under two different operating conditions

工况	脉冲总数/个	速度增量总和/(km·s^{-1})	激光有效作用时长/s	h_p 减少量/km
φ 无限制	24 238	0.468 6	2 423.8	650.0
$\varphi<5°$	8 051	0.168 8	805.1	255.4

此外图 7 也表明,地基激光站在两种工况下的有效作用时段大致相同,但是在 $\varphi<5°$ 工况下变轨区域的有效范围更加狭窄,该工况下的有效作用时长明显小于 φ 不受限制工况下的有效作用时长,因而在相同的 90 个初始轨道周期内,地基激光站在 $\varphi<5°$ 工况下不能把碎片的近地点高度从 800 km 降到 150 km. 因此,在实际情况下地基激光站采用共面变轨方式(即 $\varphi=0°$ 的情况)清除空间碎片是难以实现的. 这也验证了本文提出空间碎片清除策略更加有效.

4 结 论

本文主要讨论了利用地基激光清除空间碎片的策略:

1) 不同速度分量的变化对新轨道近地点高度的影响是不同的. 其中,切向速度分量变化的影响最为显著,法向速度分量次之,侧向速度分量影响最小.

2) 对于不同位置、不同视角的空间碎片,需要根据地基激光站的特性来确定实施变轨的有效区域.

3) 仿真结果表明连续脉冲变轨降低轨道近地点高度的策略方案更加有效,可行性更高.

本文忽略了大气阻力、空间碎片面质比变化以及激光器实际工作条件等因素的影响,仿真模型相对简单,有待于日后进一步完善.

参考文献(References)

[1] Kaplan M H. Survey of space debris reduction methods[C]// AIAA SPACE 2009 Conference and Exposition. Reston: AIAA, 2009:1-11.

[2] Phipps C R, Baker K L, Libby S B, et al. Removing orbital debris with lasers[J]. Advances in Space Research, 2012, 49(9): 1283-1300.

[3] Campbell J W, Taylor C R. Ground-based laser propulsion for orbital debris removal[C]// Space Technology and Applications International Forum-1998. Meville, New York: AIP Publishing, 1998, 420(1): 1212-1218.

[4] Smith E S, Sedwick R J, Merk J F, et al. Assessing the potential of a laser-ablationpropelled tug to remove large space debris[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(6): 1268-1276.

[5] 李清源. 强激光对飞行器的毁伤效应[M]. 北京:中国宇航出版社, 2012:192-193.
Li Q Y. Damage effects of vehicles irradiated by intense lasers [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2012: 192-193(in Chinese).

[6] Campbell J W. Project ORION: Orbital debris removal using ground-based sensors and lasers, NASA-TM-108522[R]. Hampton, VA: NASA Technical Memorandum, 1996.

[7] Phipps C R, Albrecht G, Friedman H, et al. ORION: Clearing near-earth space debris using a 20 kW, 530 nm, earth-based, repetitively pulsed laser[J]. Laser and Particle Beams, 1996, 14(1): 1-44.

[8] Phipps C R. ORION: Challenges and benefits[C]// Proceedings of SPIE, the International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA: SPIE, 1998, 3343: 575-582.

[9] Early J T, Bibeau C, Phipps C. Space debris de-orbiting by vaporization impulse using short pulse laser[C]// Proceedings of SPIE, the International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA: SPIE, 2004, 5448(1): 441-452.

[10] Rubenchik A M, Barty C P J, Beach R J, et al. Laser systems for orbital debris removal[C]// AIP Conference Proceedings. Meville, New York: AIP Publishing, 2010, 1278(1): 347-353.

[11] 金星, 洪延姬, 李修乾. cm 级空间碎片的激光清除过程分析[J]. 强激光与粒子束, 2012, 24(2): 281-283.
Jin X, Hong Y J, Li X Q. Removal processes analysis of centimeter-scale space debris using laser irradiation[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2012, 24(2): 281-283(in Chinese).

[12] 常浩, 金星, 洪延姬, 等. 地基激光清除空间碎片过程建模与仿真[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 994-1001.
Chang H, Jin X, Hong Y J, et al. Modeling and simulation on ground-based lasers cleaning space debris[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 994-1001(in Chinese).

[13] 徐浩东, 李小将, 张东来. 地基激光辐照空间碎片降轨模型研究[J]. 现代防御技术, 2012, 40(3): 18-23.
Xu H D, Li X J, Zhang D L. Deorbit and capture model of ground-based laser irradiating space debris[J]. Modern De-

北航学报 赠阅

fence Technology,2012,40(3):18-23(in Chinese).

[14] 金星,洪延姬,常浩.地基激光清除椭圆轨道空间碎片特性的计算分析[J].航空学报,2013,34(9):2064-2073.
Jin X,Hong Y J,Chang H. Simulation analysis of removal of elliptic orbit space debris using ground-based laser[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,34(9):2064-2073(in Chinese).

[15] 洪延姬,金星,王广宇,等.激光清除空间碎片方法[M].北京:国防工业出版社,2013:51-52.
Hong Y J,Jin X,Wang G Y,et al. Methods of space debris removal by laser[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2013:51-52(in Chinese).

Strategy of removing space debris using ground-based lasers

WANG Chenglin, ZHANG Yan*, WANG Kunpeng

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The removal strategy of space debris is one of the most key technologies to achieve the goal of clearing space debris in a wide range of sizes from 1 to 10 cm actively using ground-based lasers. In order to develop an effective strategy for removing space debris, we firstly studied on the influences, which the changes of different velocity components had on the altitude of new orbit's perigee, finding that the same velocity increment along different velocity components has different effects on lowering the altitude of perigee. And then combined with the geometrical and physical of ground-based lasers, the constraint conditions that determine the area of orbit transfer were deduced. Finally, a general strategy, removing space debris in the way of continuous impulse orbit transfer using ground-based lasers, was proposed based on those mentioned above. Moreover, space debris removal using ground-based lasers is realized and the effectiveness of the clearing strategy is also verified through simulation experiments.

Key words: ground-based lasers; space debris; removal strategy; orbital variation; simulation

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0699

单-厚盘转子过两阶临界转速的瞬态振动分析

刘政，王建军*
（北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191）

摘 要：航空发动机特殊的鼓式压气机结构可简化为径向转动惯量大于轴向转动惯量的厚盘转子系统，其做正进动时存在两个固有频率.计算了单-厚盘转子分别以定角加速度和定功率过两阶临界转速时对不平衡激振力的瞬态响应，其中定功率厚盘转子还与外界能源发生非线性耦合.结果发现，单-厚盘转子的低阶振型为轴的弯曲，高阶振型为盘的偏摆，其中高阶模态是厚盘转子特有模态；过临界转速时瞬态振动由转子的自由振动和强迫振动合成；当功率不足够提供转子通过临界转速时，出现外界能源与转子系统的能量耦合，造成瞬态振动急剧增大而“失速”.

关 键 词：单-厚盘转子；瞬态振动；定角加速度；定功率；临界转速；两阶模态
中图分类号：V231.96
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2144-14

鼓式转子（加强盘鼓式转子）是航空发动机压气机的基本结构之一，是一类典型的径向转动惯量（J_d）大于轴向转动惯量（J_p）转子系统.根据文献[1]，对于单-厚盘偏置转子，$J_d > J_p$，即 J_p 与 J_d 之比 $\mu < 1$，做正进动时系统存在两阶固有频率.这就是厚盘转子的无阻尼固有频率特性.因此，采用厚盘的转子结构件在高工作转速条件下启动或者减速时，可能穿过两个临界转速，而且高阶临界转速为厚盘转子特有属性.

实际转子结构中，由于加工误差、键槽或者直接采用非圆截面轴等原因，转子系统的弯曲平面刚度在两个主方向上存在最大值和最小值，使转子结构呈现出一定的非线性，从而使系统的稳定性发生极大的改变，对外界激励及其变化相当敏感.目前，对非对称刚度转子系统的瞬态动力响应研究取得了长足的进展.刘占生等[2-3]采用数值积分，发现刚度各向异性系数会引起系统 Hopf 分岔、四倍周期分岔和混沌运动甚至失稳.Shu、Nandi、Genta 等[4-6]则发展了有限元法对非对称转子的稳定性进行研究.Darpe、邹剑、Sekhar 等[7-9]针对裂纹引起的刚度非对称分析了转子过临界转速时的瞬态振动，指出裂纹对转子稳定性影响极大.

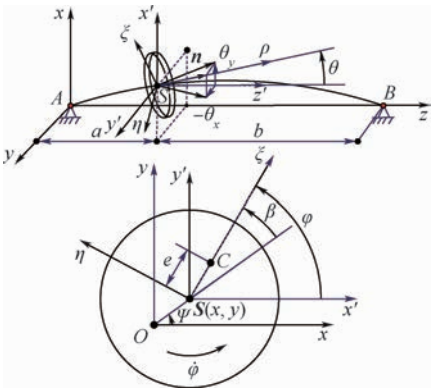
目前，学者们都以薄盘转子为研究对象.鉴于厚盘转子要比薄盘转子多出一个固有频率，为研究这类转子通过临界转速时对不平衡激振力的瞬态响应，采用集中参数法，简化成厚盘转子力学模型，本文将分别计算刚度非对称单、厚盘转子在定角加速度（$\ddot{\varphi}$，常数）和定功率（$\dot{\varphi}L(\dot{\varphi})$，常数；其中，$\dot{\varphi}$ 为定角速度，$L(\dot{\varphi})$ 为轴向外力矩，包括主动力矩、阻力矩及重力引起的附加力矩）条件下穿过两阶临界转速的瞬态振动，以定角加速度加速的模式分析厚盘转子瞬态振动的基本性质，以定功率加速的模式分析厚盘转子与外界能源的非线性耦合效应，对比典型薄盘转子系统，尤其关注分析厚盘转子过高阶临界转速的瞬态振动特性，进而为带厚盘转子系统的旋转机械在设计、运行、维护以及故障诊断等工程实际情况下提供参考.

1 转子的动力学方程

本文采用集中参数力学模型如图 1 所示.

收稿日期：2014-11-17；**录用日期**：2015-02-12；**网络出版时间**：2015-03-17 19:13
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150317.1913.006.html
作者简介：刘政（1991—），男，陕西汉中人，硕士研究生，liuzheng@buaa.edu.cn
* **通讯作者**：王建军（1956—），男，江苏徐州人，教授，wangjianjun@buaa.edu.cn，主要研究方向为结构系统动力特性和振动抑制.

引用格式：*刘政，王建军. 单-厚盘转子过两阶临界转速的瞬态振动分析[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2144-2157.*
Liu Z，Wang J J. Analysis of transient vibration of single-thick-disk rotor crossing two orders of critical speeds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2144-2157 (in Chinese).



Oxyz—固定于惯性空间的静坐标系；$O\eta\xi\rho$—跟随转子一同旋转的动坐标系；η，ξ—非圆截面轴的两个主刚度方向；θ—转子极惯性轴与 z 轴的夹角；φ—自转角；$\dot{\varphi}$—自转角速度；Ψ—进动角；β—转动涡动差角；a，b—单盘距左右支点距离；e—偏心距；$\boldsymbol{n}$—盘平面的法向矢量；S—盘心；$\boldsymbol{S}(x,y)$—盘心在固定坐标系中的位移；A—转子系统支承左支点；B—转子系统支承右支点；C—盘的质心；$x'y'$—随盘平动（但不转动）的平动坐标系.

图 1　单盘转子系统集中参数力学模型

Fig. 1　Mechanical model with lumped parameter of single disk rotor system

本模型考虑了刚度不对称转子，转动惯量的主自由度不一定和刚度的主自由度重合，J_ξ、J_η 分别为 η、ξ 方向上的径向转动惯量. 根据文献[10-11]在静止坐标系中表示的单盘转子系统的动能、势能及耗散函数，变换到旋转坐标系中，不考虑材料内阻尼耗散，根据 Lagrange 方程，在旋转坐标系下表示的单盘转子系统的动力学方程如式(1*a*)、式(1*b*)所示. 其中，$\boldsymbol{q}$ 为旋转坐标系下的广义力；根据材料力学，对于如图 1所示的单跨转子系统，则有：位移对力的刚度为 $k_{\xi,11}=3EI_\xi l(a^2-ab+b^2)/(a^3b^3)$，$k_{\eta,11}=3EI_\eta l\cdot(a^2-ab+b^2)/(a^3b^3)$；位移对盘偏角(或弯矩对力)的刚度为 $k_{\xi,12}=k_{\xi,21}=3EI_\xi l(a-b)/(a^2b^2)$，$k_{\eta,12}=k_{\eta,21}=3EI_\eta l(a-b)/(a^2b^2)$；弯矩对盘偏角的刚度为 $k_{\xi,22}=3EI_\xi l/(ab)$，$k_{\eta,22}=3EI_\eta l/(ab)$，其中：$E$ 为弹性模量；I_ξ 和 I_η 为惯性矩；$l=a+b$ 为轴长.

$$\left\{J_\rho+2me\xi+[\xi,\theta_\eta,\eta,\theta_\xi]\begin{bmatrix}m & & & \\ & J_\xi-J_\rho & & \\ & & m & \\ & & & J_\eta-J_\rho\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\xi\\ \theta_\eta\\ \eta\\ \theta_\xi\end{bmatrix}\right\}\ddot{\varphi}+$$

$$\left\{c_\varphi+2me\dot{\xi}+[\xi,\theta_\eta,\eta,\theta_\xi]\begin{bmatrix}c_r & & & \\ & c_\theta & & \\ & & c_r & \\ & & & c_\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\xi\\ \theta_\eta\\ \eta\\ \theta_\xi\end{bmatrix}+2[\dot{\xi},\dot{\theta}_\eta,\dot{\eta},\dot{\theta}_\xi]\begin{bmatrix}m & & & \\ & J_\xi-J_\rho & & \\ & & m & \\ & & & J_\eta-J_\rho\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\xi\\ \theta_\eta\\ \eta\\ \theta_\xi\end{bmatrix}\right\}\cdot$$

$$\dot{\varphi}+\left\{me\ddot{\eta}+(J_\xi-J_\eta)\dot{\theta}_\xi\dot{\theta}_\eta+[\ddot{\xi},\ddot{\theta}_\eta,\ddot{\eta},\ddot{\theta}_\xi]\begin{bmatrix}0 & & -m & \\ & 0 & & \frac{J_\rho}{2}-J_\eta\\ m & & 0 & \\ & -\frac{J_\rho}{2}+J_\xi & & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\xi\\ \theta_\eta\\ \eta\\ \theta_\xi\end{bmatrix}+\right.$$

$$\left.[\dot{\xi},\dot{\theta}_\eta,\dot{\eta},\dot{\theta}_\xi]\begin{bmatrix}0 & & -c_r & \\ & 0 & & -c_\theta\\ c_r & & 0 & \\ & c_\theta & & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\xi\\ \theta_\eta\\ \eta\\ \theta_\xi\end{bmatrix}\right\}=L(\dot{\varphi})\tag{1a}$$

$$\begin{bmatrix}m & & & \\ & J_\eta & & \\ & & m & \\ & & & J_\xi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\ddot{\xi}\\ \ddot{\theta}_\eta\\ \ddot{\eta}\\ \ddot{\theta}_\xi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}c_r & & -2m\dot{\varphi} & \\ & c_\theta & & (J_\rho-J_\eta-J_\xi)\dot{\varphi}\\ 2m\dot{\varphi} & & c_r & \\ & (-J_\rho+J_\xi+J_\eta)\dot{\varphi} & & c_\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\xi}\\ \dot{\theta}_\eta\\ \dot{\eta}\\ \dot{\theta}_\xi\end{bmatrix}+$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{bmatrix} k_{\xi,11}-m\dot{\varphi}^2 & k_{\xi,12} & -c_r\dot{\varphi}-m\ddot{\varphi} & \\ k_{\xi,21} & (J_\rho-J_\xi)\dot{\varphi}^2+k_{\xi,22} & & (\frac{J_\rho}{2}-J_\eta)\ddot{\varphi}-c_\theta\dot{\varphi} \\ c_r\dot{\varphi}+m\ddot{\varphi} & & k_{\eta,11}-m\dot{\varphi}^2 & k_{\eta,12} \\ & (-\frac{J_\rho}{2}+J_\xi)\ddot{\varphi}+c_\theta\dot{\varphi} & k_{\eta,21} & (J_\rho-J_\eta)\dot{\varphi}^2+k_{\eta,22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \theta_\eta \\ \eta \\ \theta_\xi \end{bmatrix} = me \begin{bmatrix} \dot{\varphi}^2 \\ 0 \\ -\ddot{\varphi} \\ 0 \end{bmatrix} + \boldsymbol{q} \tag{1b}$$

对方程(1a)和方程(1b)无量纲化. 定义 $J_{\mathrm{d}}=(J_\xi+J_\eta)/2$, $d=(J_\eta-J_\xi)/(J_\xi+J_\eta)$, 则 $J_\xi=(1-d)J_d$, $J_\eta=(1+d)J_{\mathrm{d}}$; 同样地, 定义 $k_{\cdot\cdot}=(k_{\xi\cdot\cdot}+k_{\eta\cdot\cdot})/2$, $\kappa_{\cdot\cdot}=(k_{\xi\cdot\cdot}-k_{\eta\cdot\cdot})/(k_{\xi\cdot\cdot}+k_{\eta\cdot\cdot})$, 则 $k_{\xi\cdot\cdot}=(1-\kappa_{\cdot\cdot})k_{\cdot\cdot}$, $k_{\eta\cdot\cdot}=(1+\kappa_{\cdot\cdot})$, $k_{\cdot\cdot},_{\cdot\cdot}=11,12,22$. 定义过直径转动惯量的回转半径 $\rho=\sqrt{J_{\mathrm{d}}/m}$, m 为质量; 偏心距与径向回转半径之比 $\nu=e/\sqrt{J_{\mathrm{d}}/m}$; 无量纲位移 $R_\xi=\xi/e$, $R_\eta=\eta/e$; 无量纲角矢量分量分别为 $\Theta_\eta=\theta_\eta/\nu$, $\Theta_\xi=\theta_\xi/\nu$; 静止固有频率 $\omega_{\mathrm{n}}=\sqrt{k_{11}/m}$; 无量纲角速度(频率比) $\lambda=\dot{\varphi}/\omega_{\mathrm{n}}$; 无量纲角加速度 $\alpha=\ddot{\varphi}/\omega_{\mathrm{n}}^2$; 刚度系数 $s_1=k_{12}/(k_{11}\sqrt{J_{\mathrm{d}}/m})$, $s_2=mk_{22}/J_{\mathrm{d}}k_{11}$; 位移阻尼比 $\zeta_r=c_r/(2\sqrt{mk_{11}})$; 偏摆角阻尼比 $\zeta_\theta=c_\theta/(2J_{\mathrm{d}}\sqrt{k_{11}/m})$; 自转角阻尼比 $\zeta_\varphi=c_\varphi/(2J_{\mathrm{d}}\sqrt{k_{11}/m})$; c_r 为形心运动的位移阻尼; c_θ 为盘偏摆的偏角阻尼; c_φ 为转子自转阻尼.

定义无量纲时间 $\tau=\omega_{\mathrm{n}}t$, 则 $\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{\omega_{\mathrm{n}}}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\tau}$, 可得刚性支承单盘转子的无量纲动力学方程式(2)、式(3), 其中: $L\left(\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)$ 为无量纲轴向扭矩, $\boldsymbol{Q}$ 为无量纲广义力. 根据方程(3)及文献[1], 刚性支承条件、无阻尼单-厚盘偏置转子涡动频率 Ω 和自转角速度 ω 的关系曲线, 如图 2 所示. 可见, 若工作转速足够高, 厚盘转子系统要穿过低阶、高阶临界转速区.

$$\left\{1+\frac{\nu^2}{\mu}\left(2R_\xi+[R_\xi,\Theta_\eta,R_\eta,\Theta_\xi]\begin{bmatrix}1 & & & \\ & 1-d-\mu & & \\ & & 1 & \\ & & & 1+d-\mu\end{bmatrix}\begin{bmatrix}R_\xi\\ \Theta_\eta\\ R_\eta\\ \Theta_\xi\end{bmatrix}\right)\right\}\frac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2}+$$

$$2\left\{\zeta_\varphi+\frac{\nu^2}{\mu}\left[\dot{\xi}+[R_\xi,\Theta_\eta,R_\eta,\Theta_\xi]\begin{bmatrix}\zeta_r & & & \\ & \zeta_\theta & & \\ & & \zeta_r & \\ & & & \zeta_\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}R_\xi\\ \Theta_\eta\\ R_\eta\\ \Theta_\xi\end{bmatrix}+\right.\right.$$

$$\left.\left.\left[\frac{\mathrm{d}R_\xi}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}\Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}R_\eta}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}\Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau}\right]\begin{bmatrix}1 & & & \\ & 1-d-\mu & & \\ & & 1 & \\ & & & 1+d-\mu\end{bmatrix}\begin{bmatrix}R_\xi\\ \Theta_\eta\\ R_\eta\\ \Theta_\xi\end{bmatrix}\right]\right\}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}+$$

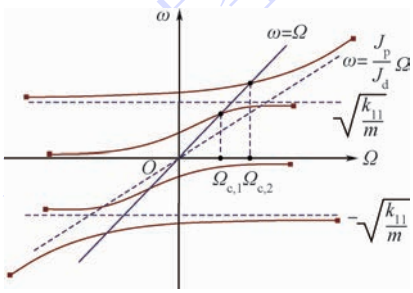
$$\frac{\nu^2}{\mu}\left\{\frac{\mathrm{d}^2R_\eta}{\mathrm{d}\tau^2}-2d\frac{\mathrm{d}\Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau}\frac{\mathrm{d}\Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau}+\left[\frac{\mathrm{d}^2R_\xi}{\mathrm{d}\tau^2},\frac{\mathrm{d}^2\Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau^2},\frac{\mathrm{d}^2R_\eta}{\mathrm{d}\tau^2},\frac{\mathrm{d}^2\Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau^2}\right]\begin{bmatrix}0 & & -1 & \\ & 0 & & \frac{\mu}{2}-(1+d)\\ 1 & & 0 & \\ & -\frac{\mu}{2}+(1-d) & & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}R_\xi\\ \Theta_\eta\\ R_\eta\\ \Theta_\xi\end{bmatrix}+\right.$$

$$\left.2\left[\frac{\mathrm{d}R_\xi}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}\Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}R_\eta}{\mathrm{d}\tau},\frac{\mathrm{d}\Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau}\right]\begin{bmatrix}0 & & -\zeta_r & \\ & 0 & & -\zeta_\theta\\ \zeta_r & & 0 & \\ & \zeta_\theta & & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}R_\xi\\ \Theta_\eta\\ R_\eta\\ \Theta_\xi\end{bmatrix}\right\}=L\left(\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right) \tag{2}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & & & \\ & 1+d & & \\ & & 1 & \\ & & & 1-d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{\mathrm{d}^2 R_\xi}{\mathrm{d}\tau^2} \\ \dfrac{\mathrm{d}^2 \Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau^2} \\ \dfrac{\mathrm{d}^2 R_\eta}{\mathrm{d}\tau^2} \\ \dfrac{\mathrm{d}^2 \Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau^2} \end{bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} \zeta_r & & -\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau} & \\ & \zeta_\theta & & -\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\left(1-\dfrac{\mu}{2}\right) \\ \dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau} & & \zeta_r & \\ & \dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\left(1-\dfrac{\mu}{2}\right) & & \zeta_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{\mathrm{d}R_\xi}{\mathrm{d}\tau} \\ \dfrac{\mathrm{d}\Theta_\eta}{\mathrm{d}\tau} \\ \dfrac{\mathrm{d}R_\eta}{\mathrm{d}\tau} \\ \dfrac{\mathrm{d}\Theta_\xi}{\mathrm{d}\tau} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} (1-\kappa)-\left(\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)^2 & s_1(1-\kappa) & -2\zeta_r\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}-\dfrac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2} & 0 \\ s_1(1-\kappa) & (\mu-1+d)\left(\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)^2+s_2(1-\kappa) & 0 & \left(\dfrac{\mu}{2}-1-d\right)\dfrac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2}-2\zeta_\theta\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau} \\ 2\zeta_r\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}+\dfrac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2} & 0 & (1+\kappa)-\left(\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)^2 & s_1(1+\kappa) \\ 0 & \left(-\dfrac{\mu}{2}+1-d\right)\dfrac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2}+2\zeta_\theta\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau} & s_1(1+\kappa) & (\mu-1-d)\left(\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)^2+s_2(1+\kappa) \end{bmatrix}.$$

$$\begin{bmatrix} R_\xi \\ \Theta_\eta \\ R_\eta \\ \Theta_\xi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right)^2 \\ 0 \\ -\dfrac{\mathrm{d}^2\varphi}{\mathrm{d}\tau^2} \\ 0 \end{bmatrix} + \boldsymbol{Q} \tag{3}$$



$\Omega_{c,1}$，$\Omega_{c,2}$—系统低阶和高阶的临界转速.

图 2　刚性支承无阻尼单盘偏置转子涡动频率和自转角速度的关系曲线($\mu<1$)

Fig. 2　Relationship curves between whirl frequency and angular velocity of undamped single disk rotor with rigid support ($\mu<1$)

2　厚盘转子定角加速度过临界转速的瞬态振动特性

本节为考察厚盘转子瞬态的基本振动表现，采用定角加速度($\ddot{\varphi}$)的直线加速、理想能源模式计算刚度对称厚盘转子的瞬态响应. 从零转速状态线性加速，分别通过系统的低阶临界转速和高阶临界转速，分析转子轴的动挠度放大因子、盘的偏摆角放大因子. 由于本文建立方程采用旋转坐标系，因此还可以很方便地在旋转坐标系下观察转子形心轨迹，由此判断系统的振动性能和稳定性. 可见，转子瞬态响应也是分析系统稳定性的一个重要方法. 由于加速度恒定，相当于转子的自转角自由度退化，成为只含有 4 个广义自由度的系统，方程(2)不参与计算，只需采用 Newmark-β 法或四阶 Runge-Kutta 法求解方程(3). 为考虑一般单盘转子的回转效应，本文设定盘的位置 $a=0.4l$，$l=25r_\mathrm{d}$，r_d 为盘的半径；采用不同加速比($\alpha=10^{-4}$，10^{-3}，4×10^{-3}，10^{-2})，从静止开始加速. 对于计及重力效应与否的情况，由于初值不同，将分别予以考虑.

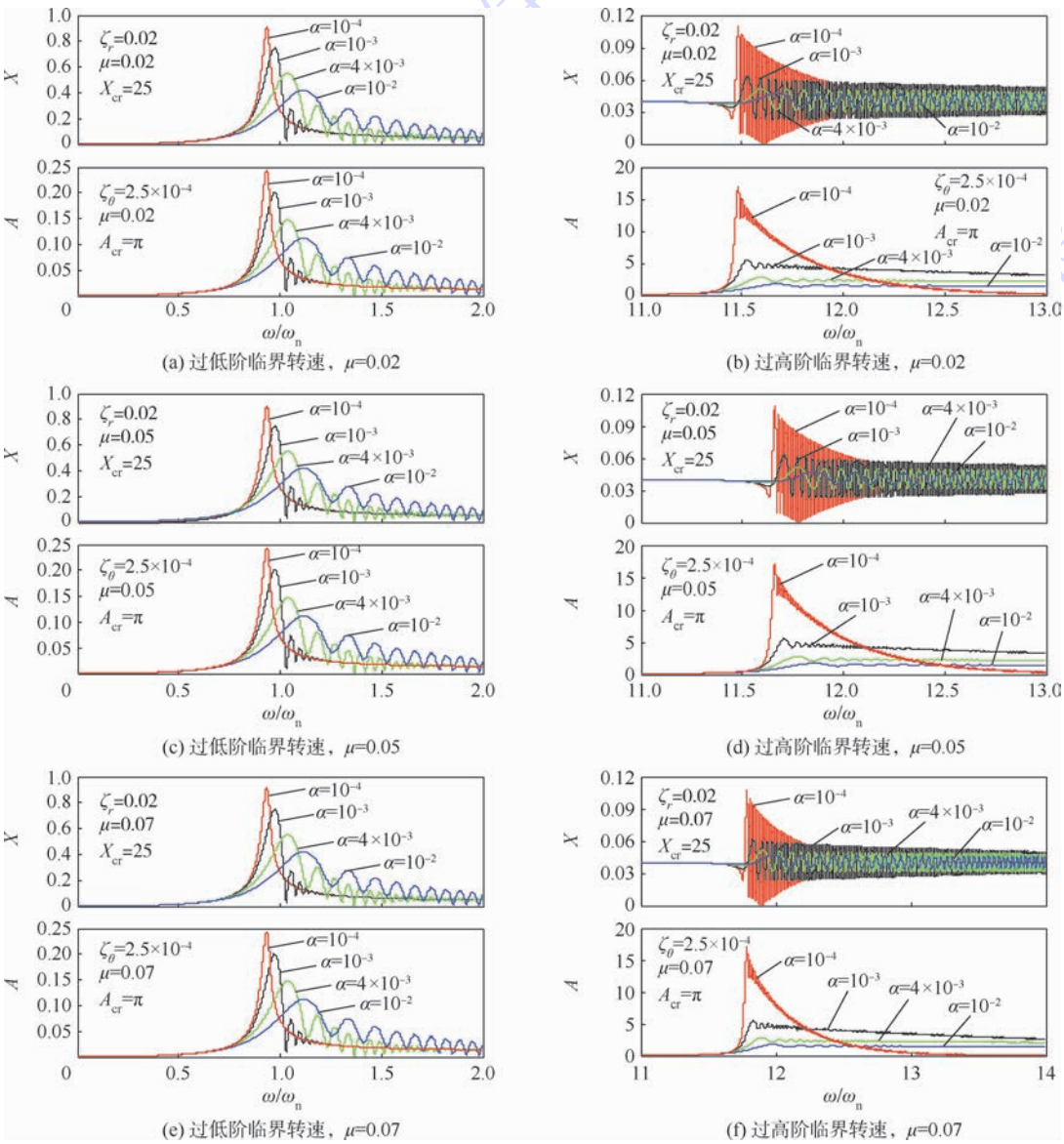
2.1　不计重力的厚盘转子的瞬态振动特性

不考虑重力效应的厚盘转子，则单盘转子初值状态为零位移、无偏角. 文献[12]对 Jeffcott 转子过临界转速瞬态振动的分析方法，转子轴的无量纲挠度 $\delta=\sqrt{R_\xi^2+R_\eta^2}$，则稳态条件下最大临界挠度 $\delta_\mathrm{m}=1/(2\zeta_r)$(同条件下 Jeffcott 转子发生共振时有阻尼最大挠度)，定义动挠度放大因子 $X=\delta/\delta_\mathrm{m}$；盘的无量纲偏摆角 $\Theta=\sqrt{\Theta_\eta^2+\Theta_\xi^2}$，与转速以及盘在轴上的位置有关，因此取偏摆角放大因子为 $A=\Theta/\pi$. 一般地，航空发动机等高精度机械的偏心距与径向回转半径之比在 10^{-3} 数量级范围内，取 $\nu=10^{-3}$；偏摆角阻尼比 ζ_θ 和自转角阻尼比 ζ_φ 经过无量纲处理后在 10^{-4} 数量级，取 $\zeta_\theta=\zeta_\varphi=2.5\times10^{-4}$，位移阻尼比 $\zeta_r=0.02$.

北航学报 赠阅

由图 2 可见,厚盘转子的高阶临界转速与 μ 有极大的关系. 为了能迅速观察到转子过高阶临界转速的瞬态振动表现,减小计算时间和计算量,不失一般性,本文采用较小的 μ 值,分别设定 μ = 0.07,0.05,0.02 作为厚盘参数,计算了厚盘转子过低阶、高阶转速时轴的动挠度和盘的偏摆角,如图 3(a) ~ 图 3(f)所示,分析厚盘转子的瞬态振动特性,不同的线分别表示厚盘转子在转速比 $\alpha = 10^{-4}$、10^{-3}、4×10^{-3} 和 10^{-2} 时的瞬态振动特性曲线. 为计算转子的瞬态振动特性,考虑静平衡位置附近形心的振动位移 $R_{\xi,0}$、$R_{\eta,0}$ 和盘的偏摆角 $\Theta_{\eta,0}$、$\Theta_{\xi,0}$,定义轴的动挠度放大因子为 $X = 2\zeta_r\sqrt{(R_\xi - R_{\xi,0})^2 + (R_\eta - R_{\eta,0})^2}$,盘的偏摆角放大因子为 $A = \sqrt{(\Theta_\eta - \Theta_{\eta,0})^2 + (\Theta_\xi - \Theta_{\xi,0})^2}/\pi$.

分析图 3(a) ~ 图 3(f)可知,厚盘转子的两阶临界转速对应于系统的两阶振动模态,低阶振型为转子轴的弯曲,高阶振型为转子盘的偏转. 根据图 3(a)、图 3(c)和图 3(f)表现出的厚盘转子在低阶临界转速的振动特征,对比文献[1,13-14]关于薄盘转子过临界转速的瞬态动力学特征,厚盘转子服从柔性转子加速通过临界转速的一般振动规律和结论,不再详述. 需要指出的是,薄盘转子过临界转速时,其振动峰值在 $\omega > \omega_n$ 位置处出现,即振动峰值应在横坐标大于 1 时出现,于厚盘转子而言,以图 3(a)为例,当 $\alpha = 10^{-4}$ 和 10^{-3} 时,振动峰值在 $\omega < \omega_n$ 时出现,这是由于厚盘转子回转效应远远明显于薄盘转子,造成系统 $\Omega_{c,1} < \omega_n$,这在图2中十分形象;另外,在低转速情况下,转



X_{cr}—临界挠度放大因子;A_{cr}—偏摆角缩放系数.

图 3 厚盘转子过低阶及高阶临界转速的瞬态振动特性曲线(μ = 0.02,0.05,0.07)

Fig. 3 Transient vibration curves of thick-disk rotor crossing lower and higher order critical speed (μ = 0.02,0.05,0.07)

北航学报 赠阅

子轴的挠曲和盘的偏摆角是同步的,两者随时间的变化规律相同.

根据图 3(b)、图 3(e)和图 4,厚盘转子在高阶临界转速对应于高阶模态,对不平衡力的瞬态响应与低阶临界转速有很大的不同.

1)在高速条件下,盘的偏转比轴的弯曲对激励要敏感得多.通过高阶临界转速时,主振型为盘的偏转;而且由于当地转速很大,回转效应对转子影响极其显著.

2)通过高阶临界转速时,产生的瞬态振动响应非常迅速,在极小的时间内即达到最大值,尤其是小加速度转子更为明显.

3)通过高阶临界转速后,由共振激起的按系统高阶固有频率的自由振动和在当地转速频率下的强迫振动合成很激烈的高频振荡.

4)通过高阶转速后,线性加速的系统仍然具有稳定性,振动逐渐衰减.这就是柔性转子的自定心效应.但是,小加速度的转子呈指数衰减,大加速度几乎呈线性衰减.

5)无论低阶还是高阶,过临界转速时的自转角加速度对转子的瞬态振动影响很大;加速度越大,惯性力越大,过临界转速时对振动有一定的抑制作用,产生的瞬态振动振幅越小;但同时,发生瞬态共振后,加速度越大,阻尼对系统的影响就相对较弱,因此衰减也越来越慢.这在过高阶临界转速后的振动中十分明显.

反过来,根据高阶共振发生的转速位置可见,μ 值越小,高阶临界转速越靠前;当 μ 大到一定程度时,实际转子由于能量有限,很难达到高阶临界转速;当 μ 值大于 1 时,转子失去高阶临界转速;当 $\mu=2$ 时,即为典型的薄盘转子.

由于旋转坐标系不考虑转子自转对形心运动的干扰,因此可以在旋转坐标系中清晰地观察到形心运动轨迹,这在单转子系统中对比固定坐标系是一个较为明显的优点.以 $\mu=0.05$ 为例,着重分析穿过两阶临界转速过程中的瞬态振动,以此判断转子的稳定性.图 4 和图 5 给出了厚盘转子形心加速过程中各个阶段在旋转坐标系中的轨迹,图 6(a)和图 6(b)给出了转子穿过高低转速时盘的偏摆角矢尖(盘的单位外法矢量尖)在旋转坐标系中的轨迹,其中图 5(a)和图 6(a)为过低阶临界转速的轨迹,从零初始条件开始到稳定区结束,图 5(b)和图 6(b)为过高阶临界转速的轨迹,从稳定区开始到缓慢衰减结束(其中,加速比 $\alpha=10^{-4}$ 的转子已经进入高转速稳定区).

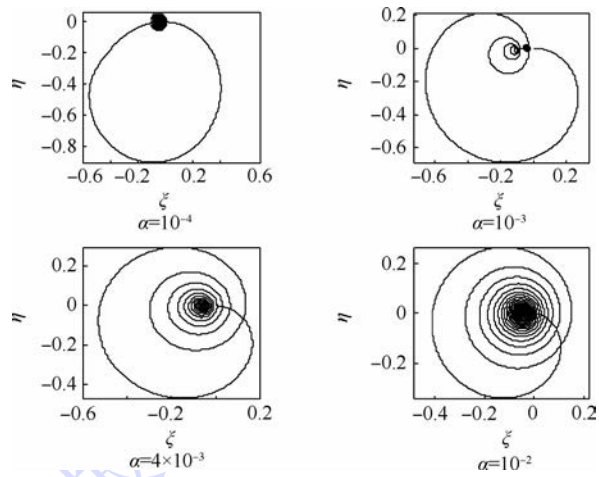


图 4　整个加速过程形心在旋转坐标系中的轨迹($\mu=0.05$)

Fig. 4　Trajectories of centroid in whole speed-up process in rotating coordinate ($\mu=0.05$)

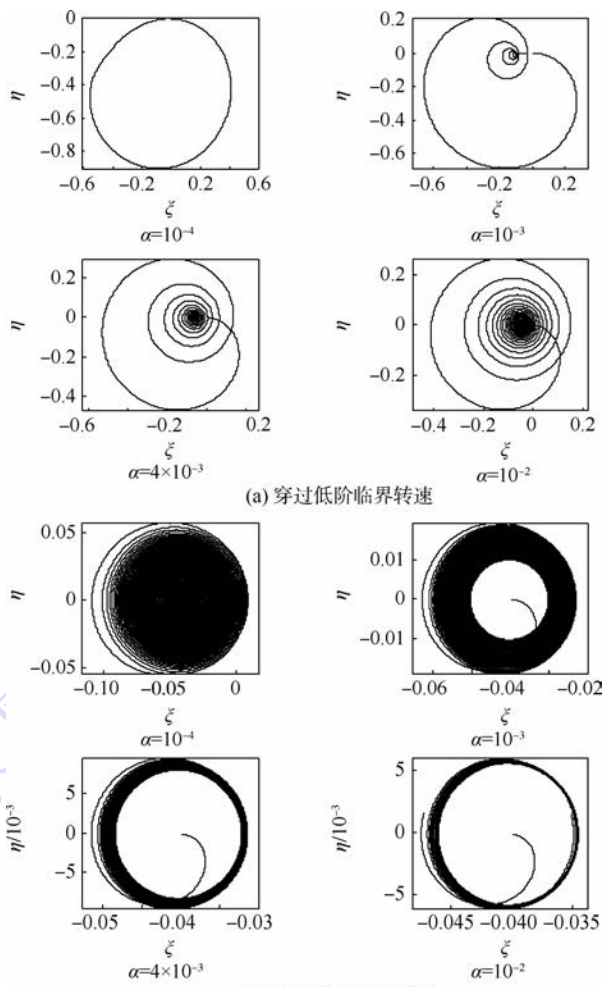


图 5　穿过低阶及高阶临界转速时形心在旋转坐标系中的轨迹($\mu=0.05$)

Fig. 5　Trajectories of centroid crossing lower and higher order critical speed in rotating coordinate ($\mu=0.05$)

根据图 5(a)和图 6(a)可见,在旋转坐标系中,低转速时转子形心的轨迹和盘偏摆角矢尖的

北航学报 赠阅

轨迹形状几乎完全相同. 这也说明,低转速情况下轴的弯曲和盘的偏转是同步的. 注意坐标的数量级,穿过低阶临界转速时,轴的弯曲振动很强烈,而盘的偏摆比较微弱.

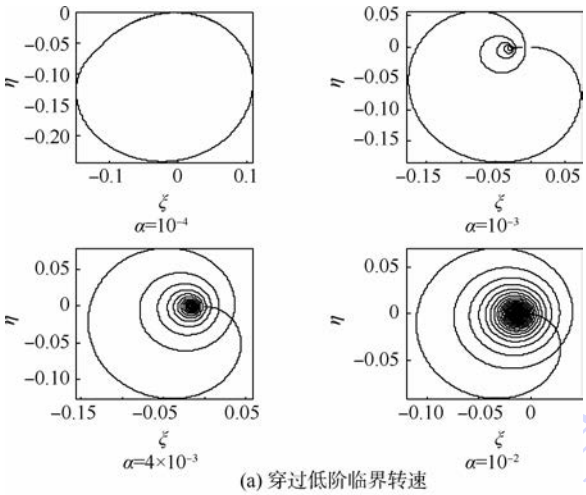


图 6 穿过低阶及高阶临界转速时盘偏角矢尖在旋转坐标系中的轨迹($\mu=0.05$)

Fig. 6 Trajectories of declination angle vector tip of disk crossing lower and higher order critical speed in rotating coordinate ($\mu=0.05$)

当转子超过低阶临界转速后,形心渐进趋近于旋转坐标系中的点$(-2\zeta,0)$,表现出的动态螺旋运动过程(图 3 为加速过程,方向顺时针). 在低阶和高阶临界转速之间,刚度对称的厚盘转子有一段很长的稳定转速区,理论上,由于自定心效应,质心将稳定于(0,0)点,形心稳定于$(-2\zeta,0)$. 盘偏角矢尖也服从相同的规律,但是在到达高阶临界转速之前,轨迹范围始终处于一个很小的数量级上.

当转子穿过高阶转速时,盘突然偏摆得很剧烈,振动幅值是稳定转速区的上百倍,矢尖在空间高频偏转. 不同加速度由于衰减程度不同,形成的轨迹略有不同,但是服从相同的规律. 由图 5(b)的 $\alpha=10^{-4}$ 分图及图 6(b)的 $\alpha=10^{-4}$ 分图可知,在通过高阶临界转速之后,转子稳定在高转速区,矢尖又在旋转坐标系中稳定于一点. 形心则过高阶临界转速表现出微小的高频波动,恰好共振时在旋转坐标系中的速度方向(即从稳定区进入高阶临界转速时轨迹的切线方向)与盘的矢尖在旋转非惯性参考系中的速度方向成 180°,除此之外和矢尖轨迹的变化规律相同.

由以上转子的瞬态振动特性分析可知,做正进动的单、厚盘转子系统有两阶模态,其中低阶振型为轴的弯曲,高阶振型为盘的偏摆. 在穿过两阶临界转速时,发生由按系统固有频率的自由振动和在当地转速频率下的强迫振动合成的瞬态振动. 在有阻尼系统中,单、厚盘转子系统存在稳定转速区.

2.2 考虑重力的厚盘转子瞬态振动特性

本节在 2.1 节基础上,考虑重力对单、厚盘转子过临界转速时的瞬态振动特性的影响. 在考虑重力时,转子在零转速时已经具有初始弯曲和偏摆角. 根据方程(3),无量纲重力 $G=g/(e\omega_n^2)$,在 10^0 数量级左右,取 $G=1.0$;另外,根据文献[13],存在偏心的转子还受重力对自转轴线的矩 $-mge\cos\varphi$,使得转子在设定的旋转角加速度附近波动,同时存在一个切向惯性力,在固定坐标系中以 2 倍自转角频率影响系统的稳态和瞬态响应,这就是重力的副临界效应. 因此,受无量纲重力作用的转子自转角加速度为

$$\ddot{\varphi}=\alpha-(\nu^2G\cos\varphi)/\mu \tag{4}$$

$\boldsymbol{Q}=[-G\sin\varphi,0,-G\cos\varphi,0]^{\mathrm{T}}$ 为广义力,$\boldsymbol{r}_0=\boldsymbol{K}^{-1}[0,0,-G,0]^{\mathrm{T}}$ 为初值(静平衡位移和偏摆角),$\boldsymbol{K}$ 为转子的刚度矩阵.

以 $\mu=0.05$ 的转子为例,分析厚盘转子系统受重力与不平衡力作用后的瞬态振动表现. 图 7~图 9 分别给出了转子线性加速穿过低阶临

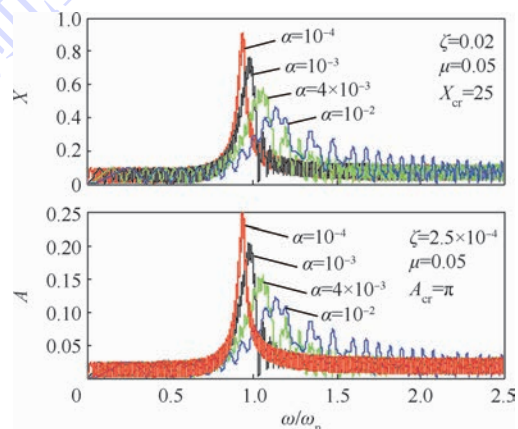


图 7 计重力厚盘转子过低阶临界转速的瞬态振动曲线

Fig. 7 Transient vibration curves of thick-disk rotor crossing lower order critical speed with gravity taken into account

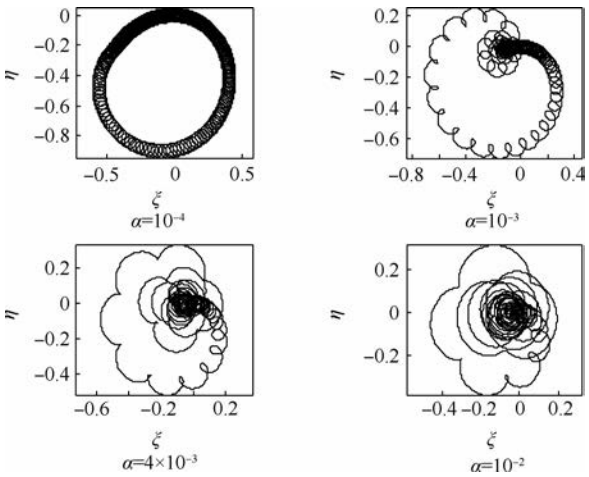


图 8　计重力过低阶临界转速的厚盘转子形心在旋转坐标中的轨迹

Fig. 8　Trajectories of thick-disk centroid crossing lower order critical speed in rotating coordinate with gravity taken into account

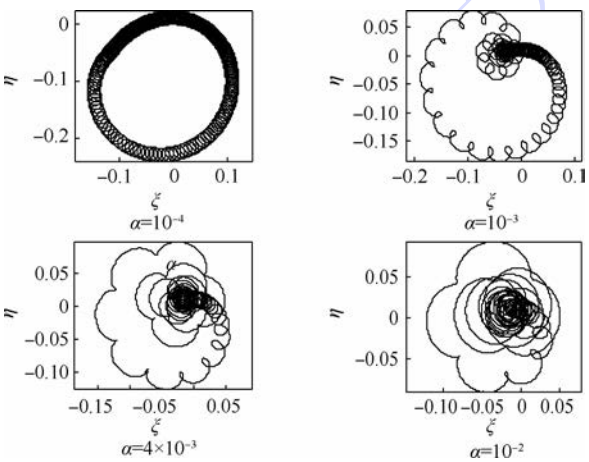


图 9　计重力过低阶临界转速时盘偏角矢尖在旋转坐标中的轨迹

Fig. 9　Trajectories of declination angle vector tip of disk crossing lower order critical speed in rotating coordinate with gravity taken into account

界转速时的轴的动挠度和盘的偏摆角瞬态振动曲线、形心在旋转坐标系中的轨迹和盘偏角矢尖(盘的单位外法矢量尖)在旋转坐标系中的轨迹.

对于式(4)中第 2 项,由于 ν 值很小,相较于第 1 项可以忽略,可见对对称厚盘转子而言重力对转速的影响很小. 由于方程(3)是线性的,根据叠加原理可知,转子的瞬态振动是由不平衡力和重力叠加激励的结果,因此对比图 3(c),在图 7 表示的轴的动挠度和盘偏角出现了叠加在图 3(c)所示的曲线上的次谐波振动. 厚盘转子过低阶临界转速的瞬态振动规律与普通单盘转子相同,这些理论已经发展成熟,本文不再讨论. 但是,受重力作用的非对称转子的瞬态振动与对称转子有很大的不同,不仅存在副临界转速[13],还可能引起非线性振动[15-16].

3　刚度非对称厚盘转子瞬态振动特性

鉴于国内外学者对刚度非对称转子已有研究,本节主要以 $\mu=0.05$、刚度非对称系数 $\kappa=0.03$ 的单、厚盘转子为例,说明刚度非对称厚盘转子过临界转速时瞬态振动的基本特征,尤其是薄盘转子所不具有的高阶模态.

采用 2.1 节关于对称厚盘转子的研究方法,设定加速比 $\alpha=10^{-4},10^{-3},4\times10^{-3},10^{-2}$,不考虑重力,从零转速、零位移、零偏角的初始条件开始,计算转子 $\mu=0.05$、$\kappa=0.03$ 的厚盘转子过低阶、高阶临界转速时的轴的动挠度和盘偏角,如图 10(a)和图 10(b)所示. 图 11 和图 12 分别给出了过低阶、高阶临界转速形心轨迹和盘偏角矢尖轨迹.

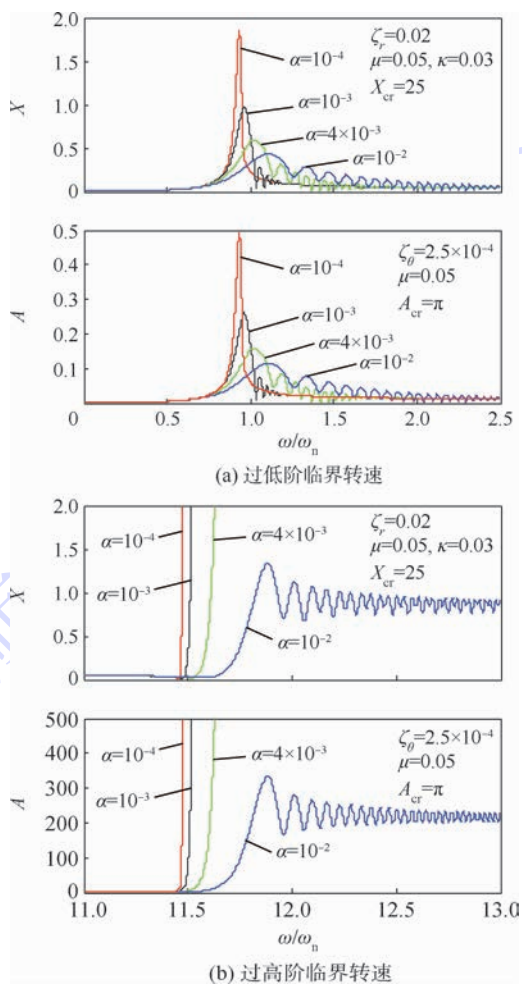


图 10　不对称厚盘转子过低阶及高阶临界转速的瞬态振动曲线

Fig. 10　Transient vibration curves of asymmetric thick-disk rotor crossing lower and higher order critical speed

北航学报 赠阅

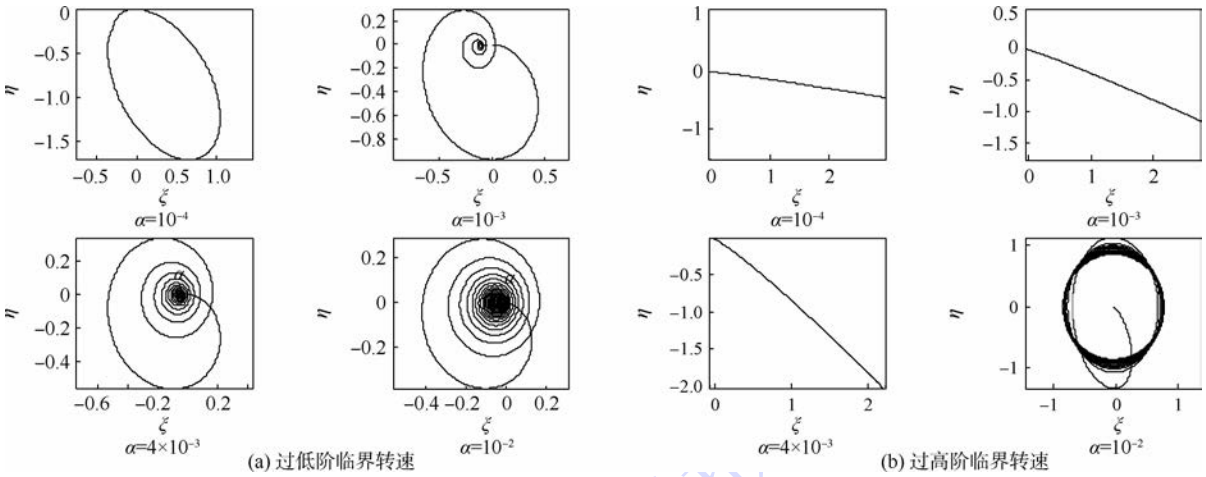


图 11 不对称厚盘转子过低阶及高阶临界转速形心轨迹

Fig. 11 Trajectories of centroid of asymmetric thick-disk rotor crossing lower and higher order critical speed

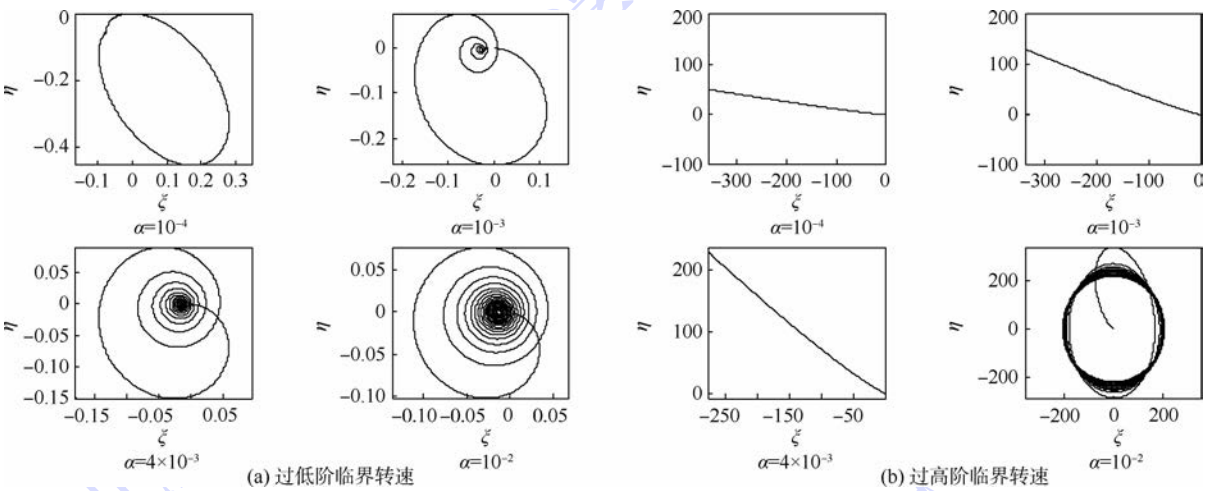


图 12 不对称厚盘转子过低阶及高阶临界转速盘偏角矢尖轨迹

Fig. 12 Trajectories of declination angle vector tip of disk of asymmetric thick-disk rotor crossing lower and higher order critical speed

对比图 10(a)和图 3(c)可得,在低阶临界转速附近,由于刚度的不对称性,瞬态振动的幅值显著增大,在旋转坐标系中的形心轨迹呈椭圆形;过低阶临界转速后,转子仍然能恢复稳定,保持在较小的振幅.

然而,当厚盘转子过高阶临界转速时,由主振型引起的盘的偏摆急剧增大,轴的动挠度随之发散,系统若以小加速度加速时在高阶临界转速点上迅速失稳,大加速度则能保持有限振幅,穿过临界转速后振动发生近似线性的衰减.

4 厚盘转子定功率过临界转速的瞬态振动特性

如第 2 节所述,线性加速度缺少一个自由度,并不能考虑外界能量与转子系统的相互作用. 本节针对具有非对称刚度的厚盘转子结构考虑一种更接近实际的工况:定功率的有限能量模式.

当转子工作于某一稳定转速时,系统的无量纲功率为

$$P = 2 \times \left(\zeta_\varphi + \varepsilon_0 \frac{\nu^2}{\mu}\right)\lambda^2 \mid_{\lambda=\lambda_w} \tag{5}$$

ε_0 为一修正值,本文取为 0.1,则

$$L\left(\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}\right) = \frac{P}{\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}\tau}} \tag{6}$$

式(5)和式(6)代入方程(2),采用四阶 Runge-Kutta 法联立求解方程(2)和方程(3). 设定工作转速在低、高阶临界转速附近,考察厚盘转子在定功率有限能量模式下瞬态振动的基本特性. 下面计算单、厚盘转子过低阶临界转速时的瞬态振动,其中 $\lambda_w = 0.8$ 表示工作转速为亚临界转速,$\lambda_w = 1.2, 1.6, 2.0$ 表示工作转速为超临界转速,在图 13 ~ 图 21 中给出了对称厚盘转子和非对称($\kappa = 0.05, 0.07$)厚盘转子时域、频域瞬态振动以及旋转系中形心轨迹.

北航学报 赠阅

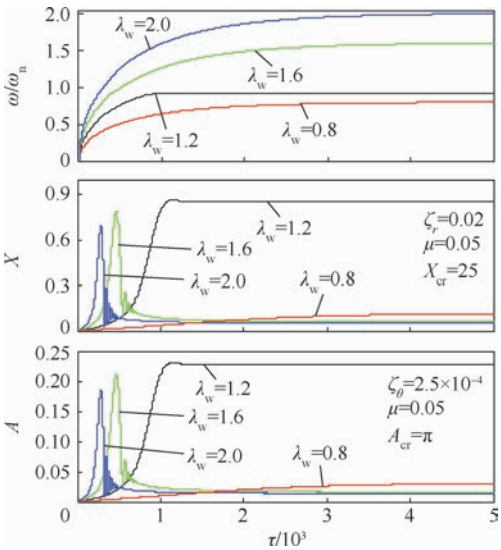


图 13　低阶临界转速附近工作的对称厚盘转子随时间的瞬态振动曲线

Fig. 13　Transient vibration curves over time of symmetric thick-disk rotor with working speed near lower order critical speed

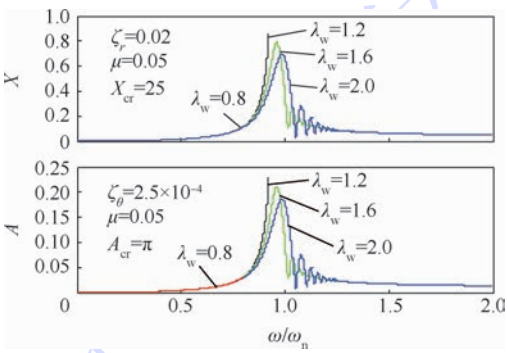


图 14　低阶临界转速附近工作的对称厚盘转子随转速的瞬态振动曲线

Fig. 14　Transient vibration curves over speed of symmetric thick-disk rotor with working speed near lower order critical speed

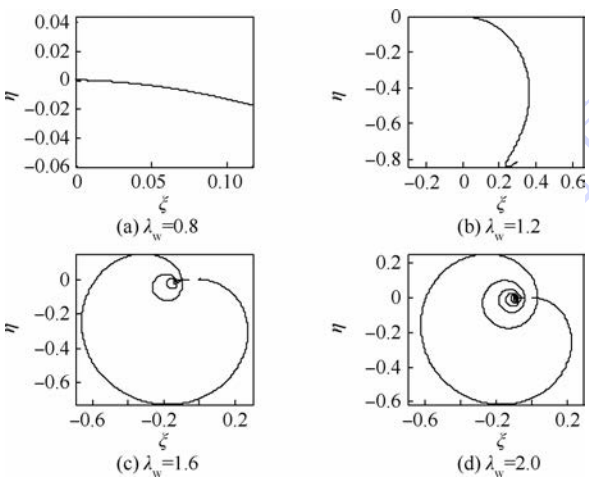


图 15　低阶临界转速附近工作的对称厚盘转子形心轨迹

Fig. 15　Trajectories of centroid of symmetric thick-disk rotor with working speed near lower order critical speed

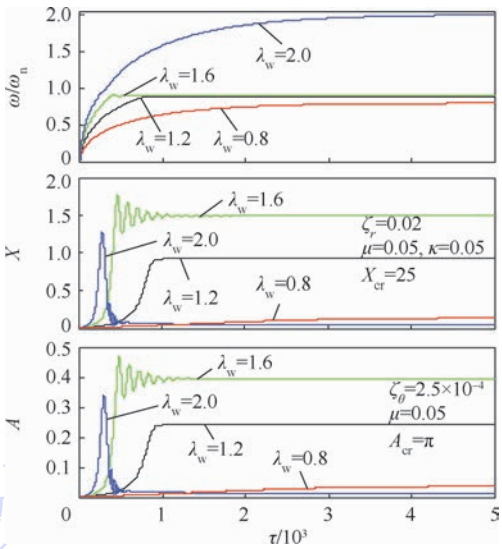


图 16　低阶临界转速附近工作的非对称($\kappa=0.05$)厚盘转子随时间的瞬态振动曲线

Fig. 16　Transient vibration curves over time of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.05$) with working speed near lower order critical speed

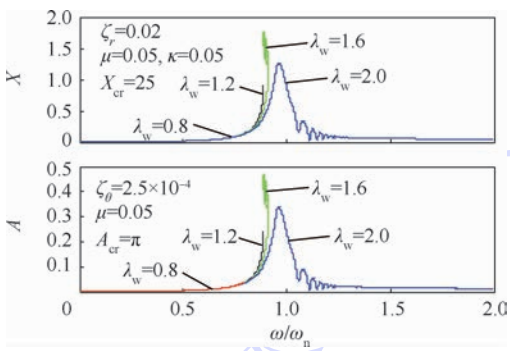


图 17　低阶临界转速附近工作的非对称($\kappa=0.05$)厚盘转子随转速的瞬态振动曲线

Fig. 17　Transient vibration curves over speed of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.05$) with working speed near lower order critical speed

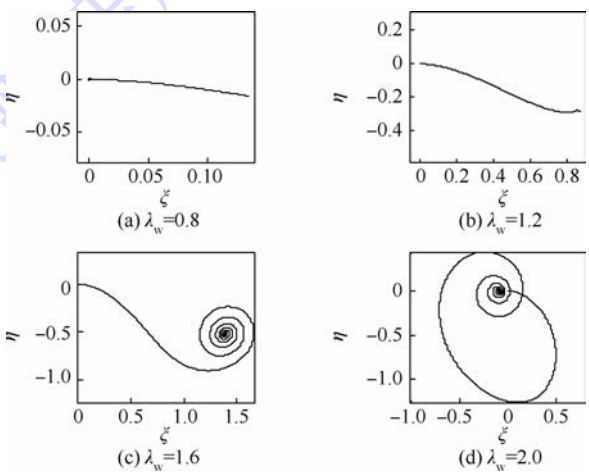


图 18　非对称($\kappa=0.05$)厚盘转子在低阶临界转速附近振动的形心轨迹

Fig. 18　Trajectories of centroid of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.05$) with working speed near lower order critical speed

北航学报 赠阅

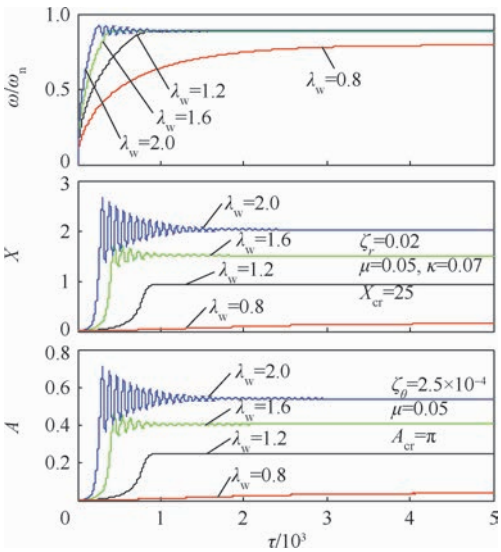


图 19 低阶临界转速附近工作的非对称($\kappa=0.07$)厚盘转子随时间的瞬态振动曲线

Fig. 19 Transient vibration curves over time of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.07$) with working speed near lower order critical speed

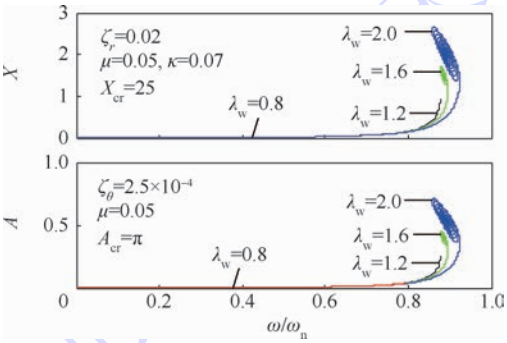


图 20 低阶临界转速附近工作的非对称($\kappa=0.07$)厚盘转子随时间的瞬态振动曲线

Fig. 20 Transient vibration curves over speed of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.07$) with working speed near lower order critical speed

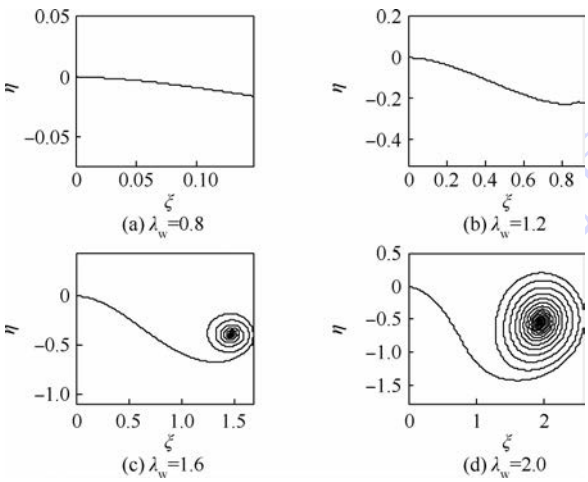


图 21 低阶临界转速附近工作的非对称($\kappa=0.07$)厚盘转子瞬态振动的形心轨迹

Fig. 21 Trajectories of centroid of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.07$) with working speed near lower order critical speed

根据 $\lambda_w=0.8$ 的计算结果可知,若工作转速低于临界转速,显然转子的角速度是不能穿过临界转速的,到达工作转速后即发生稳态振动. 因此,以亚临界转速工作的厚盘转子不会出现振幅大幅增加的非线性振动. 由图 13、图 16 和图 19 可见,当工作转速高于临界转速,若不发生过临界转速的瞬态振动,则能维持在超临界转速下运行,振动幅值不会剧增. 但是,如果外界能源不能向厚盘转子系统提供足够穿越临界转速的能量,自转转速会随着轴的动挠度和盘的偏摆角的瞬态振动而出现波动,造成能量耦合,从而激起系统的非线性振动,发生“失速”现象. 这是定功率的有限能量模式区别于定角加速度的理想能源模式最大的特点. 进一步,发生“失速”的转速,对同一系统是一个定值,低于临界转速;这时,功率大小只造成非线性瞬态振动的幅值变化,而不能使转子转速继续上升,除非有足够大的功率克服振动引起的阻力矩. “失速”后,外界能源输入的能量被转子系统耗散和转化为势能存储起来.

图 22 ~ 图 25 分别给出了 $\kappa=0$ 的对称厚盘转子 $\lambda_w=11.4,11.8,12.4,13.0$ 和 $\kappa=0.03$ 的非对称厚盘转子以 $\lambda_w=20,25,30,35$ 过高阶临界转速随时间变化的瞬态振动曲线和盘偏角矢尖(以盘的偏摆表征高阶振动)在旋转坐标系中的轨迹. 可以发现,厚盘转子在高阶临界转速附近也存在“失速”现象,盘偏角矢尖轨迹出现分叉,尤其对非对称转子由于非线性振动,要求极高的功率才能顺利通过高阶临界转速. 因此,实际工程中的

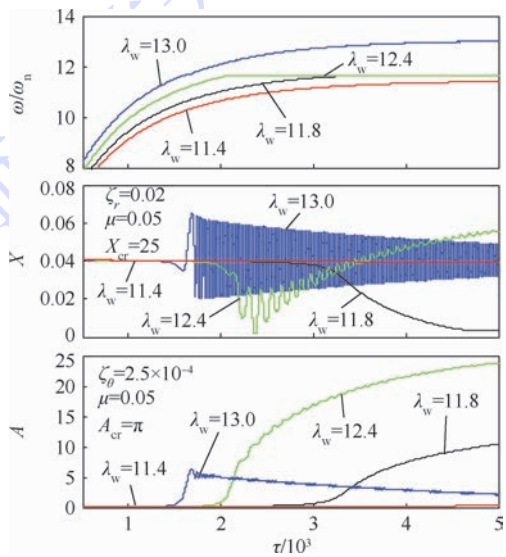


图 22 对称厚盘转子定功率过高阶临界转速时随时间变化的瞬态振动曲线

Fig. 22 Transient vibration curves over time of symmetric thick-disk rotor crossing higher order critical speed with constant power

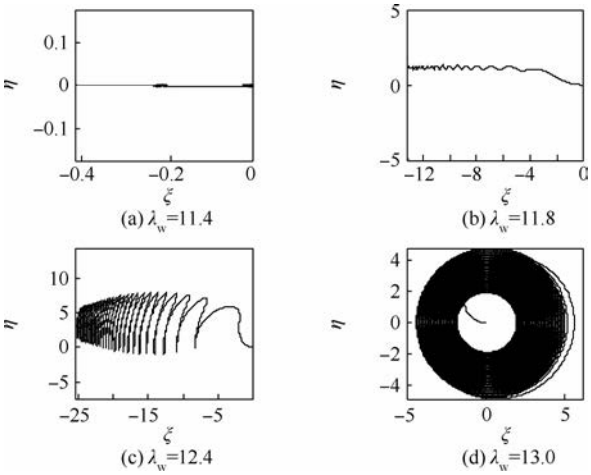


图 23　对称厚盘转子定功率过高阶临界转速时盘偏角矢尖轨迹

Fig. 23　Trajectories of declination angle vector tip of disk of symmetric thick-disk rotor crossing higher order critical speed with constant power

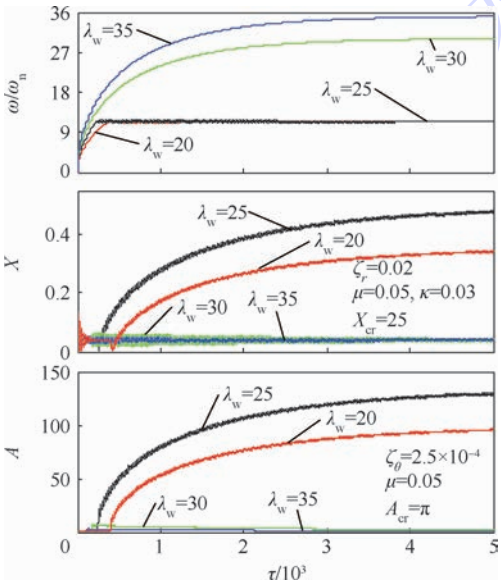


图 24　非对称（$\kappa=0.03$）厚盘转子定功率过高阶临界转速时随时间变化的瞬态振动曲线

Fig. 24　Transient vibration curves over time of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.03$) crossing higher order critical speed with constant power

厚盘转子结构是很难在高阶临界转速之上运行. 若外界功率足够大，厚盘转子通过临界转速后，瞬态振动衰减，系统仍能保持稳定，这在以盘的偏摆为高阶振型的振动上十分明显.

过临界转速需要的瞬态能量高于相同当地转速条件下稳态的系统能量. 而且，非对称转子比对称转子更不稳定，更易发生非线性分叉，穿过临界转速需要的能量也更大. 对需要穿过高阶临界转速的对称厚盘转子系统，相较于低阶临界转速，外界能源要提供更高的功率才能克服瞬态振动引起的“失速”；而非对称厚盘转子由于能量有限几乎

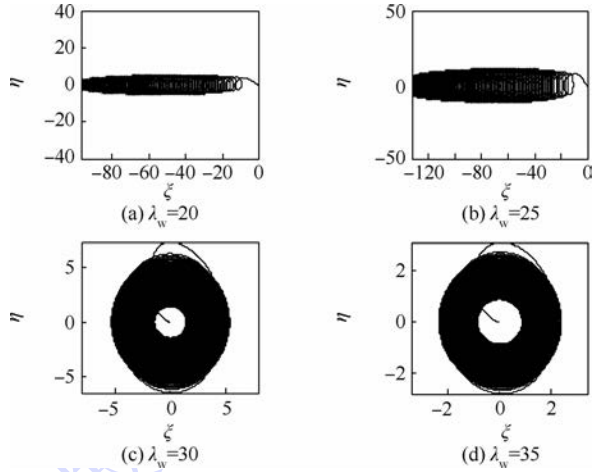


图 25　非对称（$\kappa=0.03$）厚盘转子定功率过高阶临界转速时盘偏角矢尖轨迹

Fig. 25　Trajectories of declination angle vector tip of disk of asymmetric thick-disk rotor ($\kappa=0.03$) crossing higher order critical speed with constant power

不能穿过高阶临界转速.

根据本节采用有限能量对厚盘转子瞬态振动的计算，可以得到：

1）若外界能源的功率不足够克服阻力和振动，反而会与系统耦合，引起振动急剧增大. 转速将处于亚临界转速上，不能达到原本在临界转速以上的工作转速，发生“失速”.

2）若外扭矩功率不足够克服振动，系统将产生非线性瞬态振动，轨迹会出现分叉，如图 15(c)和图 18(c)所示.

3）随着转子刚度不对称性加强，系统的不稳定区域逐渐扩大. 文献[17]采用 Floquet 理论分析单盘转子，也有同样的结论.

4）如果外界能源有足够大的功率，使转子产生大自转加速度，即能抑制系统过临界转速的大幅度振动，可以顺利穿过临界转速. 且穿过临界转速后，系统仍能保持稳定，瞬态振幅维持在很小的水平. 这对于低阶和高阶临界转速都是成立的. 这说明，过临界转速的自转角加速度对厚盘转子的瞬态振动的影响很大；发生非线性振动不仅与系统本身的结构有关，还与外界激励有关.

5　结　论

本文计算并分析了单、厚盘转子穿过低、高阶临界转速时的瞬态振动，并以转子的形心和盘的偏摆角矢尖在旋转坐标系中的轨迹对有阻尼单、厚盘转子的稳定性进行了分析，得出：

1）做正进动的单、厚盘转子系统有两阶固有模态，其中低阶振型为轴的弯曲，高阶振型为盘的

北航学报 赠阅

偏摆;高阶模态是厚盘转子的特有模态.

2) 厚盘转子在穿过两阶临界转速时,发生由按系统固有频率的自由振动和在当地转速频率下的强迫振动合成的瞬态振动;其中过低阶临界转速的瞬态振动服从普通单盘转子的一般规律,过高阶临界转速的瞬态振动则与薄盘转子系统的瞬态振动有很大的不同.

3) 单盘转子的自转角加速度对系统过临界转速时的瞬态影响十分显著.加速度越大,共振时对振幅的抑制越强,但是过临界转速后的振荡衰减越缓慢.

4) 刚度非对称对厚盘转子系统的稳定性影响十分显著.非对称系数 κ 越大,转子越容易产生非线性振动,不稳定区域扩大,甚至造成转子失稳.

5) 采用定功率的有限能量模式加速的厚盘转子,当外界能源不足够提供转子通过临界转速时,出现了能源与系统的能量耦合的"失速",造成振动急剧增大,产生了非线性瞬态振动以及分叉.

参考文献 (References)

[1] 袁惠群.转子动力学基础[M].北京:冶金工业出版社,2013:64.
Yuan H Q. Basic theory of rotor-dynamics[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press,2013:64(in Chinese).

[2] Liu Z S, Huang S L, Su J X, et al. Nonlinear dynamic analysis of an unsymmetrical generator-bearing system[J]. Journal of Vibration and Acoustics,2007,129(4):448-457.

[3] 刘占生,黄森林,苏杰先,等.非对称柔性转子系统的动力特性分析[J].振动工程学报,2002,15(2):210-214.
Liu Z S, Huang S L, Su J X, et al. Dynamic analysis of unsymmetrical flexible rotor system[J]. Journal of Vibration Engineering,2002,15(2):210-214(in Chinese).

[4] Shu X D, Chen L P, Wei X H. Analysis of axial deformation of cross wedge rolling asymmetric shaft part based on finite element method[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 101-102: 396-399.

[5] Nandi A, Neogy S. An efficient scheme for stability analysis of finite element asymmetric rotor models in a rotating frame[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2005, 41(14): 1343-1364.

[6] Genta G. Whirling of unsymmetrical rotors: A finite element approach based on complex co-ordinates[J]. Journal of Sound and Vibration, 1988, 124(1): 27-53.

[7] Darpe A K, Gupta K, Chawla A. Transient response and breathing behaviour of a cracked Jeffcott rotor[J]. Journal of Sound and Vibration, 2004, 272: 207-243.

[8] 邹剑,陈进,董广明.裂纹转子过亚临界转速瞬态响应特性[J].上海交通大学学报,2003,37(7):1106-1109.
Zou J, Chen J, Dong G M. Research on transient response characteristics of a cracked rotor passage through subcritical speed[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2003, 37(7): 1106-1109(in Chinese).

[9] Sekhar A S. Transient analysis of a cracked rotor passing through critical speed[J]. Journal of Sound and Vibration, 1994, 173(3): 415-421.

[10] 张文.转子动力学理论基础[M].北京:科学出版社,1990:17.
Zhang W. Basic theory of rotor-dynamics[M]. Beijing: Science Press, 1990: 17(in Chinese).

[11] 方之楚,骆振黄.单盘转子系统过临界转速时的瞬态响应[J].上海交通大学学报,1987,21(3):23-36.
Fang Z C, Luo Z H. Transient response of single-disk rotor system on passing through critical speed[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 1987, 21(3): 23-36(in Chinese).

[12] Hassenpflug H L, Flack R D, Gunter E J. Influence of acceleration on the critical speed of a Jeffcott rotor[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103(1): 108-113.

[13] 晏砺堂.结构系统动力特性分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,1989:183-186.
Yan L T. Analysis on dynamic characteristics of structure system[M]. Beijing: Beihang University Press, 1989: 183-186(in Chinese).

[14] 岳聪,任兴民,邓旺群.柔性转子加速过临界瞬态响应特征分析[J].机械科学与技术,2013,32(3):395-398.
Yue C, Ren X M, Deng W Q. Analyzing transient response of flexible rotor across critical speeds[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(3): 395-398(in Chinese).

[15] Xiao X W, Yang S Z, Huang Y Y. 1/2 subharmonic resonance of a shaft with unsymmetrical stiffness[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2003(1): 26-30.

[16] 林富生,孟光.重力对具有初弯和不对称刚度机动转子特性的影响[J].机械强度,2002,24(3):320-326.
Lin F S, Meng G. Influence of gravity on the dynamics of a maneuvering rotor with initial bending and asymmetry[J]. Journal of Mechanical Strength, 2002, 24(3): 320-326(in Chinese).

[17] 陆鹏,叶黔元.电机转子参数振动的稳定性分析[J].上海海运学院学报,2001,22(3):183-186.
Lu P, Ye Q Y. The stability analysis of motor-rotor's parameter vibration[J]. Journal of Shanghai Maritime University, 2001, 22(3): 183-186(in Chinese).

北航学报 赠阅

Analysis of transient vibration of single-thick-disk rotor crossing two orders of critical speeds

LIU Zheng, WANG Jianjun*

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

Abstract: The special structure of drum type compressor of aero-engine, which can be simplified as a thick-disk rotor system whose radial moment of inertia is greater than the axial one, has two inherent frequencies when whirling forward. Transient response to unbalance exciting force of single, thick-disk rotor crossing two orders of critical speeds in constant angular acceleration and constant working power was calculated respectively, and the nonlinear coupling between the thick-disk rotor and energy occurred at the latter. The results show that the low order vibration shape of single, thick-disk rotor is shaft's bend, the higher one disk's inclination, wherein the higher order mode is unique feature of thick-disk rotor; when rotor crosses the critical speed, its transient vibration is composed of free vibration and forced vibration; when the power is not enough to provide the rotor crossing critical speeds, the coupling between external energy and the rotor system will appear, resulting in a sharp increasing stall phenomenon.

Key words: single-thick-disk rotor; transient vibration; constant angular acceleration; constant power; critical speeds; two orders mode

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0709

层状 MoS_2/Graphene 薄膜的制备及其电催化制氢性能

杨阳，许頔，吴卿永，项民，刁鹏*
（北京航空航天大学 材料科学与工程学院，北京 100191）

摘 要：采用水热合成的方法，以硫脲（NH_2CSNH_2）为硫源和还原剂，合成出了二硫化钼/石墨烯（MoS_2/Graphene）复合电催化剂用于电解水制氢. 将其旋涂到掺杂氟的 SnO_2 透明导电玻璃（FTO）上制备成 MoS_2/Graphene 薄膜进行电催化分解水制氢性能测试. 研究发现，MoS_2/Graphene 的催化活性较纯纳米 MoS_2 提高了近一倍. 这是由于通过化学耦合作用选择性生长在石墨烯上的层状 MoS_2 其边缘拥有丰富的活性位点，同时石墨烯作为良好的导电基体也能大大加快了电子的转移速度. 在 0.5 mol/L H_2SO_4 溶液中，MoS_2/Graphene 旋涂到 FTO 上的层数为 12 层时，其电催化制氢效率最高：起峰电位提前到 0.085 V，在 0.2 V 的过电位下电流密度达到了 $-4.5\ mA/cm^2$. 层状 MoS_2/Graphene 电催化剂作为 Pt 族贵金属的替代品，具有广阔的应用前景.

关 键 词：电解水制氢；二硫化钼/石墨烯复合电极；水热合成；电催化活性；塔菲尔斜率
中图分类号：O643.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2158-08

氢气的燃烧产物为水，不会对环境造成任何污染，其可以作为清洁能源应用在生活的各个方面[1-3]. 因此，在能源和环境危机越来越严重的今天，氢能受到了大家的高度重视. 氢气最丰富的来源为水，寻找高效的分解水制氢的催化剂迫在眉睫. 目前电催化制氢效率最高的催化剂为 Pt 族金属[4-5]，但其严重受限于自然稀缺性和高昂成本，因此急需开发出能替代 Pt 族金属的经济、稳定、环保、高效的新型催化剂.

MoS_2 作为一种制氢的电催化剂，因其产量丰富、价格便宜而得到了广泛的关注. 理论和实验[6-7]证实，MoS_2 的电催化制氢的活性位点主要在其边缘位置[8-9]. 因此，制备纳米级的 MoS_2，使其更多的边缘暴露在外面，是提高其电催化制氢活性的有效途径. 但是纳米级的 MoS_2 很容易团聚，而以某种导电材料为基底，就有可能合成出层状的、具有丰富边缘的 MoS_2 电催化剂. 如文献[8,10-13]中所报道的以 Au[8,12]、碳纳米管[13]等为基体，成功地制备出了具有高效催化活性的层状的 MoS_2 复合电催化剂.

本实验中采用水热合成的方法，以二水合钼酸钠（$Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$）为前驱体，硫脲

收稿日期：2014-11-17；**录用日期**：2014-12-18；**网络出版时间**：2014-12-23 08:44
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141223.0844.001.html
基金项目：国家自然科学基金（21173016，20973020）；北京市自然科学基金（2142020）；国家教育部博士点专项基金（20101102110002）
作者简介：杨阳（1991—），男，湖北孝感人，硕士研究生，yangyang199161@163.com
*通讯作者：刁鹏（1967—），男，山东龙口市人，教授，博士生导师，pdiao@buaa.edu.cn，主要研究方向为能源材料、太阳能转化与存储等.

引用格式：*杨阳，许頔，吴卿永，等. 层状 MoS_2/Graphene 薄膜的制备及其电催化制氢性能[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2158-2165. Yang Y，Xu D，Wu Q Y，et al. Preparation of layered MoS_2/Graphene films and their electrocatalytic performance of hydrogen generation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2158-2165 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

(NH_2CSNH_2)为硫源和还原剂,合成了层状的 MoS_2/Graphene 电催化剂. MoS_2 通过化学耦合选择性地生长在石墨烯上,使得 MoS_2 边缘拥有丰富的活性位点,石墨烯作为良好的导电基体也能大大加快电子由层状边缘的活性位点转移到溶液中的速度. 因此,MoS_2/Graphene 表现出了良好的电催化制氢性能,其作为 Pt 族贵金属的替代品,具有广阔的应用前景.

1　实验部分

1.1　化学试剂与材料

$Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$(阿法埃莎,99.99%),NH_2CSNH_2(阿法埃莎,99%),石墨薄片(阿法埃莎,99.8%),高锰酸钾($KMnO_4$,北京化工厂,AR(分析纯)),浓硫酸(H_2SO_4,北京化工厂,AR). 其他所有化学试剂均为分析纯,所有溶液均由高纯水配制.

1.2　氧化石墨烯与 MoS_2/Graphene 层状电催化剂的制备

采用改进的 Hummers 法[14-15]来制备氧化石墨烯(Graphene Oxide,GO). 具体合成步骤如下:将 1 g 石墨鳞片放在一定量的 NaCl 中一起研磨 20 min,然后进行抽滤,用大量水反复冲洗石墨粉. 将洗后的石墨放在烘箱中 70℃干燥 30 min. 干燥的固体石墨粉随后被转移到容量瓶中,加入 23 mL浓硫酸,室温下搅拌 24 h. 溶液水浴加热至 40℃,分别加入 100 g 硝酸钠($NaNO_3$)和 500 g 高锰酸钾,磁力搅拌 30 min,同时在反应的过程中隔一段时间加入一定量的水. 30 min 后,将烧瓶从水浴中取出,加入 140 mL 水和 10 mL 30% 的过氧化氢(H_2O_2),溶液室温下搅拌 5 min. 将悬浮液进行离心(7 500 r/min,15 min),得到的沉淀物进行充分洗涤,然后干燥. 最终得到黑色的固体,即氧化石墨烯. 氧化石墨烯的产率大约为 40%.

采用水热合成的方法来制备 MoS_2/Graphene 层状电催化剂[11]. 因为 NH_2CSNH_2 在合成过程中做硫源和还原剂,为了研究不同含量的 NH_2CSNH_2 对最终形成的 MoS_2/Graphene 的结晶性的影响,本文采用了不同的摩尔浓度的 NH_2CSNH_2 来制备 MoS_2/Graphene 复合催化剂,即 $Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$ 的浓度为 1 mmol,NH_2CSNH_2 的浓度分别为 5、6、7 和 8 mmol 来水热合成 MoS_2/Graphene. 以 NH_2CSNH_2 用量为 6 mmol 为例,合成方法如下:取 0.013 5 g 的氧化石墨烯加入到 30 mL 的二甲基甲酰胺(DMF)中,超声 1 h,然后分别加入 1 mmol 的 $Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$ 和 6 mmol的 NH_2CSNH_2,混合均匀,放入反应釜中 220℃水热 24 h. 所得固体分别用无水乙醇和高纯水各洗 3 次,即得到纳米级的 MoS_2/Graphene 电催化剂. 在水热过程中 NH_2CSNH_2 在高温下分解放出的 H_2S 将 MoO_4^- 和氧化石墨烯还原成 MoS_2 和 Graphene. 纳米 MoS_2 的合成过程同上,只是合成过程中不加入氧化石墨烯.

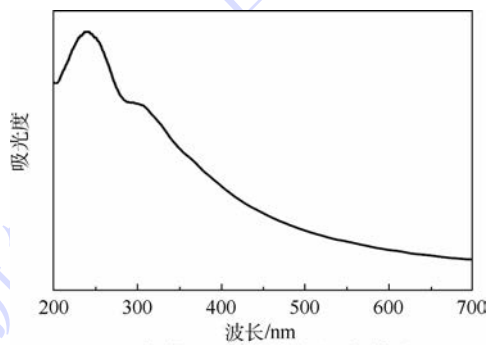
1.3　材料的表征与性能测试

氧化石墨烯和 MoS_2/Graphene 的形貌使用场发射显微镜(FE-SEM,Hitachi S-4800)进行表征. 电化学测试均在 0.5 mol/L 的 H_2SO_4 中进行,LSV 的扫速为 1 mV/s. 电化学工作站为辰华 CHI 750C 型,采用三电极体系,对电极和参比电极分别为饱和甘汞和大块 Pt 片,工作电极为 MoS_2/Graphene/FTO 或 MoS_2/FTO. 以 MoS_2/Graphene 为例,工作电极的制备方法为:取 10mg 的 MoS_2/Graphene 粉末溶于 2 mL 无水乙醇中,超声 1 h,然后旋涂到掺杂氟的 SnO_2 透明导电玻璃(FTO)电极上(每次 10 μL,旋涂次数为 8 ~ 16 次).

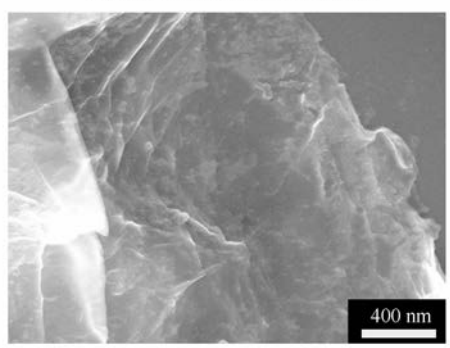
2　结果讨论

2.1　氧化石墨烯及 MoS_2/Graphene 电催化剂的结构表征

图 1 为氧化石墨烯的紫外可见光谱图与扫描



(a) 氧化石墨烯的紫外可见光谱图



(b) GO的SEM照片

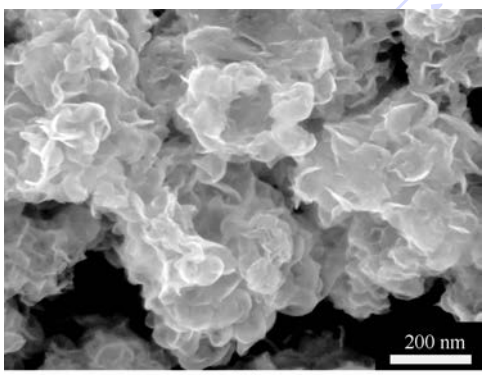
图 1　氧化石墨烯的紫外可见光谱图与 SEM 照片

Fig. 1　UV-vis spectra and SEM photograph of graphene oxide

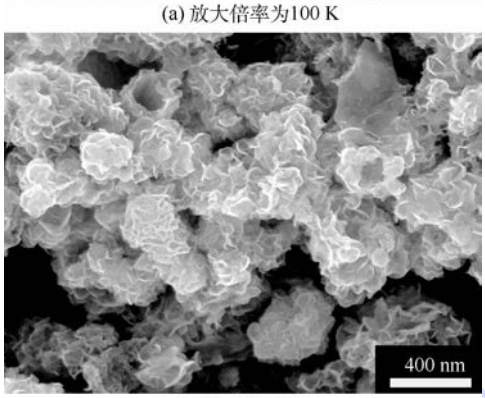
北航学报 赠阅

电镜(SEM)照片. 图 1(a)为用改进的 Hummers 法制得的氧化石墨烯的紫外可见吸收光谱. 氧化石墨烯有 2 个特征吸收峰,231 nm 处的强吸收峰对应于 C = C 键的 $\pi \rightarrow \pi^*$ 跃迁,而 300 nm 附近的弱吸收峰对应于 C = O 键的 $n \rightarrow \pi^*$ 跃迁[16-17]. 氧化石墨烯的 SEM 照片如图 1(b)所示. 可以看见氧化石墨烯的表面不是很平整,其表面褶皱且其边缘具有明显的阶梯状形貌,从图可清晰观察到氧化石墨烯特有的二维层状结构. 这确认了本实验中制备出了氧化石墨烯.

图 2 为 MoS_2/Graphene 复合催化剂的 SEM 照片. MoS_2/Graphene 电催化剂呈现出二维的火花状形态,从图 2(b)中也可以看到少量片状的石墨烯,证明用水热方法成功地将 MoS_2 和石墨烯合成到了一起. 且火花状的 MoS_2 的边缘大量的暴露在了外面,这也有利于电催化制氢反应活性的提高[8].



(a) 放大倍率为100 K

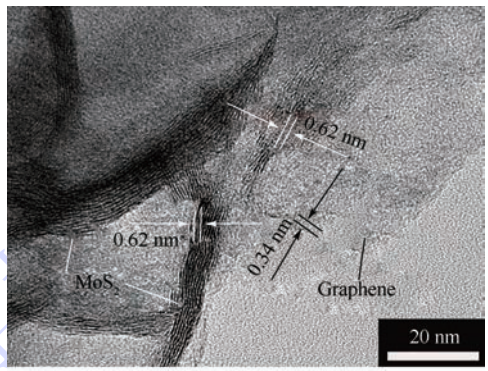


(b) 放大倍率为50 K

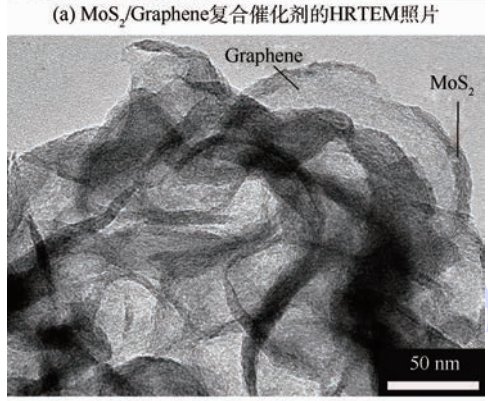
图 2 MoS_2/Graphene 复合催化剂的 SEM 照片

Fig. 2 SEM photographs of MoS_2/Graphene composite catalyst

图 3 为 MoS_2/Graphene 复合催化剂的高分辨率的透射电镜(HRTEM)和透射电镜(TEM)照片. 图 3(a)中 0.62 nm 的晶格条纹间距对应于 MoS_2 的(002)晶面[10],0.34 nm 的晶格条纹间距对应于 Graphene 的(002)晶面[18]. 从图 3(b)中可以清晰地看出层状的 MoS_2 有序紧密地分散在 Graphene 上,而不是 MoS_2 杂乱无序地堆叠在 Graphene 上. 这说明水热合成过程中 MoS_2 与 Graphene 之间有着强烈的耦合作用,因而使得 MoS_2 可以选择性地生长在石墨烯上,从而充分暴露其边缘的活性位点.



(a) MoS_2/Graphene复合催化剂的HRTEM照片



(b) MoS_2/Graphene复合催化剂的TEM照片

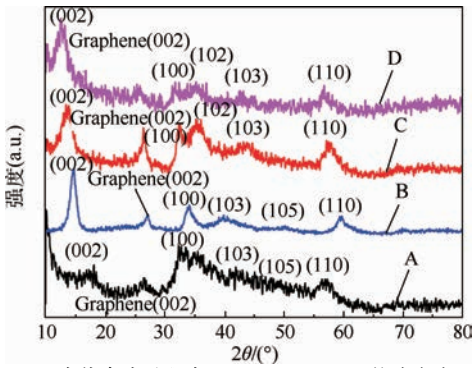
图 3 MoS_2/Graphene 复合催化剂的 HRTEM 和 TEM 照片

Fig. 3 HRTEM and TEM photographs of MoS_2/Graphene composite catalyst, respectively

图 4 为用不同摩尔含量的 NH_2CSNH_2 做硫源和还原剂,经水热反应最终形成的 MoS_2/Graphene电催化剂的 X 射线衍射(XRD)图谱. 从中可以看出,不论 NH_2CSNH_2 的含量为多少,在 $2\theta = 26°$ 处均可观察到石墨烯的特征峰(002)[19],由此证明了在水热过程中氧化石墨烯被还原成了石墨烯. 由 XRD 图谱也可知所制备的 MoS_2 为六方晶系(JCPDS No. 65-1951). 因此,XRD 图谱清晰地证明了以 $Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$ 为前驱体,NH_2CSNH_2 为硫源和还原剂,用水热合成法可以成功地制备出 MoS_2/Graphene 复合电催化剂. 对比分别用 5、6、7 和 8 mmol 的 NH_2CSNH_2 制得样品的 XRD 发现,在 NH_2CSNH_2 用量为 6 mmol 时,样品的整体峰型更尖锐,其中在 $2\theta = 14.2°$ 的(002)面的峰强也有明显的提高. 表明在 NH_2CSNH_2 用量为 6 mmol 时,MoS_2/Graphene 的结晶度最好,且较强的(002)衍射峰表明得到的 MoS_2 沿 c 轴方向的层状结构生长良好,这也与

北航学报 赠阅

HRTEM 照片中的结果吻合的很好. 因此,在后续表征 MoS_2/Graphene 催化剂的电催化制氢性能的实验中均用的是 NH_2CSNH_2 用量为 6 mmol 时所制备的电催化剂.



A,B,C,D—水热合成过程中 $Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$ 的浓度为 1 mmol, NH_2CSNH_2 的浓度分别为 5、6、7 和 8 mmol 时所制备得到的 MoS_2/Graphene.

图 4　用不同摩尔含量的 NH_2CSNH_2 做硫源和还原剂,所制备得到的 MoS_2/Graphene 复合催化剂的 XRD 谱图

Fig. 4　XRD image of MoS_2/Graphene composite catalysts which were prepared by different molar content of thiourea that served as source of sulfur and reducing agent

2.2　MoS_2/Graphene 的电催化制氢性能表征

本实验中将催化剂旋涂到 FTO 上,采用三电极体系来测定催化剂的电催化制氢性能. 图 5 为不同电催化剂(体相 MoS_2、纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene以及 Pt)的电催化制氢性能的比较以及旋涂不同层数的 MoS_2/Graphene 催化剂的电催化活性的比较. 从图 5(a)中可以看到,体相 MoS_2 几乎没有电催化制氢活性[20],而经水热合成的纳米 MoS_2 其电催化制氢活性有了质的提高,其起峰电位提前到了 0.15 V 左右,在过电位更负时其电流快速地增加,在 0.2 V 的过电位下其电流密度达到了 $-2.1\ mA/cm^2$. 当 MoS_2 与石墨烯复合后,MoS_2/Graphene 的起峰电位进一步提前到 0.1 V,在 0.2 V 的过电位下其电流密度达到了 $-3.7\ mA/cm^2$,几乎是纯 MoS_2 的 2 倍. 这是因为在电催化制氢反应中,MoS_2 的活性位点大多位于 MoS_2 的边缘上[6,8]. 体相中 MoS_2 杂乱无序地堆叠在一起,活性位点少. 而经水热反应合成的纳米 MoS_2 具有层状结构,因此大大地增加了其边缘的活性位点,所以具有良好的电催化制氢活性. 而 MoS_2 与石墨烯复合后,可能是它们之间的良好电化学耦合作用提高了复合催化剂的电催化活性. 当然,MoS_2/Graphene 的电催化制氢性能离 Pt 还是有一定的差距,但相比贵金属 Pt,MoS_2 更为便宜,原料来源更为丰富,因此具有良好的发展与应用前景.

图 5(b)为旋涂不同层数的 MoS_2/Graphene 催化剂的电催化活性的比较. 可以看到,随着旋涂层数的增加,其电催化制氢活性先增加后减小. 当旋涂层数为 12 层时,MoS_2/Graphene 电催化剂具有最佳的活性,其起峰电位为 0.085 V,在 0.2 V 的过电位下其电流密度达到了 $-4.5\ mA/cm^2$. MoS_2/Graphene 催化剂层数的增加对电催化制氢活性有两方面的影响:①MoS_2/Graphene 催化剂在 FTO 上的厚度越厚,其表面积会越大,活性位点相应的也就会增多,因此电流密度也会增大;②厚度的增加会造成催化剂和 FTO 基底之间的导电性变差,电子转移阻抗变大[21],这会降低催化剂的电催化活性. 因此,从催化活性的角度考虑,12 层是 MoS_2/Graphene 电催化剂旋涂到 FTO 上的最佳层数,此时阴极电流密度最大.

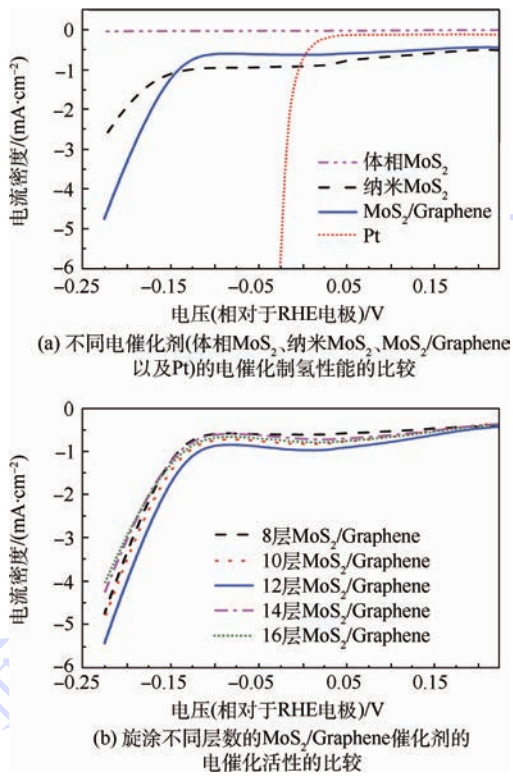


图 5　不同电催化剂(体相 MoS_2、纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene 以及 Pt)以及旋涂不同层数的 MoS_2/Graphene 催化剂的极化曲线

Fig. 5　Polarization curves obtained with different catalysts (bulk MoS_2, nano MoS_2, MoS_2/Graphene and Pt) and polarization curves obtained with different layered MoS_2/Graphene

图 6 为对 MoS_2/Graphene 电催化剂的稳定性进行测试. 电催化制氢的稳定性是衡量一个催化剂性能好坏最重要的指标之一. 为此,本实验中对 MoS_2/Graphene 复合电催化剂循环不间断地扫描

北航学报 赠阅

1 000 圈. 可以看出,第 1 000 圈和最初的第 1 圈相比,起峰电位几乎没有变化,阴极的电流密度的损失也几乎可以忽略不计. 因此,实验中所制备的 MoS_2/Graphene 复合电催化剂具有非常好的稳定性[22].

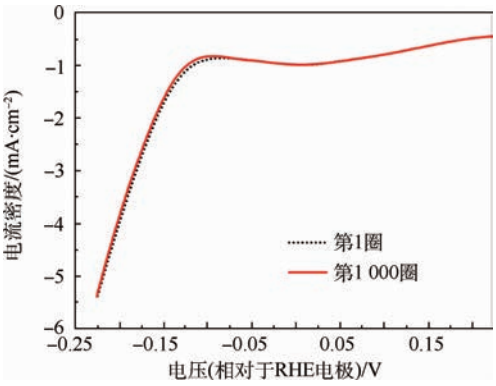


图 6 MoS_2/Graphene 电催化剂的稳定性测试

Fig. 6 Durability test for MoS_2/Graphene electrocatalyst

2.3 MoS_2/Graphene 电催化制氢的机理分析

塔菲尔斜率是电催化材料的内在特性,它是由电催化制氢反应的限速步骤所决定. 对塔菲尔斜率进行阐释和说明对理解电催化反应的内在机理非常重要. 纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene 以及 Pt 的塔菲尔曲线图如图 7 所示. 塔菲尔曲线的公式为

$$\eta = b \lg j + a$$

式中:η 为过电位;j 为电流密度;b 为塔菲尔斜率;a 为 $j=1$ mA·cm^{-2}时的过电势(塔菲尔曲线与过电位轴的截矩).

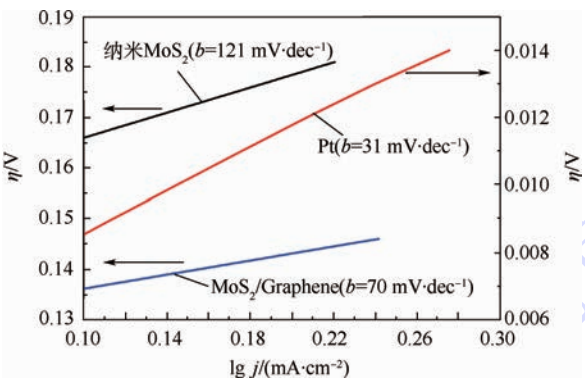


图 7 纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene 以及 Pt 催化剂的塔菲尔曲线

Fig. 7 Tafel plots for nano MoS_2, MoS_2/Graphene and Pt catalysts

因此,由图 7 可以得出纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene以及 Pt 的塔菲尔斜率分别为121、70 和 31 mV·dec^{-1}.

在酸性溶液中,电催化制氢反应有 3 步可能的反应步骤[23]:

1) 质子放电(discharge reaction)步骤:

$$H_3O^+ + e^- \rightarrow H_{ads} + H_2O \quad (1)$$

$$b = \frac{2.3RT}{\alpha F} \approx 120\ \text{mV}$$

式中:R 为理想气体常数;T 为绝对温度;$\alpha \approx 0.5$ 为对称系数;F 为法拉第常数;H_{ads} 为吸附态氢离子.

2) 催化复合(combination reaction) 步骤:

$$H_{ads} + H_{ads} \rightarrow H_2 \quad (2)$$

$$b = \frac{2.3RT}{2F} \approx 30\ \text{mV}$$

3) 电化学脱附(electrochemical desorption reaction)步骤:

$$H_{ads} + H_3O^+ + e^- \rightarrow H_2 + H_2O \quad (3)$$

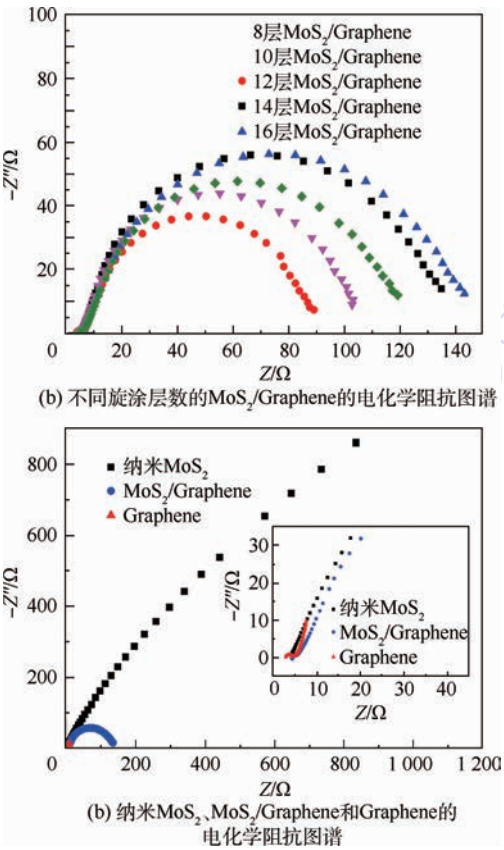
$$b = \frac{2.3RT}{(1+\alpha)F} \approx 40\ \text{mV}$$

由此可知,电化学制氢反应中,由于 Pt 的塔菲尔斜率为 31 mV·dec^{-1},因此在 Pt 表面发生的反应是步骤 1)和步骤 2),即快速的质子放电步骤 1)和一个限速步骤即催化复合步骤 2). 然而,从发现 MoS_2 对电化学制氢有良好的催化效果至今[24],MoS_2 电催化的反应机理仍未搞清楚. 在本实验中,在纳米 MoS_2 表面,由于其塔菲尔斜率为 121 mV·dec^{-1},因此可以推测步骤 1)可能为其限速步骤[25]. MoS_2/Graphene 的塔菲尔斜率为 70 mV·dec^{-1},文献[8,26]中也有所报道. 由 Thomas 的研究[27]可知,在电催化反应中较大的塔菲尔斜率(~60 mV·dec^{-1})意味着在化学吸附制氢过程中需要更多的活化能. 因此,MoS_2/Graphene电催化制氢的可能机理为:一个快速的质子放电步骤 1),后续步骤为步骤 2)或步骤 3),即催化复合步骤 2)或电化学脱附步骤 3)均有可能为其限速步骤. 单纯地从塔菲尔斜率上不能判断为哪一种机理.

图 8 为不同电催化剂的电化学阻抗图谱. 图 8(a)中旋涂层数为 12 层的 MoS_2/Graphene 具有最小的电子转移阻抗,更小的电子转移阻抗意味着更快的电子转移速度[22],因此图 5(b)中旋涂层数为 12 层的 MoS_2/Graphene 催化剂才会具有最好的电催化制氢活性. 且不同旋涂层数电催化剂的电子转移阻抗变化的趋势和图 5(b)中催化剂的电催化制氢活性的变化是相一致的. 图 8(b)中表明,MoS_2/Graphene 的电子转移阻抗 Z_f($Z_f \approx 150\ \Omega$)比纳米 MoS_2 的($Z_f \approx 5\ \text{k}\Omega$)要小得多. 从图 8(b)的局部放大图可以看出 Graphene

北航学报 赠阅

的电化学阻抗谱包含一个半圆和一个斜直线. 低频区的斜直线可以看作 Graphene 的纯电容行为，而高频区的半圆则代表其电子转移阻抗[28-29]，约为 5 Ω. 因此石墨烯具有非常低的电子转移阻抗，所以其能作为良好的导电基体大大加快电子由层状边缘的活性位点转移到溶液中的速度. 因而 MoS_2/Graphene 具有比 MoS_2 好得多的电催化制氢活性.



Z—阻抗实部；Z''—阻抗虚部.

图 8　在过电位 $\eta = 0.12$ V 下，0.5 mol/L 的 H_2SO_4 溶液中，不同旋涂层数的 MoS_2/Graphene 的电化学阻抗图谱及纳米 MoS_2、MoS_2/Graphene 和 Graphene 的电化学阻抗图谱

Fig. 8　AC impedance spectroscopy of different layered MoS_2/Graphene and nano MoS_2、MoS_2/Graphene and Graphene catalysts in 0.5 mol/L H_2SO_4 at $\eta = 0.12$ V

图 9 为 MoS_2 和石墨烯经水热方法合成到一起的机理示意图. 由 HRTEM 可以看出，MoS_2 是通过化学耦合和电子耦合选择性的生长在石墨烯基底上[10]. MoS_2/Graphene 良好的电催化制氢性能正是来源于此. 一方面，通过化学耦合作用，生长在基底上的 MoS_2 有相对大的比表面积，这使得层状 MoS_2 表面富有更多的边缘，因此大大增加了电催化制氢的活性位点. 另一方面，石墨烯作为良好的电子导体，能够加快电子的转移速度，使电子更快地由层状边缘的活性位点转移到溶液中，从而提高电催化制氢的活性.

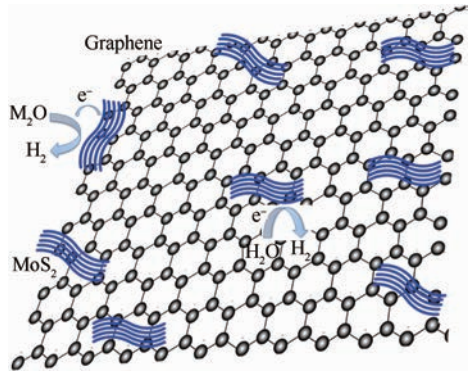


图 9　MoS_2/Graphene 复合催化剂里的电子转移机理图

Fig. 9　Mechanism schematic diagram of the charge transfer in MoS_2/Graphene composite catalysts

3　结　论

1）采用水热合成的方法，以 $Na_2MoO_4 \cdot 2H_2O$ 为前驱体，NH_2CSNH_2 为硫源和还原剂，合成了层状的 MoS_2/Graphene 电催化剂. MoS_2 通过化学耦合选择性地生长在石墨烯上，使得 MoS_2 边缘拥有丰富的活性位点，石墨烯作为良好的导电基体也能大大加快电子由层状边缘的活性位点转移到溶液中的速度.

2）MoS_2/Graphene 表现出了良好的电催化制氢性能，其起峰电位为 0.085 V，在 0.2 V 的过电位下其电流密度达到了 -4.5 mA/cm^2，塔菲尔曲线的斜率约为 70 mV · dec^{-1}.

3）MoS_2/Graphene 复合催化剂因其高的电催化制氢效率以及低的成本，很有希望成为 Pt 族金属的替代品，具有广阔的应用前景.

参考文献（References）

[1] Turner J A. Sustainable hydrogen production[J]. Science, 2004, 305(5686): 972-974.

[2] Dresselhaus M, Thomas I. Alternative energy technologies[J]. Nature, 2001, 414(6861): 332-337.

[3] Barreto L, Makihira A, Riahi K. The hydrogen economy in the 21st century: A sustainable development scenario[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2003, 28(3): 267-284.

[4] le Goff A, Artero V, Jousselme B, et al. From hydrogenases to noble metal-free catalytic nanomaterials for H_2 production and uptake[J]. Science, 2009, 326(5958): 1384-1387.

[5] Trasatti S. Electrocatalysis of hydrogen evolution: Progress in cathode activation[J]. Advances in Electrochemical Science and Engineering, 1992, 2: 1-85.

[6] Laursen A B, Kegnæs S, Dahl S, et al. Molybdenum sulfides-efficient and viable materials for electro-and photoelectrocatalytic hydrogen evolution[J]. Energy & Environmental Science, 2012, 5(2): 5577-5591.

北航学报 赠阅

[7] Merki D, Hu X. Recent developments of molybdenum and tungsten sulfides as hydrogen evolution catalysts[J]. Energy & Environmental Science, 2011, 4(10): 3878-3888.

[8] Jaramillo T F, Jørgensen K P, Bonde J, et al. Identification of active edge sites for electrochemical H_2 evolution from MoS_2 nanocatalysts[J]. Science, 2007, 317(5834): 100-102.

[9] Hinnemann B, Moses P G, Bonde J, et al. Biomimetic hydrogen evolution: MoS_2 nanoparticles as catalyst for hydrogen evolution [J]. Journal of the American Chemical Society, 2005, 127(15): 5308-5309.

[10] Li Y, Wang H, Xie L, et al. MoS_2 nanoparticles grown on graphene: An advanced catalyst for hydrogen evolution reaction [J]. Journal of the American Chemical Society, 2011, 133: 7296-7299.

[11] Chang K, Chen W. In situ synthesis of MoS_2/graphene nanosheet composites with extraordinarily high electrochemical performance for lithium ion batteries[J]. Chemical Communications, 2011, 47(14): 4252-4254.

[12] Wang T, Liu L, Zhu Z, et al. Enhanced electrocatalytic activity for hydrogen evolution reaction from self-assembled monodispersed molybdenum sulfide nanoparticles on an Au electrode[J]. Energy & Environmental Science, 2013, 6(2): 625-633.

[13] Wang X, Yan Y, Ge X, et al. Facile synthesis of low crystalline-MoS_2 nanosheet-coated CNTs for enhanced hydrogen evolution reaction[J]. Nanoscale, 2013, 5(17): 7768-7771.

[14] Dikin D A, Stankovich S, Zimney E J, et al. Preparation and characterization of graphene oxide paper[J]. Nature, 2007, 448 (7152): 457-460.

[15] Liang Y, Li Y G, Wang H, et al. Co_3O_4 nanocrystals on graphene as a synergistic catalyst for oxygen reduction reaction [J]. Nature Materials, 2011, 10(10): 780-786.

[16] Marcano D C, Kosynkin D V, Berlin J M, et al. Improved synthesis of graphene oxide[J]. ACS Nano, 2010, 4(8): 4806-4814.

[17] Li D, Muller M B, Gilje S, et al. Processable aqueous dispersions of graphene nanosheets [J]. Nat Nanotechnol, 2008, 3(2): 101-105.

[18] Xiang Q, Yu J, Jaroniec M. Synergetic effect of MoS_2 andgraphene as cocatalysts for enhanced photocatalytic H_2 production activity of TiO_2 nanoparticles [J]. Journal of the American Chemical Society, 2012, 134(15): 6575-6578.

[19] Liu C J, Tai S Y, Chou S W, et al. Facile synthesis of MoS_2/graphene nanocomposite with high catalytic activity towardtriiodide reduction in dye-sensitized solar cells[J]. Journal of Materials Chemistry, 2012, 22(39): 21057-21064.

[20] Liu Y D, Ren L, Qi X, et al. Preparation, characterization and photoelectrochemical property of ultrathin MoS_2 nanosheets via hydrothermal intercalation and exfoliation route[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2013, 571: 37-42.

[21] Guo X, Diao P, Xu D, et al. CuO/Pd composite photocathodes for photoelectrochemical hydrogen evolution reaction[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2014, 39 (15): 7686-7696.

[22] Liao L, Zhu J, Bian X, et al. MoS_2 formed on mesoporous graphene as a highly active catalyst for hydrogen evolution[J]. Advanced Functional Materials, 2013, 23(42): 5326-5333.

[23] Conway B, Tilak B. Interfacial processes involving electrocatalytic evolution and oxidation of H_2, and the role of chemisorbed H[J]. Electrochimica Acta, 2002, 47(22): 3571-3594.

[24] Tributsch H, Bennett J. Electrochemistry and photochemistry of MoS_2 layer crystals. [J]. Journal of Electroanalytical Chemistry and Interfacial Electrochemistry, 1977, 81(1): 97-111.

[25] Bonde J, Moses P G, Jaramillo T F, et al. Hydrogen evolution onnano-particulate transition metal sulfides [J]. Faraday Discussions, 2009, 140(1): 219-231.

[26] Ji S, Yang Z, Zhang C, et al. Exfoliated MoS_2 nanosheets as efficient catalysts for electrochemical hydrogen evolution [J]. Electrochimica Acta, 2013, 109: 269-275.

[27] Thomas J. Kinetics of electrolytic hydrogen evolution and the adsorption of hydrogen by metals[J]. Journal of Chemical Society, Faraday Transactions, 1961, 57: 1603-1611.

[28] Casero E, Parra-Alfambra A, Petit-Domínguez M, et al. Differentiation between graphene oxide and reduced graphene by electrochemical impedance spectroscopy (EIS) [J]. Electrochemistry Communications, 2012, 20: 63-66.

[29] Tian H, Wang L, Qin X, et al. Influence of hydrophilic properties on capacitive behavior of functionalized graphene[J]. Ionics, 2014, 20(8): 1055-1061.

北航学报 赠阅

Preparation of layered MoS_2/Graphene films and their electrocatalytic performance of hydrogen generation

YANG Yang, XU Di, WU Qingyong, XIANG Min, DIAO Peng*

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

Abstract: MoS_2/Graphene electrocatalysts which were used for water-electrolytic hydrogen making were synthesized using a hydrothermal method among which NH_2CSNH_2 (thiourea) was served as both the source of sulfur and the reductive agent. MoS_2/Graphene films prepared on fluorine-doped tin oxide (FTO) by spin coating method were applied for performance test of electrocatalytic water splitting. The study shows that the activity of MoS_2 toward hydrogen evolution reaction improves as high as nearly 100% after coupling with graphene. The high catalytic activity of MoS_2/Graphene was attributed to two aspects: firstly, the selective growth of layered MoS_2 on graphene through chemical coupling afforded an abundance of catalytic active sites on MoS_2 edges. Secondly, as a good conductive substrate, the graphene sheets can accelerate the electron transfer. The 12 layered MoS_2/Graphene catalysts achieved the highest efficiency toward hydrogen evolution reaction with a current density up to $-4.5\ mA/cm^2$ at the overpotential of 0.2 V and an onset potential of 0.085 V in 0.5 mol/L H_2SO_4 solution. Hence, as a substitute for Pt family noble metal toward hydrogen evolution reaction, the layered MoS_2/Graphene has broad application prospects.

Key words: hydrogen production by water electrolysis; MoS_2/Graphene composite catalysts; hydrothermal synthesis; electrocatalytic activity; Tafel slope

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.1001-5965.2014.0767

基于动态贝叶斯网络的可修 GO 法模型算法

全下文载

樊冬明，任羿*，刘林林，刘叔正，樊剑，王自力

（北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191）

摘 要：GO 法是评价复杂系统可靠性和安全性的有效方法，除了能描述多状态时序特性外，还能表达系统的复杂动态维修行为. 针对这种带有动态可修特性的系统 GO 法模型，提出一种基于动态贝叶斯网络的新算法. 首先将 GO 法模型中的可修操作符和不可修操作符转换成动态贝叶斯网络，然后将整体模型通过贝叶斯软件进行模型求解. 新方法结合贝叶斯网络理论的成熟算法和软件，可得到系统可用度随时间变化的曲线和给定时间点的瞬时可靠性指标，并且无需考虑共有信号问题. 基于动态贝叶斯网络理论的新算法规则简单统一，便于工程应用.

关 键 词：GO 法；动态贝叶斯网络；可修复性模型；可靠性建模；模型算法
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2166-11

GO 法(GO methodology)[1]是一种以成功为导向的系统概率分析技术，对于多状态、有时序的系统，尤其对有实际物流如气流、液流、电流等过程系统具有很强的可靠性、安全性建模描述能力. 在工程系统中，组成部件和设备经常是可修复的，现有的可修算法[2]是以可修操作符的概率公式为基础，先求得可修系统的等效故障率和等效维修率，然后再考虑操作符之间的相关性参数，最终通过一系列转换求得等效操作符的可用度. 在该方法中，如果输入信号存在共有信号则需先将共有信号分离出去[3]，进行操作符逻辑计算后，再将共有信号合并，再考虑停工相关、维修相关等复杂参数. 这些问题都影响了 GO 法在实际工程中的广泛应用.

动态贝叶斯网络(Dynamic Bayesian Networks，DBN)是建立在静态贝叶斯网络和 Markov 模型基础上的图形结构. 因为其具有描述事件多态性和非确定性逻辑关系的能力且能够保证较高的精度，所以常用来分析有时序的动态复杂系统. 自 21 世纪初，动态贝叶斯网络在可靠性领域中应用的愈加广泛. 2003 年，法国学者针对动态贝叶斯网络在复杂制造过程形式化建模的问题进行了研究[4]；2005 年，美国学者在对动态故障树的研究中加入了动态贝叶斯网络，使其能够更加完整地描述动态过程[5]；2009 年，文献[6]提出了基于动态贝叶斯网络节点的系统可靠性研究.

近年来，国内研究人员也对动态贝叶斯网络应用在可靠性中进行了深入的研究. 2008 年，文献[7]提出了基于动态贝叶斯网络的动态故障树分析方法，并给出了定量分析方法；2012 年，动态贝叶斯网络被应用在配电系统的可靠性研究上，很好地描述了其保护装置的动态演变过程[8]；经过进一步的研究发展，2014 年，文献[9]基于 T-S 故障树和动态贝叶斯网络提出了模糊可靠性评估的新方法，解决了传统故障树无法描述节点间模糊性逻辑关系的缺点. 目前，动态贝叶斯网络已在动态可靠性框图、Markov、故障树等可靠性模型中得以应用[10-14]，但在可修 GO 法中并没有得到

收稿日期：2014-12-05；**录用日期**：2015-01-16；**网络出版时间**：2015-02-25 15:32
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150225.1532.007.html
作者简介：樊冬明(1990—)，男，黑龙江哈尔滨人，硕士研究生，fdm314314@126.com
*通讯作者：任羿(1973—)，男，辽宁本溪人，副教授，renyi@buaa.edu.cn，主要研究方向为性能与可靠性综合设计.

引用格式：*樊冬明，任羿，刘林林，等. 基于动态贝叶斯网络的可修 GO 法模型算法[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2166-2176. Fan D M，Ren Y，Liu L L，et al. Algorithm based-on dynamic Bayesian networks for repairable GO methodology model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2166-2176 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

应用.

本文提出一种基于动态贝叶斯网络的方法,统一描述 GO 法模型中的静态和动态行为,简化 GO 法针对可修特性的算法过程. 首先介绍了 GO 法可修理论和动态贝叶斯网络基本理论,给出操作符的动态贝叶斯网络映射规则,并针对操作符之间的相关性行为(停工相关、备份相关、维修相关)给出了定量计算公式. 最后,结合案例说明算法的操作步骤,同时分析系统的可用度曲线及在给定时间点下的可靠性相关参数.

在本文提出的新算法中,无需考虑共有信号等问题,并且对于停工相关、维修相关、备件相关等可修动态特性也能进行统一的形式化描述,根据系统的基本结构情况,直接描述系统的静态和动态特性,并结合成熟算法,不仅可以得到每一时刻的可靠性参数,还可得到系统可用度的变化曲线,简化了 GO 法可修系统的计算过程,便于工程人员掌握和应用.

1　GO 法与动态贝叶斯网络

1.1　GO 法简介

系统中的元件、部件或子系统可以统称为单元,GO 法中用操作符来代表单元,用信号流来表示功能单元输入 S、输出信号 R 之间的逻辑关系. GO 法模型中共有 17 类操作符[2],如图 1 所示. 根据操作符的作用和运算规则不同,将操作符分为两大类型:

1) 逻辑操作符:此类操作符没有状态概率数据,仅代表一种逻辑运算规则. 逻辑操作符包括第 2、9、10、11、13、14、15 类操作符.

2) 功能操作符:此类操作符包含自身状态值及运算逻辑. 功能操作符包括第 1、3、4、5、6、7、8、12、16、17 类操作符.

其中,在工程中最常用的操作符类型为 1、2、5、6、7、10、11. 本文将针对这些常用操作符进行 GO 法可修系统的研究.

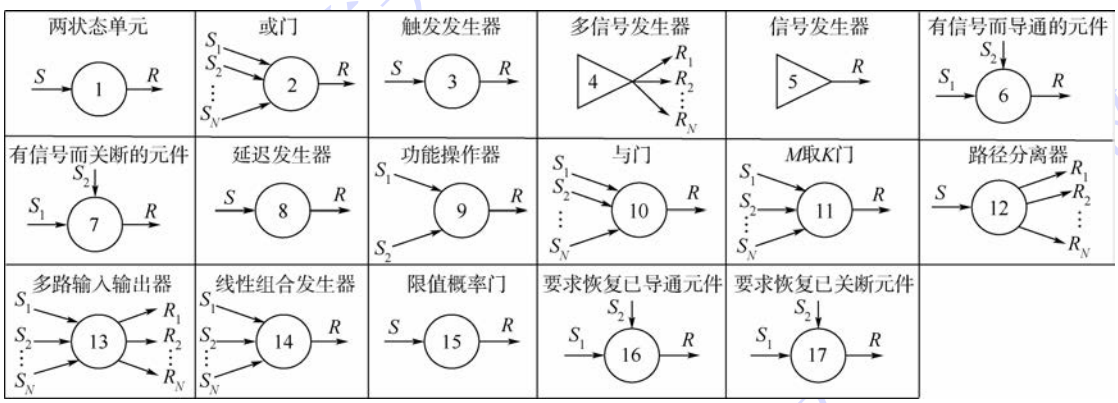


图 1　GO 法操作符类型

Fig. 1　Type of GO methodology operators

GO 法应用于可修系统时,操作符代表的单元是可修系统,因此操作符的成功状态概率 $P(1)$ 就是可修系统的可用度,操作符的故障状态概率 $P(2)$ 就是可修系统的不可用度,同时其故障率和维修率分别为 λ、μ[2]. 在工程系统中,λ 和 μ 一般服从指数分布,其值为常数.

1.2　动态贝叶斯网络基本原理

动态贝叶斯网络是静态网络在时间上的一种扩展. 它由初始网络和转移网络构成,将时间因素引入其中,使得贝叶斯网络随时间变化,数据发生相应的转移变化[15]. 整个网络含有有限个时间片段,每个时间段都有其对应的条件概率表(Conditional Probability Table,CPT).

如图 2 所示为“与”逻辑关系对应的动态贝叶斯网络,$A(T)$、$B(T)$ 为其两个输入的初始网络;$A(T+\Delta T)$、$B(T+\Delta T)$ 为其转移网络,$R(T)$ 为其初始网络的输出;$R(T+\Delta T)$ 为其转移网络的输出. 在动态贝叶斯网络分析中,通常只关注转移网络的输出,所以在以下的分析中,用简化图 2(b) 来表示图 2(a) 的动态贝叶斯网络. 同时,根据“与”的逻辑关系,可得到相应的条件概率分布.

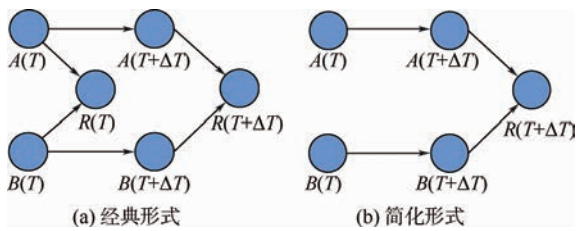


图 2　“与”逻辑对应的动态贝叶斯网络

Fig. 2　Dynamic Bayesian network of logic “AND”

动态贝叶斯网络作为一种形式化方法,可以很好地描述系统中多状态、多时序等复杂特性,考虑基于动态贝叶斯网络来对 GO 法模型中的可修

北航学报 赠阅

动态时序特性进行形式化映射,可以有效地结合两者的优势,为 GO 法模型的计算和应用提供一种新的途径[16-17].

1.3 可修部件的动态贝叶斯网络建模

对于系统部件,其处于正常工作状态和故障状态的概率是随时间变化的,这种随时间变化的规律可以用动态贝叶斯网络来进行表达. 如图 3 所示为操作符对应的动态贝叶斯网络. 在不可修的条件下,在$(T+\Delta T)$时刻处于 1 状态的条件概率为

$$P(A(T+\Delta T)=1 \mid A(T)=0)=\int_{T}^{T+\Delta T} f(t)\,\mathrm{d}t \quad (1)$$

$$P(A(T+\Delta T)=1 \mid A(T)=1)=1 \quad (2)$$

对于可修部件,只需将式(2)修改为[18]

$$P(A(T+\Delta T)=1 \mid A(T)=1)=1-\int_{T}^{T+\Delta T}\mu(t)\,\mathrm{d}t \quad (3)$$

式中:$A(T)=0$ 为部件 A 在 T 时刻处于正常工作状态;$A(T)=1$ 为部件 A 在 T 时刻处于故障状态;$f(t)$为部件 A 故障概率密度函数;$\mu(t)$为操作符的维修密度函数.

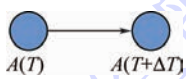


图 3 操作符动态贝叶斯网络

Fig. 3 Dynamic Bayesian network of operator

2 动态贝叶斯网络映射

2.1 操作符到动态贝叶斯网络的一般映射规则[19]

从操作符(包括输入信号、操作符本身和输出信号)到动态贝叶斯网络的转换过程的一般映射规则的具体步骤如下:

1) 将操作符(非逻辑门操作符)及其输入信号流映射为动态贝叶斯网络的初始网络根节点,并同时建立相应的各初始网络根节点的转移网络子节点,再建立初始网络中的父节点和转移网络中的对应子节点连接关系.

2) 将每一路输出信号流(除第 5 类操作符)映射为转移网络的一个节点,并建立与步骤 1)中转移网络中的所有节点的父子关联关系(前者为子,后者为父).

3) 根据操作符的状态概率确定初始网络根节点的先验概率,并同时确定对应转移网络中子节点的条件概率表.

4) 根据操作符的运算逻辑给出所有输出信号流对应的转移网络子节点的条件概率表.

2.2 逻辑操作符的动态贝叶斯网络映射

在 GO 法中,第 2、10、11 类操作符分别对应或、与、M 取 K 3 种逻辑关系,这 3 类操作符都有多路信号输入,一路信号输出. 第 2、10 类操作符实际为 M 取 K 逻辑门的特例,在第 2 类操作符中 $K=1$,在第 10 类操作符中 $K=M$. 因此只需给出第 11 类操作符的动态贝叶斯网络映射和计算过程即可.

如图 4 所示为第 11 类操作符模拟 3 个输入信号的 3 取 2 逻辑元件,假设每个输入信号都仅有两种状态(1—正常,2—故障),根据第 2.1 节的映射规则,可以得到其相应节点的概率及子节点的条件概率表.

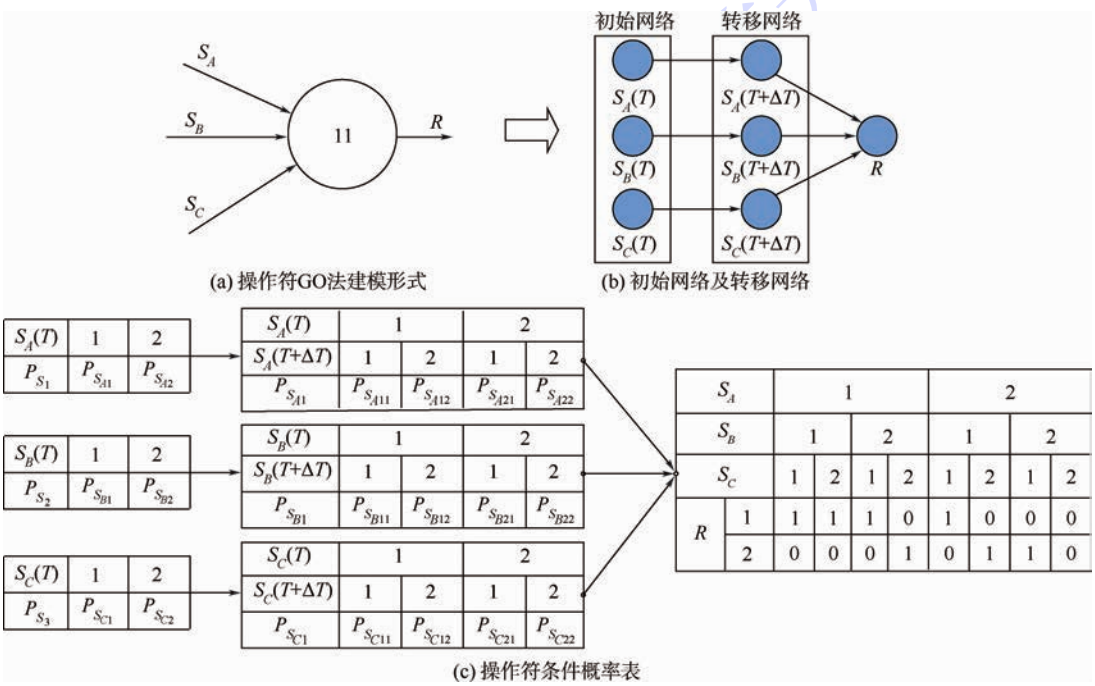


图 4 第 11 类操作符及对应动态贝叶斯网络

Fig. 4 Type 11 operator and its dynamic Bayesian network

北航学报 赠阅

依据条件概率表,可以得出输出信号 R 的成功状态(1 状态)的概率,具体计算过程如下:

$$P_1 = P_1(R = 1 \mid S_A = 1, S_B = 1, S_C = 1) = (P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{S_{C11}} + P_{S_{C21}})$$

$$P_2 = P_2(R = 1 \mid S_A = 1, S_B = 1, S_C = 2) = (P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{S_{C12}} + P_{S_{C22}})$$

$$P_3 = P_3(R = 1 \mid S_A = 1, S_B = 2, S_C = 1) = (P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B12}} + P_{S_{B22}}) \cdot (P_{S_{C11}} + P_{S_{C21}})$$

$$P_4 = P_4(R = 1 \mid S_A = 2, S_B = 1, S_C = 1) = (P_{S_{A12}} + P_{S_{A22}}) \cdot (P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{S_{C11}} + P_{S_{C21}})$$

则

$$P_R(1) = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 \tag{4}$$

根据第 1.3 节中动态贝叶斯网络在可修操作符中的定量计算公式可知,式(4)中:

$$\begin{cases} P_{S_{A11}} = P_{S_{A1}} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} f_{S_A}(t)\,\mathrm{d}t\right) \\ P_{S_{A21}} = P_{S_{A2}} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} \mu_{S_A}(t)\,\mathrm{d}t\right) \\ P_{S_{A12}} = P_{S_{A1}} \cdot \int_T^{T+\Delta T} f_{S_A}(t)\,\mathrm{d}t \\ P_{S_{A22}} = P_{S_{A2}} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} \mu_{S_A}(t)\,\mathrm{d}t\right) \end{cases} \tag{5}$$

输入信号 S_B、S_C 的计算与 S_A 相似,在此不做赘述.

2.3　功能操作符的动态贝叶斯网络映射

1) 第 1、3、8 类操作符.

第 1、3、8 类操作符均为工程上常用的操作符,这 3 类操作符均有一路输入信号,一路输出信号,但其本身状态数不同. 本文以第 1 类操作符为例来说明此类操作符的映射和计算过程.

第 1 类操作符是最常用的操作符,其模拟只有两种状态的单元(成功,失败),一般用来模拟电阻、开关等设备.

根据第 2.1 节的映射规则,其相应节点的概率及子节点的条件概率表如图 5 所示. 输出信号的成功状态概率为

$$P_R(1) = (P_{S_{11}} + P_{S_{21}}) \cdot (P_{C_{11}} + P_{C_{21}}) \tag{6}$$

根据第 1.3 节可知,其中:

$$\begin{cases} P_{S_{11}} = P_{S_1} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} f_S(t)\,\mathrm{d}t\right) \\ P_{S_{21}} = P_{S_2} \cdot \int_T^{T+\Delta T} \mu_S(t)\,\mathrm{d}t \end{cases} \tag{7}$$

2) 第 5 类操作符.

第 5 类操作符是工程上最常用的输入操作符,一般作为建模系统的输入使用. 根据第 2.1 节的映射规则,其相应节点的概率及子节点的条件概率表如图 6 所示.

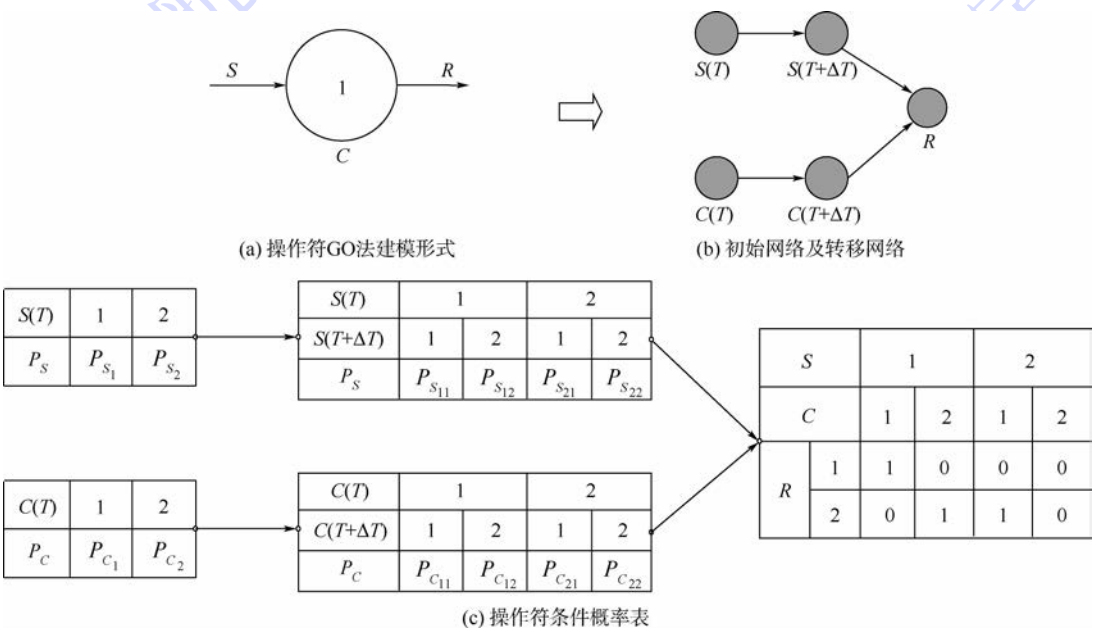


图 5　第 1 类操作符及对应动态贝叶斯网络

Fig. 5　Type 1 operator and its dynamic Bayesian network

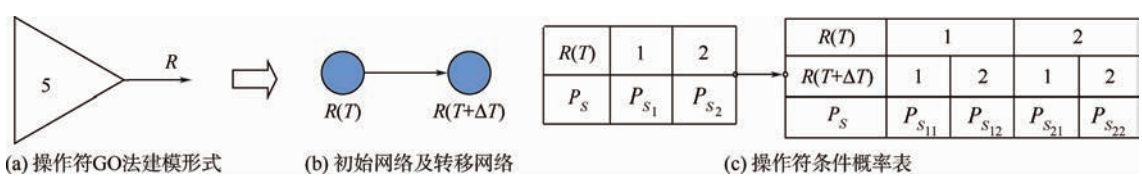


图 6　第 5 类操作符及对应动态贝叶斯网络

Fig. 6　Type 5 operator and its dynamic Bayesian network

北航学报 赠阅

依据条件概率表,可以给出第 5 类操作符输出信号的 1 状态概率:

$$P_R(1) = P_{S_{11}} + P_{S_{21}} \tag{8}$$

式中:

$$P_{S_{11}} = P_{S_1} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} f(t)\,\mathrm{d}t\right)$$

$$P_{S_{21}} = P_{S_2} \cdot \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} f(t)\,\mathrm{d}t\right)$$

3) 第 6、7 类操作符.

第 6、7 类操作符模拟的是有两个输入信号一个输出信号的元件,其本身具有 3 种状态(状态值:0,1,2). 第 6 类操作符在两个输入均正常时才有输出信号,一般用来模拟常开的接触器、未合上的电闸等. 第 7 类操作符恰好相反,其在两个输入均正常时,输出信号被截断,一般用来模拟常闭的接触器、常开的流体阀门等.

根据第 2.1 节的映射规则,第 6 类操作符的 GO 法模型、对应的动态贝叶斯网络及条件概率表如图 7 所示. 依据条件概率表,操作符 6 的输出信号的成功状态概率的具体计算步骤为

$$P_1 = (P_{S_{A00}} + P_{S_{A10}} + P_{S_{A20}}) \cdot (P_{S_{B01}} + P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{C_{00}} + P_{C_{10}} + P_{C_{20}})$$

$$P_2 = (P_{S_{A00}} + P_{S_{A10}} + P_{S_{A20}}) \cdot (P_{S_{B01}} + P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{C_{01}} + P_{C_{11}} + P_{C_{21}})$$

$$P_3 = (P_{S_{A00}} + P_{S_{A10}} + P_{S_{A20}}) \cdot (P_{S_{B01}} + P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{C_{02}} + P_{C_{12}} + P_{C_{22}})$$

$$P_4 = (P_{S_{A01}} + P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B00}} + P_{S_{B10}} + P_{S_{B20}}) \cdot (P_{C_{01}} + P_{C_{11}} + P_{C_{21}})$$

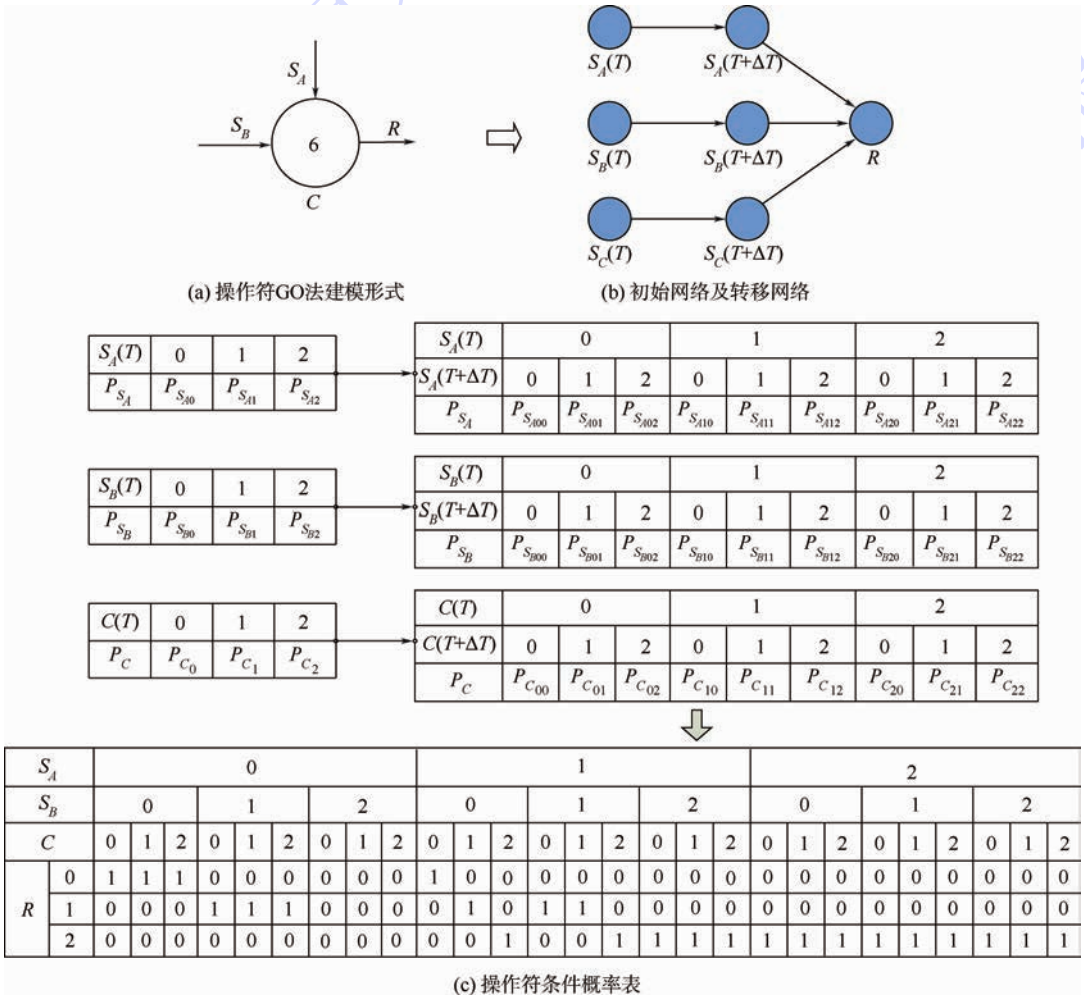
$$P_5 = (P_{S_{A01}} + P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B01}} + P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{C_{00}} + P_{C_{10}} + P_{C_{20}})$$

$$P_6 = (P_{S_{A01}} + P_{S_{A11}} + P_{S_{A21}}) \cdot (P_{S_{B01}} + P_{S_{B11}} + P_{S_{B21}}) \cdot (P_{C_{01}} + P_{C_{11}} + P_{C_{21}})$$

则

$$P_R(1) = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 + P_5 + P_6 \tag{9}$$

对于第 7 类操作符,只需要根据其逻辑修改图 7 中的条件概率表即可,计算步骤与上述第 6 类操作符类似.



(a) 操作符GO法建模形式 (b) 初始网络及转移网络

$S_A(T)$	0	1	2
P_{S_A}	$P_{S_{A0}}$	$P_{S_{A1}}$	$P_{S_{A2}}$

$S_A(T)$	0			1			2		
$S_A(T+\Delta T)$	0	1	2	0	1	2	0	1	2
P_{S_A}	$P_{S_{A00}}$	$P_{S_{A01}}$	$P_{S_{A02}}$	$P_{S_{A10}}$	$P_{S_{A11}}$	$P_{S_{A12}}$	$P_{S_{A20}}$	$P_{S_{A21}}$	$P_{S_{A22}}$

$S_B(T)$	0	1	2
P_{S_B}	$P_{S_{B0}}$	$P_{S_{B1}}$	$P_{S_{B2}}$

$S_B(T)$	0			1			2		
$S_B(T+\Delta T)$	0	1	2	0	1	2	0	1	2
P_{S_B}	$P_{S_{B00}}$	$P_{S_{B01}}$	$P_{S_{B02}}$	$P_{S_{B10}}$	$P_{S_{B11}}$	$P_{S_{B12}}$	$P_{S_{B20}}$	$P_{S_{B21}}$	$P_{S_{B22}}$

$C(T)$	0	1	2
P_C	P_{C_0}	P_{C_1}	P_{C_2}

$C(T)$	0			1			2		
$C(T+\Delta T)$	0	1	2	0	1	2	0	1	2
P_C	$P_{C_{00}}$	$P_{C_{01}}$	$P_{C_{02}}$	$P_{C_{10}}$	$P_{C_{11}}$	$P_{C_{12}}$	$P_{C_{20}}$	$P_{C_{21}}$	$P_{C_{22}}$

S_A		0						1						2					
S_B		0			1			2			0			1			2		
C		0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2	0	1	2
R	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

(c) 操作符条件概率表

图 7 第 6 类操作符及对应动态贝叶斯网络

Fig. 7 Type 6 operator and its dynamic Bayesian network

北航学报 赠阅

2.4　操作符相关性及其动态贝叶斯网络映射

在工程系统中,单元和单元之间往往不是相互独立的,在停工、备用、维修等方面存在相关性,相关性表现在以下方面[2,18]:

1) 停工相关:可修系统由于某些单元的故障而停工维修时,没有发生故障的单元随系统的停工而停止工作,且不再发生故障.这种相关性定义为停工相关.

在工程中,停工相关一般表现为串联或与门形式,本文以串联为例,如图 8 所示.系统的最终输出只有两种状态,状态 0 仅用来表现操作符的工作状态,所以通过计算可求得:$P_R(0)=0$.在备用相关和维修相关中与上述情况相似,不再赘述.假设 1-1、1-2 均有 3 种状态(0—停工等待,1—正常,2—故障),其中状态 0 为停工相关中的中间状态,R 为其串联输出.

2) 备用相关:假设冗余单元处于备用状态时不会发生故障或发生故障率较小,那么冗余备用单元发生故障就和其余单元是否处于故障状态有关,这种相关性定义为备用相关.

现假设备件系统中包含一个主部件 1-1 和一个备份部件 1-2,且两个部件均为两状态单元.假设当部件 1-1 正常工作时,备件 1-2 处于备份状态,故障率为 0.其 GO 法模型及其对应的动态贝叶斯网络如图 9 所示.

根据图 9 中的动态贝叶斯网络节点,则系统的故障概率为

$$P_R(2)=P(2(T+\Delta T)=1,1(T+\Delta T)=1\mid 1(T)=1,2(T)=0)=(P_{112}+P_{122})\cdot(P_{212}+P_{222})=\int_T^{T+\Delta T} f_2(t)\,\mathrm{d}t\cdot\left(1-\int_T^{T+\Delta T}\mu_1(t)\,\mathrm{d}t\right) \tag{10}$$

式中:$f_2(t)$ 为备件操作符 1-2 的失效密度函数;$\mu_1(t)$ 为操作符 1-1 的修复密度函数;$P_R(2)$ 为系统故障概率.

3) 维修相关:当可修系统有多个单元同时处于故障状态,而维修工不足,即有些单元在发生故障后不能及时维修.这种相关性定义为维修相关.

假设操作符 1-1、1-2 均有 3 种状态(0—等待维修,1—正常,2—维修),且维修工数为 1,R 为其输出.其 GO 法模型及其对应的动态贝叶斯网络如图 10 所示.

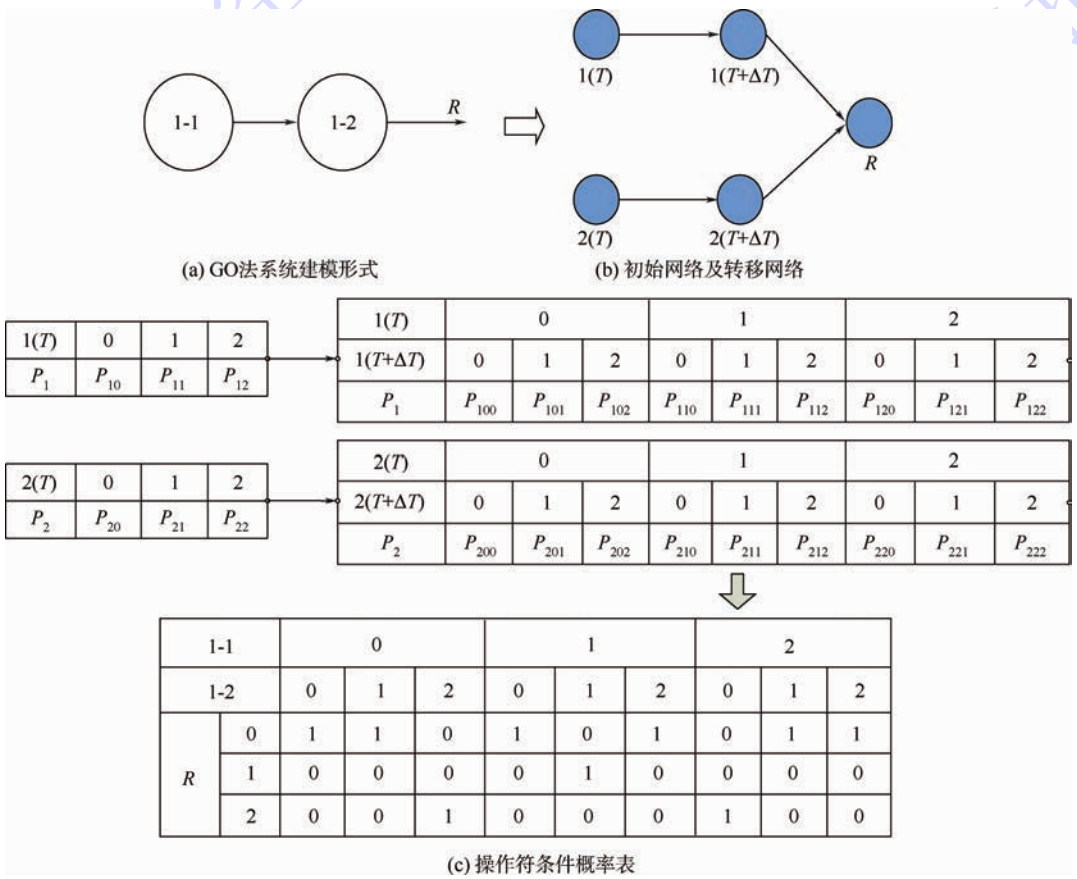


图 8　操作符之间的停工相关

Fig. 8　Shutdown dependence between operators

北航学报 赠阅

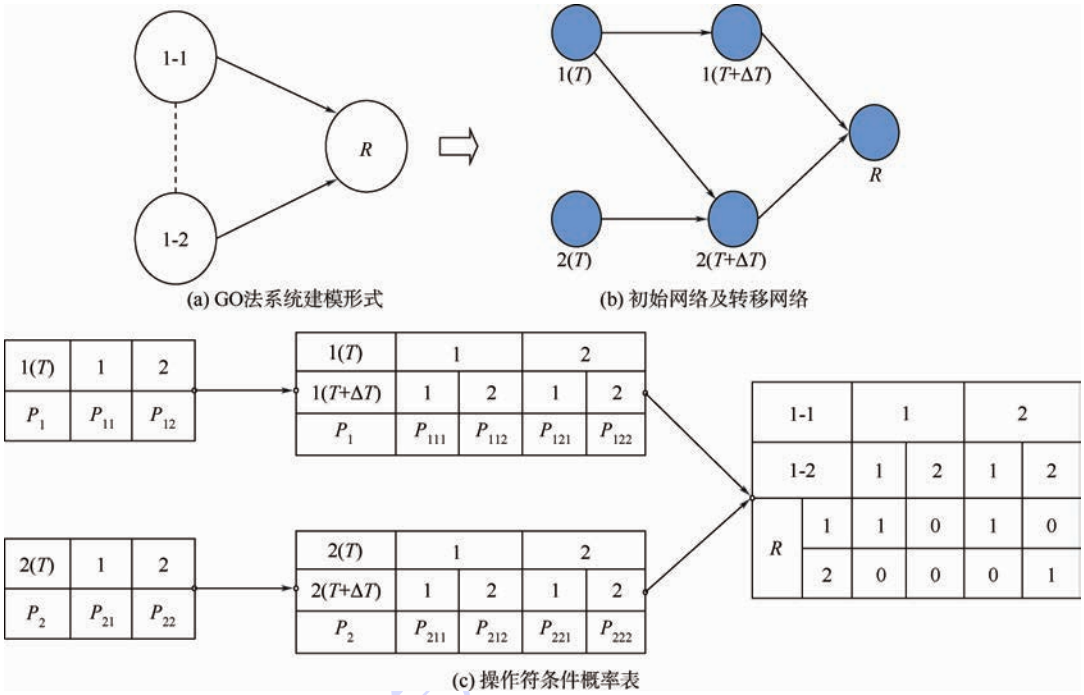


图 9 操作符之间的备用相关

Fig. 9 Standby dependence between operators

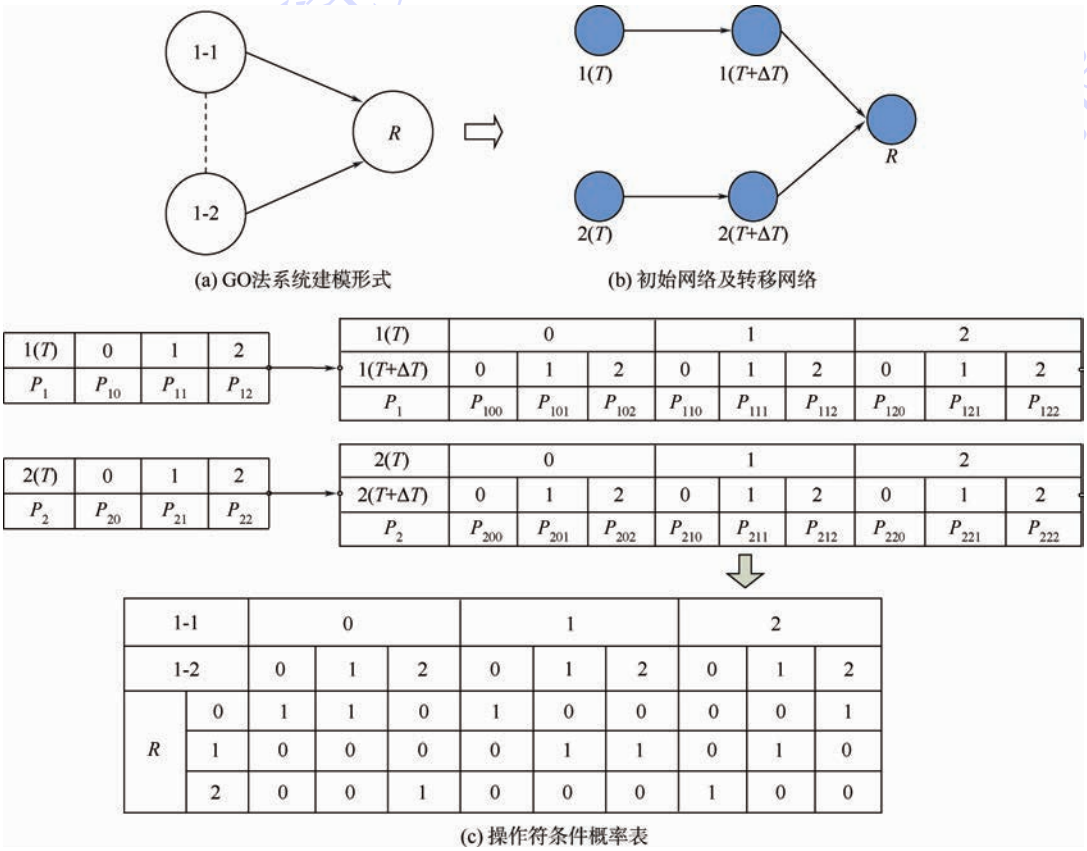


图 10 操作符之间的维修相关

Fig. 10 Repair dependence between operators

根据图 10 中的动态贝叶斯网络节点,则系统的故障概率为

$$P_R(2) = (P_{202} + P_{212} + P_{222}) \cdot (P_{100} + P_{110} + P_{120}) + (P_{102} + P_{112} + P_{122}) \cdot (P_{200} + P_{210} + P_{220}) = \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} \mu_1(t)\,\mathrm{d}t\right) \cdot \int_T^{T+\Delta T} f_2(t)\,\mathrm{d}t + \left(1 - \int_T^{T+\Delta T} \mu_2(t)\,\mathrm{d}t\right) \cdot \int_T^{T+\Delta T} f_1(t)\,\mathrm{d}t \tag{11}$$

北航学报 赠阅

3　案例验证

本节中通过核电站高压注水系统的实际案例来对算法的流程步骤进行详细的描述. 随着传统资源的稀缺,新型能源逐渐成为了全球化的热点. 核能源作为清洁、环保的新型能源已成为各国竞相开发的对象. 而核电站中的高压注水系统是核电站中重要的安全系统之一其作用是向堆芯注入冷却剂,保持反应堆冷却剂的数量,维持堆芯继续冷却,使反应堆中的余热安全转移.

核电站高压注水系统由水箱经过主阀门分两路供水,第一路由 3 个隔离阀、3 个上冲离心泵和 3 个逆止阀组成 3 条支路,经过隔离阀直接向核电站的主回路冷端注水. 另一路由 2 个隔离阀、2 个安全阀和 2 个逆止阀组成 2 条支路,通过隔离阀直接向核电站的主回路热端注水,同时也向主回路冷端注水.

如图 11 所示是核电站高压注水系统的 GO 法建模图,其中的功能操作符均只有两种状态(1—成功,2—故障),要求计算冷端注入(信号流 23)和热端注入(信号流 22)的成功和故障概率. 该 GO 图模型中,信号流 2 输出的第一路的 3 条支路是可修的,其余操作符均不考虑修复问题. 且操作符 18 是 3 取 2 的冗余并联子系统,操作符 19 是 2 取 1 的冗余并联子系统,表 1 列出了可修操作符的可靠性参数,表 2 列出了不可修操作符的可靠性参数.

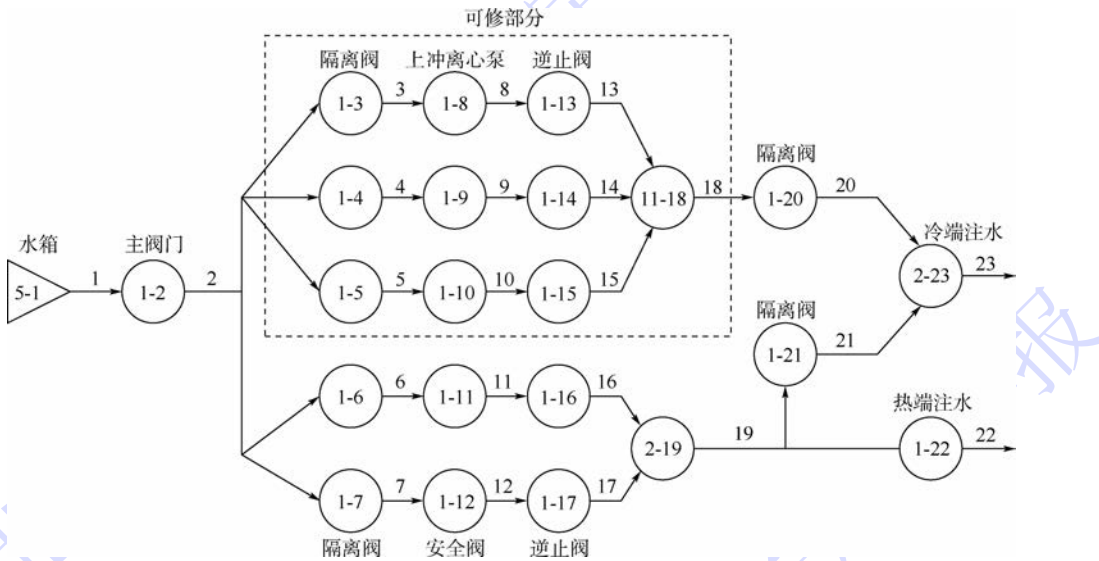


图 11　核电站高压注水系统 GO 图

Fig. 11　High-pressure-water-infusion system GO graph of nuclear power station

表 1　核电站高压注水系统可修操作符数据

Table 1　Repairable operator data of high-pressure-water-infusion system of nuclear power station

编号	类型	单元名称	故障率/a^{-1}	平均维修时间/h
3-5	1	隔离阀 A-E	0.21	8.0
8-10	1	上冲离心泵 A-C	2.80	8.0
13-15	1	逆止阀 A-E	0.08	8.0

注:故障率每年按 8 760 h 计算.

表 2　核电站高压注水系统不可修操作符数据

Table 2　Unrepairable operator data of high-pressure-water-infusion system of nuclear power station

编号	类型	单元名称	故障率/a^{-1}	平均维修时间/h
1	5	水箱	0	
2	1	主阀门	0.38	8.0
6,7	1	隔离阀 D-E	0.21	8.0
11,12	1	安全阀 A-B	2.80	8.0
16,17	1	逆止阀 D-E	1.92	8.0
18	11	冗余 3 取 2	0.08	8.0
19	2	或门		
20,22	1	隔离阀 F-H	0.21	8.0
23	2	或门		

根据第 1.3 节和第 2.4 节中的定量计算,首先对系统中的可修操作符进行动态贝叶斯转换,并对其进行计算,得到可修操作符的动态数据;然后对不可修操作符进行动态贝叶斯转换,最终将整个系统连接成动态贝叶斯网络. 根据 GO 图的结构及其对应的动态贝叶斯网络,通过软件 GeNIe2.0来建立动态贝叶斯网络,利用成熟的贝叶斯网络算法来最终求得系统的成功和失败概率,如图 12 所示.

图 12 中代表设备本身的节点向其本身发出的信号代表操作符本身的状态从初始网络转移到转移网络;其他节点均代表操作符的输入信号.

假设所有部件在初始状态均为正常工作状态,即在初始时刻 $t=0$ h 时,$P_R(1)=1$,$P_R(2)=0$. 输入在$t=1$ h时设备节点的数据,如表 3 所示.

北航学报 赠阅

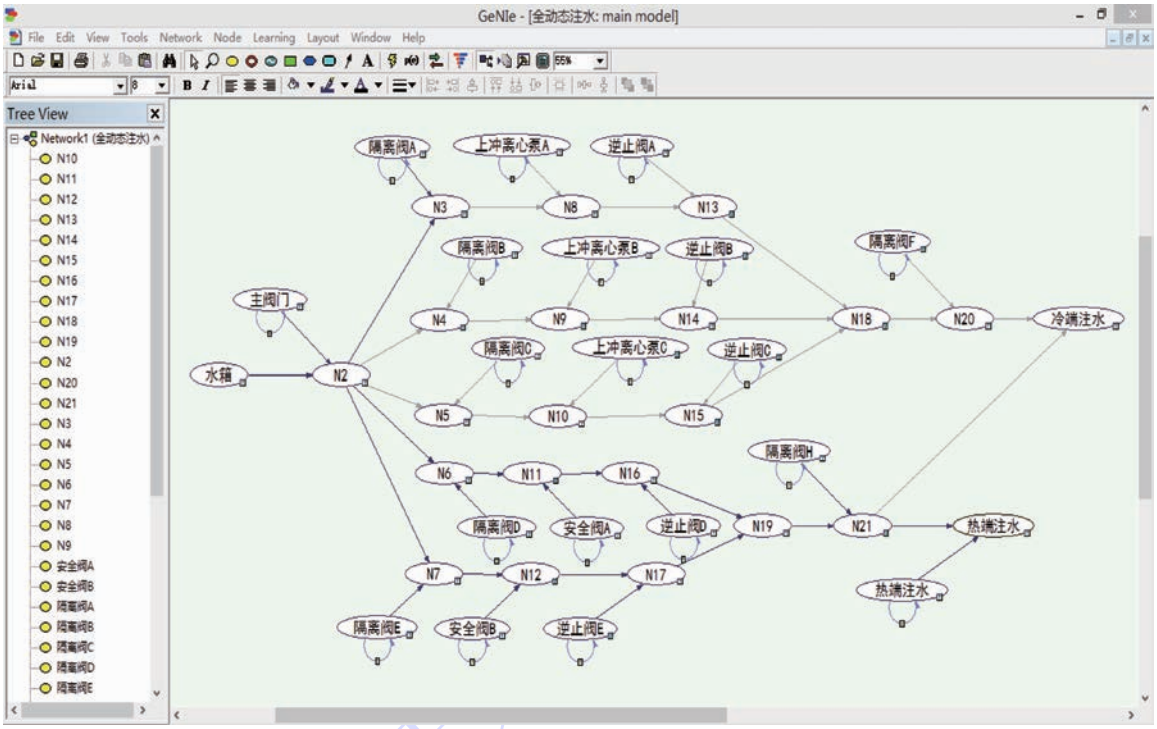


图 12 核电站高压注水系统动态贝叶斯网络转移图

Fig. 12 Dynamic Bayesian network transition diagram of high-pressure-water-infusion system of nuclear power station

表 3 核电站高压注水系统部件动态贝叶斯网络节点概率

Table 3 Components of high-pressure-water-infusion system of nuclear power station and their probability of DBN nodes

操作符名称	$t=0$ h	$t=1$ h	
		$P_R(1)$	$P_R(2)$
主阀门	$P_R(1)$	0.999 957	0.000 043
	$P_R(2)$	0	1
隔离阀 D-E	$P_R(1)$	0.999 976	0.000 024
	$P_R(2)$	0	1
安全阀 A-B	$P_R(1)$	0.999 781	0.000 219
	$P_R(2)$	0	1
逆止阀 D-E	$P_R(1)$	0.999 990	0.000 010
	$P_R(2)$	0	1
隔离阀 F-H	$P_R(1)$	0.999 976	0.000 024
	$P_R(2)$	0	1
隔离阀 A-C	$P_R(1)$	0.999 976	0.000 024
	$P_R(2)$	0.882 5	0.117 5
上冲离心泵 A-C	$P_R(1)$	0.999 680	0.000 320
	$P_R(2)$	0.882 5	0.117 5
逆止阀 A-C	$P_R(1)$	0.999 99	0.000 01
	$P_R(2)$	0.882 5	0.117 5

将表 3 中的数据填入到软件中，最终计算出核电站高压注水系统冷端和热端的动态可用度如图 13 所示，并且计算在 $t=500$ h 时系统输出的可靠性数据，如表 4 所示.

由图 13 可见，系统的可用度随着时间逐渐减低，且由于不可修操作符的存在，其在故障后无法进行修复，使得系统可用度无法最终达到一个稳态值.

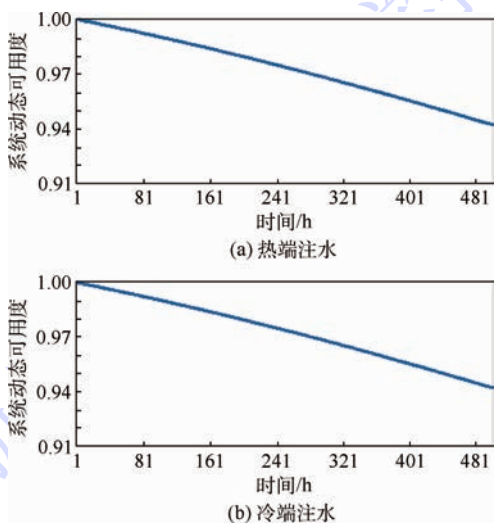


图 13 核电站高压注水系统动态可用度

Fig. 13 Dynamic availability of high-pressure-water-infusion system of nuclear power station

表 4 核电站高压注水系统可靠性参数结果($t=500$ h)

Table 4 Results of high-pressure-water-infusion system reliability parameters of nuclear power station($t=500$ h)

系统可靠性参数	热端注水	冷端注水
工作概率	0.942 161	0.953 521
停工概率	0.057 839	0.046 479
故障率 $\lambda/10^{-4}$	0.433 90	0.683 66
平均工作时间 MTBF/h	23 046.6	14 627.1

北航学报 赠阅

4　结　论

本文提出了基于动态贝叶斯网络的 GO 法可修系统新算法,给出了基于动态贝叶斯网络的可修 GO 法定量计算公式,并对可修操作符的动态相关性进行了定量计算,最后通过核电站高压注水系统的案例来说明算法的应用流程,经验证表明:

1) 新算法无需考虑共有信号问题,可根据系统的组成结构直接将操作符转换成为动态贝叶斯网络模型.

2) 新算法可通过成熟的贝叶斯网络软件对可修复操作符直接进行定量求解.

3) 新算法计算简便且转换过程简单直观,易于理解,便于 GO 法在工程中的推广应用.

参考文献(References)

[1] Shen Z P, Gao J, Huang X R. A new quantification algorithm for the GO methodology[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2000, 67(3): 241-247.

[2] 沈祖培,黄祥瑞. GO 法原理及应用:一种系统可靠性分析方法[M]. 北京:清华大学出版社,2004:14-40.
Shen Z P, Huang X R. Principle and application of GO methodology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004: 14-40 (in Chinese).

[3] Shen Z P, Wang Y, Huang X R. A quantification algorithm for a repairable system in the GO methodology[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2003, 80(3): 293-298.

[4] Weber P, Jouffe L. Reliability modelling with dynamic Bayesian network[C]//5th IFAC Symposium on Fault Detection Supervision and Safety of Technical Processes. Washington, D. C.: Elsevier Science, 2003.

[5] Boudali H, Dugan J B. A new Bayesian network approach to solve dynamic fault trees[C]//51st Annual Reliability and Maintainability Symposium, RAMS 2005: The International Symposium on Product Quality and Integrity. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 451-456.

[6] Portinale L, Raiteri D C, Montani S. Supporting reliability engineers in exploiting the power of dynamic Bayesian networks[J]. International Journal of Approximate Reasoning, 2009, 51(2): 179-195.

[7] 周忠宝,马超群,周经伦,等. 基于动态贝叶斯网络的动态故障树分析[J]. 系统工程理论与实践,2008,2(2):35-42.
Zhou Z B, Ma C Q, Zhou J L, et al. Dynamic fault tree analysis based on dynamic Bayesian networks[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2008, 2(2): 35-42 (in Chinese).

[8] 苏傲雪,范明天,李仲来,等. 基于动态贝叶斯网络的配电系统可靠性分析[J]. 华东电力,2012,11(11):1912-1915.
Su A X, Fan M T, Li Z L, et al. Reliability analysis of distribution system based on dynamic Bayesian network[J]. East China Electric Power, 2012, 11(11): 1912-1915 (in Chinese).

[9] 姚成玉,陈东宁,王斌. 基于 T-S 故障树和贝叶斯网络的模糊可靠性评估方法[J]. 机械工程学报,2014,50(2):193-201.
Yao C Y, Chen D N, Wang B. Fuzzy reliability assessment method based on T-S fault tree and Bayesian network[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(2): 193-201 (in Chinese).

[10] 周忠宝,董豆豆,周经伦. 贝叶斯网络在可靠性分析中的应用[J]. 系统工程理论与实践,2006,6(6):95-98.
Zhou Z B, Dong D D, Zhou J L. Application of Bayesian networks in reliability analysis[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2006, 6(6): 95-98 (in Chinese).

[11] 邓鑫洋,邓勇,章雅娟,等. 一种信度马尔科夫模型及应用[J]. 自动化学报,2012,38(4):666-668.
Deng X Y, Deng Y, Zhang Y J, et al. A belief Markov model and its application[J]. Acta Automatica Sinica, 2012, 38(4): 666-668 (in Chinese).

[12] Druzdzel M J. SMILE: Structural modeling, inference, and learning engine and GeNIe: A development environment for graphical decision-theoretic models[C]//Proceedings of the National Conference on Artificial Intelligence. Orlando, Florida: AAAI/IAAI, 1999: 900-901.

[13] Doguc O, Ramirez-Marquez J E. An automated method for estimating reliability of grid systems using Bayesian networks[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2012, 104(1): 96-105.

[14] Chu B B. GO methodology: Overview manual, EPRI NP-3123[R]. Kansas City: Electric Power Research Institute, 1983: 125-130.

[15] 李海军. 贝叶斯网络理论在装备故障诊断中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2009:60-82.
Li H J. Application of Bayesian network in fault diagnosis of military equipment[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 60-82 (in Chinese).

[16] Mi J, Li Y, Huang H Z, et al. Reliability analysis of multi-state systems with common cause failure based on Bayesian networks[C]//Proceedings of 2012 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1117-1121.

[17] 马德仲,周真,于晓洋,等. 基于模糊概率的多状态贝叶斯网络可靠性分析[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(12):2607-2611.
Ma D Z, Zhou Z, Yu X Y, et al. Reliability analysis of multi-state Bayesian networks based on fuzzy probability[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(12): 2607-2611 (in Chinese).

[18] 周忠宝. 基于贝叶斯网络的概率安全评估方法及应用研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006.
Zhou Z B. Research on methods and application of probabilistic safety assessment based on Bayesian networks[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006 (in Chinese).

[19] 刘林林,任翌,王自力,等. 基于贝叶斯网络的 GO 法模型算法[J]. 系统工程与电子技术,2015,37(1):212-218.
Liu L L, Ren Y, Wang Z L, et al. Algorithm based-on Bayesian networks for GO methodology[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(1): 212-218 (in Chinese).

北航学报 赠阅

Algorithm based-on dynamic Bayesian networks for repairable GO methodology model

FAN Dongming, REN Yi*, LIU Linlin, LIU Shuzheng, FAN Jian, WANG Zili

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

Abstract: GO methodology was an effective method of evaluating the reliability and the security of complex systems. Besides the capability to describe the sequence characteristics of multi-states, GO methodology was also capable of expressing complex dynamic repair behavior of the systems. For GO methodology models whose systems containing the dynamic repairable characteristic, a new algorithm based on the Bayesian networks was presented. The algorithm firstly mapped the repairable and unrepairable operators into dynamic Bayesian networks, and then mapped the whole model into Bayesian networks software to solve the problem. With the support of the mature algorithm and software, this new algorithm is capable not only of figuring out the curves of reliability that is changed over time but also the reliability index on the determined time point without caring about the shared signals. This new algorithm based on the Bayesian networks theory is governed by unified simple rules and it is quite convenient to apply in engineering.

Key words: GO methodology; dynamic Bayesian networks; repairable model; reliability modelling; model algorithm

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.1001-5965.2014.0769

小攻角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响

靖振荣[1], 孙朋朋[1], 黄章峰*[1,2]

(1. 天津大学 力学系, 天津 300072; 2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000)

摘 要: 攻角是影响后掠机翼边界层横流稳定性的关键参数之一. 以 NACA0012 翼型为研究对象,通过求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程计算了展向无限长后掠机翼的基本流场;通过求解 Orr-Sommerfeld 方程得到了扰动波的中性曲线及增长率演化曲线,基于线性稳定性理论(LST)研究了攻角对后掠机翼边界层流动稳定性的影响;最后采用转捩预测 eN 方法进行了转捩预测. 研究发现,扰动波的增长在背风面受到抑制,在迎风面受到增强;转捩首先发生在迎风面,当扰动速度为来流速度的 0.05% 时,转捩发生的 N 值在 6 左右,转捩发生的位置在 0.1 ~ 0.2 个弦长之间.

关 键 词: 攻角; 后掠机翼; 流动稳定性; 转捩; eN 方法
中图分类号: V211.1+9; O357.4+1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2015)11-2177-07

全下文载

机翼作为航空飞行器上产生升力的重要部件之一,其设计的水平很大程度上决定了飞机性能的优劣. 在飞机飞行阻力中,摩擦阻力是一个重要的组成部分. 对于亚声速飞机,表面摩擦阻力占总阻力的 50% 左右[1]. 使飞机在飞行时机翼表面尽可能长地保持层流状态是降低摩擦阻力的最有效的办法之一. 因此,深入研究转捩机理、预测转捩位置、防止或推迟转捩对机翼的优化设计和气动减阻有着十分重要的意义.

飞机一般采用后掠机翼,其目的是提高飞行的临界马赫数、克服因接近音速飞行而急剧增大的空气阻力、提高飞行稳定性. 在后掠机翼头部边界层内,由于压力梯度和后掠角的共同作用,使得与势流方向相垂直的方向有速度分量,称为横流[2]. 横流失稳是引起后掠机翼边界层流动转捩的主要因素[3]. 攻角是指机翼翼弦与自由来流方向的夹角,是机翼产生升力的主要因素之一,一般不为零. 因此,有攻角的后掠翼成为人们的研究热点.

在国外,Boltz 等[4]在低湍流风洞中对后掠机翼边界层进行了研究,发现随着攻角的减小,同一位置出现转捩所需的雷诺数逐渐增大,转捩提前发生在机翼的迎风面. Haynes[5]采用非线性抛物化方程(NPSE)研究了横流涡的非线性特性和扰动幅值饱和特性,发现在小攻角下,横流扰动波的流向增长范围随着攻角的增加几乎呈线性增长. Dagenhart 和 Saric[6]实验发现 -4° 攻角的 NLF(2)-0415后掠机翼会产生较合适的压力梯度,对 Tollmien-Schlichting(T-S)波有稳定作用,对横流涡的增长却有促进作用,采用 eN 方法预测的转捩位置的 N 值范围为 6.4 ~ 6.8. Reibert 和 Saric[7]对后掠机翼边界层横流失稳及转捩的实验研究进行了综述. Bushnell 等[8]总结了线性理论预测转捩位置的成果,认为在粗糙度和背景湍流度较小时,eN 方法可以应用到马赫数、攻角、压力梯度、后掠变化等情况,而且当来流湍流度小于

收稿日期: 2014-12-08; **录用日期**: 2015-01-23; **网络出版时间**: 2015-04-02 11:44
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1144.011.html
基金项目: 国家自然科学基金(11332007); 空气动力学国家重点实验室开放课题(SKLA201401)
作者简介: 靖振荣(1992—),男,河北邯郸人,硕士研究生,zrjing@tju.edu.cn
* **通讯作者**: 黄章峰(1977—),男,湖南宜章人,副教授,hzf@tju.edu.cn,主要研究方向为流动稳定性、转捩及湍流、直接数值模拟.

引用格式: *靖振荣, 孙朋朋, 黄章峰. 小攻角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2177-2183. Jing Z R, Sun P P, Huang Z F. Effect of attack angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2177-2183 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

0.05% 时转捩对应的 N 值为 9 ~ 11. Arnal 等[9]利用 eN 方法研究了有无抽吸时的后掠翼的转捩，发现当横流转捩占主导时，N 值为 6 ~ 10，并且抽吸可以减小 N 值.

在国内，孙朋朋和黄章峰[10]研究了后掠角对横流不稳定性的影响，发现在机翼头部靠近前缘位置，后掠角为 45°时横流强度最强，驻波（$\omega = 0°$）在后掠角为 30° ~ 45°时不稳定区域的范围最大. 李峰等[11]采用数值模拟方法研究了低速大攻角下机翼的绕流特性，发现在某些马赫数和攻角下NACA0012翼型的湍流解具有周期性. 吴鋆、等[12-13]采用实验方法研究了攻角对翼型绕流结构的影响，发现分离点和分离剪切层形成旋涡的位置随迎角的增大而向上游移动，同时翼型上表面流动分离后形成的回流区尺寸随着翼型迎角的增加而增大. 袁湘江等[14]采用直接数值模拟（DNS）和线性稳定性（LST）分析方法，对高超声速小攻角钝锥边界层的失稳机制和转捩特点进行了研究，发现攻角为 2°的高超声速钝锥边界层存在多支不稳定模态. 对于机翼边界层稳定性问题，王斌等[15]采用风洞试验研究了攻角对后掠机翼转捩位置的影响，发现机翼上表面转捩位置随着攻角的增大而前移，当达到某一攻角时，转捩快速接近前缘.

因此攻角对横流的产生和演化都有很大的影响，而且在后掠机翼头部的迎风面与背风面边界层内的压力梯度有所不同，攻角对迎风面和背风面的横流稳定性影响也将不同. 本文以适航的后掠机翼为研究对象，在给定后掠角及雷诺数的情况下，结合数值模拟和线性稳定性理论，研究不同攻角对后掠机翼边界层在机翼迎风面和背风面的流动稳定性的影响，并采用转捩预测的 eN 方法进行转捩预测，为机翼的优化减阻设计提供借鉴和参考.

1 数值计算方法

采用有限体积法，求解三维可压缩无量纲 Navier-Stokes 方程：

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t} + \frac{\partial \boldsymbol{E}}{\partial x} + \frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial y} = \frac{\partial \boldsymbol{E}_{\mathrm{v}}}{\partial x} + \frac{\partial \boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}}{\partial y} \tag{1}$$

式中：t 为时间；x 和 y 为流向和法向坐标；$\boldsymbol{U}$ 为守恒型通量，由密度、3 个方向的速度（流向、法向和展向）和温度组成；$\boldsymbol{E}$ 和 $\boldsymbol{F}$ 为非线性项通量，其中包含压力项；$\boldsymbol{E}_{\mathrm{v}}$ 和 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}$ 为黏性项通量[16]. 由于机翼在展向无限长，因此机翼和流动在不同的展向位置均相同，其在展向的导数恒为零.

无量纲黏性系数 μ 由 Sutherland 关系式确定：

$$\mu = T^{3/2}\frac{1 + C}{T + C} \tag{2}$$

式中：T 为温度；$C = 110.4/T_\infty$，T_∞ 为来流温度.

数值计算中，时间导数采用 LU-SGS 离散；对流项采用 Steger-Warming 格式进行通量分裂，采用 3 阶 WENO 格式进行重构. 网格外边界采用远场边界条件；壁面采用无滑移绝热边界条件；展向采用周期边界条件.

得到基本流场后，将 Navier-Stokes 方程写成扰动形式，并进行线化就得到了经典的 Orr-Sommerfeld 方程. 采用 2 点 4 阶的 Malik 差分法，将 Orr-Sommerfeld方程离散后得到特征关系式：

$$L(\alpha, \beta, \omega, f)\varphi = 0 \tag{3}$$

式中：α 和 β 分别为扰动在流向和展向波数；ω 为扰动频率；f 为与基本流有关的量. 对于空间模式；β、ω 为实数，α 为复数，其虚部 $-\alpha_i$ 为扰动的增长率. 给定 β、ω 及 f，采用 Mueller 法，就可以求出特征值 α 和特征函数 φ. 通过变动 β、ω 及 f 使 $\alpha_i = 0$，即扰动的增长率为零，从而得到中性曲线. 对结果进行稳定性分析，进而采用转捩预测 eN 方法进行预测[17].

2 计算模型和条件

采用 NACA0012 模型，弦长 1 m，后掠角取 25°. 计算模型坐标示意图如图 1 所示. 其中 x、y、z 为直角坐标，η、ξ 为贴体坐标；Λ 为后掠角；$\bar{U}$、$\bar{V}$ 为贴体坐标下的速度分量；$\bar{U}_{\mathrm{t}}$ 为势流方向速度；$\bar{W}_{\mathrm{t}}$ 为横流速度. 选取高空 10 km 处气体参数作为参考量，温度为223.3 K，来流马赫数为 0.7，单位雷诺数为 5.945×10^6/m. 攻角 α 选取 0°、1°、2°、3°、4°、5°. 若无注明，文中的量均为无量纲量，其中速度用来流速度 U_∞ 无量纲化，长度采用1mm

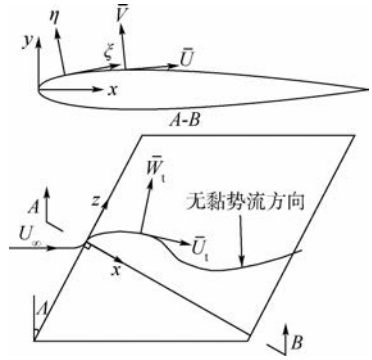


图 1 计算模型坐标示意图

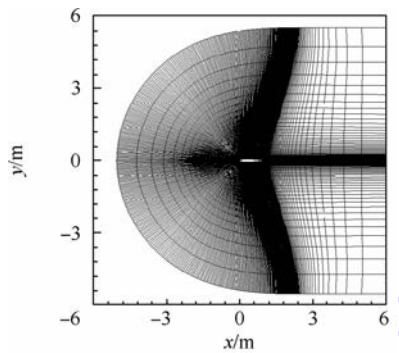
Fig. 1 Sketch map of the model coordinate

北航学报 赠阅

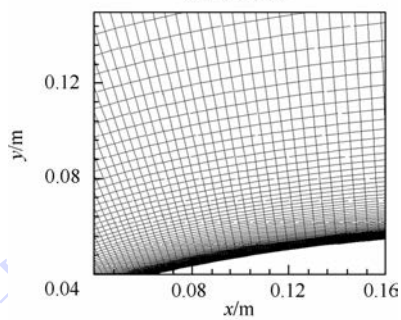
无量纲化,相应的无量纲雷诺数为 5 945.

计算域及网格如图 2 所示. 其中,x 方向为机翼弦长方向,y 方向为机翼法向方向. 机翼流向网格最小间距小于0.1 mm,法向上一个边界层内布有 200 个点以上,法向网格最小间距小于 0.01 mm.

对韩步璋等[18]实验工况的基本流进行数值模拟,得到的压力系数与实验结果的对比如图 3 所示. 可以看出,计算结果与实验结果符合得很好,说明本研究计算的结果可靠.



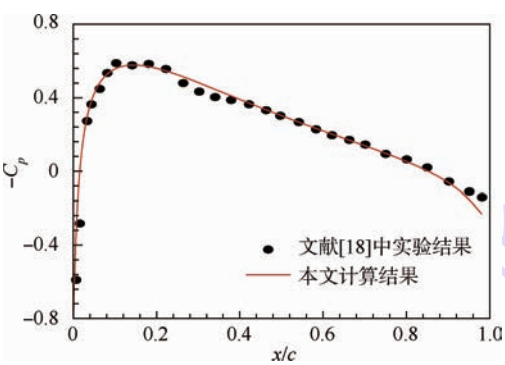
(a) 整体网格



(b) 局部网格

图 2　计算网格示意图

Fig. 2　Sketch map of the computational domain



c—机翼弦长.

图 3　压力系数沿弦长方向分布

Fig. 3　Distribution of pressure coefficient along chord

图 4 给出了在横流坐标系下,21.6 万、40 万、60 万 3 种网格模型在不同位置处的横流速度剖面,其中,$\bar{U}_e$ 为边界层外沿处的势流速度,方向与边界层外沿势流方向垂直. 可以看出,3 种网格模型计算得到的结果基本一致,说明模型网格已经够密.

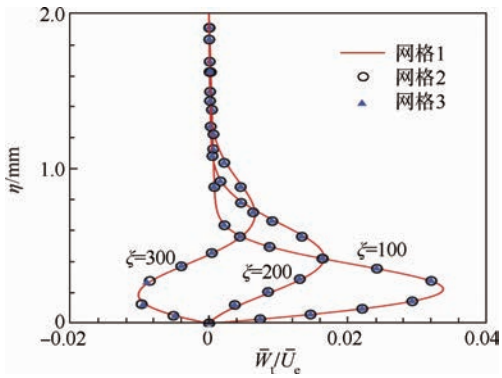


图 4　横流速度剖面

Fig. 4　Profile of the crossflow velo city

3　数值结果分析

3.1　基本流分析

图 5 给出了不同攻角情况下机翼的压力系数曲线. 从曲线中可以看出,随着攻角的增大,机翼两侧面的压力系数之差逐渐增大,说明产生的升力逐渐增加. 当攻角 α 为 4° 和 5° 时,在 x/c = 0.1 ~ 0.3 位置,机翼背风面压力系数出现突降现象. 这是由于当攻角 $\alpha \geqslant 4°$ 时,在机翼的背风面一定范围内会有激波出现[18].

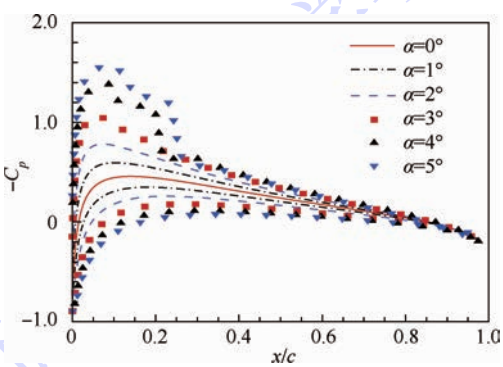


图 5　不同攻角下的压力系数

Fig. 5　Pressure coefficients with different attack angles

选取数值模拟计算的流场截面,建立新的坐标系:ξ 的大小定义为在翼型剖面上距离翼型前缘的壁面弧长距离,方向沿翼型剖面的弧线方向;η 的大小定义为该点到壁面的距离,方向与壁面法向方向相同. 重新划分网格并加密处理,得到可用于稳定性分析的基本流场.

图 6(a)和图 6(b)分别给出了不同攻角工况下,在 ξ = 100 位置处迎风面和背风面的流向速度剖面. 由图可知,随着攻角的增大,边界层附近的流向速度在迎风面逐渐减小,在背风面逐渐增大. 在 $\eta > 1$ 处流向速度都接近于常值. 在迎风面边界层

北航学报 赠阅

中流向速度小于背风面边界层中的流向速度.

图 7(a)和图 7(b)对比了迎风面和背风面在横流坐标系下,不同攻角工况时 $\xi=100$ 位置处的横流速度剖面. 可以看出,横流速度在其拐点处达到峰值,且随着攻角的增大,峰值的大小在迎风面逐渐增大,在背风面逐渐减小. 攻角不为零时,迎风面的横流速度大于背风面的横流速度. 在迎风面,横流速度的峰值均在 $\eta=0.2$ mm 位置左右,而在背风面,横流速度的峰值所在位置随着攻角的增加而增加.

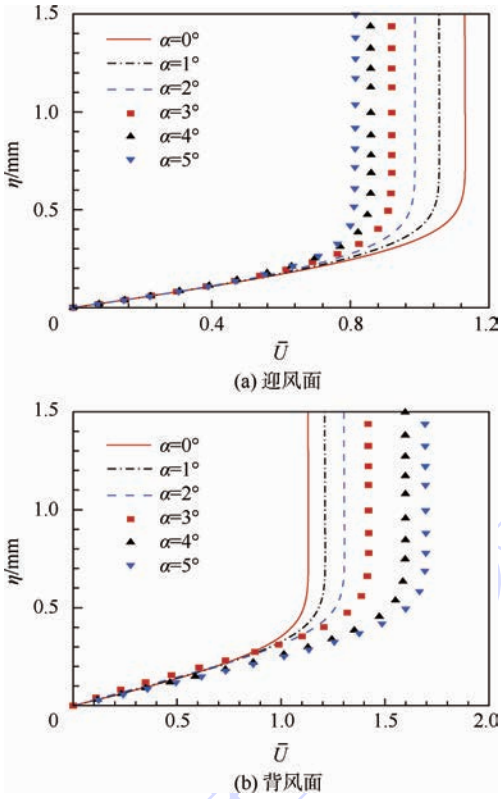


图 6 在 $\xi=100$ 处的流向速度 $\bar{U}$ 剖面

Fig. 6 Profile of flow velocity $\bar{U}$ at $\xi=100$

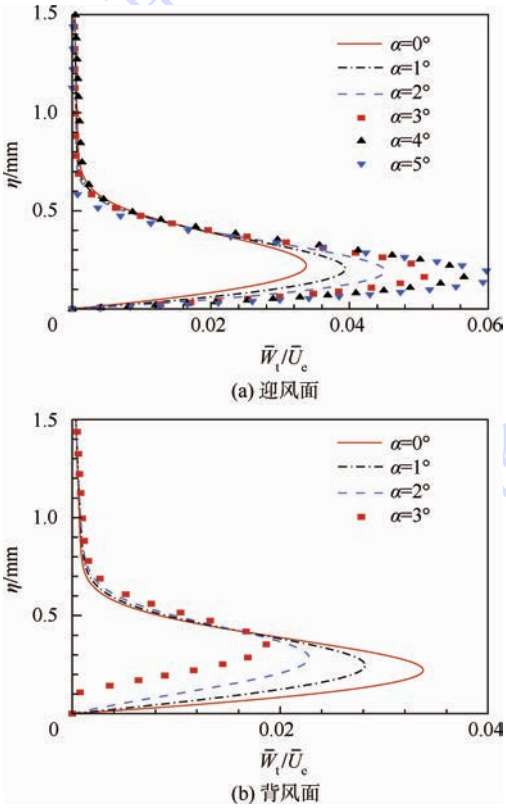


图 7 在 $\xi=100$ 处横流速度剖面

Fig. 7 Profile of crossflow velocity at $\xi=100$

3.2 中性曲线

图 8(a)和图 8(b)给出了背风面和迎风面在不同攻角情况下,展向波数 $\beta=3$ 的扰动波在(ξ,ω)的中性曲线(ω 为扰动频率). 可以看出,在迎风面,随着攻角的增大,展向波数 $\beta=3$ 的扰动波的中性曲线的流向范围逐渐增大. 频率较大的扰动波对攻角的变化不太敏感,而频率较小的扰动波受到攻角的影响很大,而且对于攻角小于 4°的小攻角,中性曲线在流向的最大位置随着攻角的增加而线性增加,与 Haynes[5] 的结果一致. 在背风面,中性曲线的流向范围随攻角的增大而减小,而且中性曲线在流向的最大位置随着攻角的增加而线性减小. 随着攻角的增加,在背风面出现了高频的不稳定波. 迎风面和背风面在(ξ,ω)平面上的中性曲线与 ξ 坐标轴都有交点,而且不同的攻角时交点的位置不同,这说明不稳定区域存在频率 $\omega=0$ 的驻波,而且攻角对驻波的稳定性影响很大.

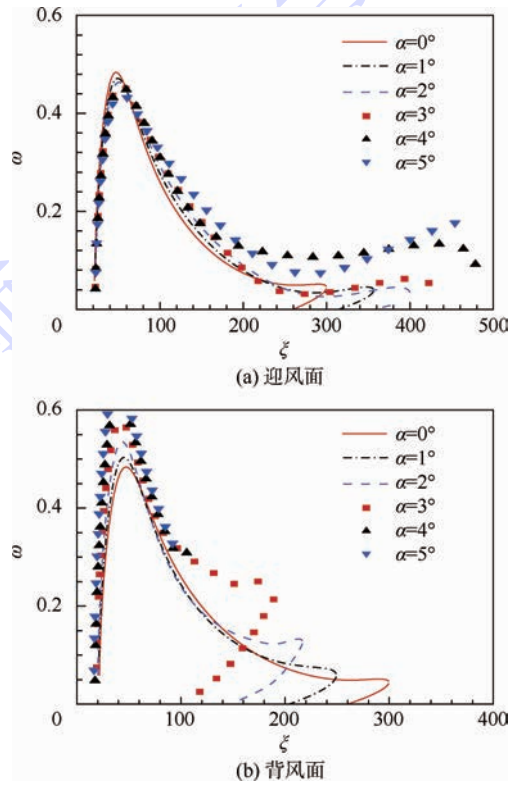


图 8 中性稳定曲线($\beta=3$)

Fig. 8 Neutral stability curves ($\beta=3$)

北航学报 赠阅

图 9(a)和图 9(b)给出了迎风面和背风面在不同攻角下驻波($\omega=0$)在(ξ,β)平面上的中性曲线.可以看出,展向波数β较大的驻波的流向增长区域随攻角的增大变化较小,而展向波数较小的波($1<\beta<4$)的流向增长区域随攻角的增大变化较大.随着攻角的增大,迎风面驻波的流向增长区域逐渐增大,背风面驻波的流向增长区域逐渐减小,且在迎风面的增长范围大于背风面.说明相对于背风面,迎风面更不稳定.类似(ξ,ω)平面上的中性曲线,小攻角时(ξ,β)平面上迎风面/背风面的中性曲线在流向的最大位置随着攻角的增加而线性增加/减小.

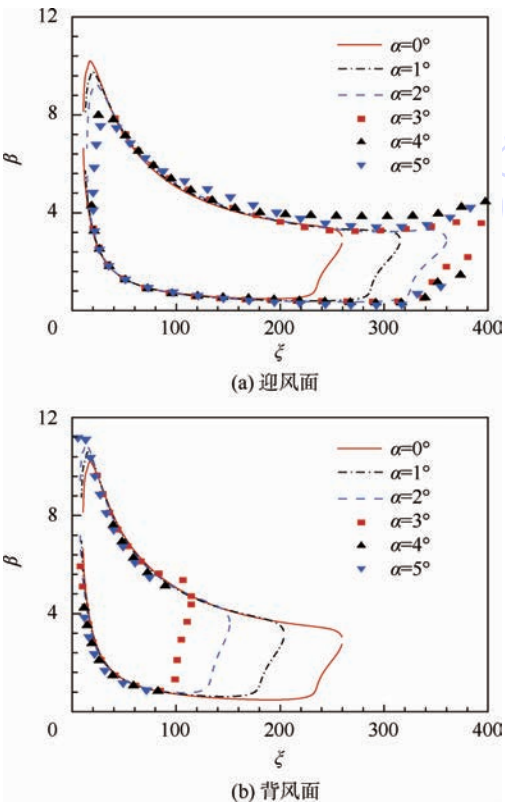


图 9　中性稳定曲线($\omega=0$)

Fig. 9　Neutral stability curves ($\omega=0$)

3.3　N 值曲线及转捩预测

图 10 给出了迎风面和背风面在不同攻角工况下采用转捩预测 eN 方法计算的 N 值曲线.可以看出,迎风面的 N 值相比背风面增长较快,且在迎风面的 N 值要远大于背风面的 N 值.对比可知,当机翼攻角不为零时,扰动波在迎风面的N值最大,说明扰动波在迎风面传播时被放大的倍数最大.如图 10 所示,当机翼攻角为 3°时,扰动波的N值可达到 10,即扰动波可被放大 e^{10} 倍(约 2.2 万倍),表明迎风面更容易发生转捩.

攻角增大时,在迎风面,来流速度方向与迎风面壁面切线方向的夹角增大,气流在壁面附近的偏转角也增大,因此气流沿着流向的速度减小,更多的流体流向展向方向,导致迎风面的横流速度增强,而在背风面反之.从图 6 可以看出,随着攻角的增加,迎风面的流向速度逐渐减小,而背风面的流向速度逐渐增大,从图 7 可以看出随着攻角的增加,迎风面的横流速度明显增大,而背风面的横流速度明显减小.横流不稳定性是由于拐点产生的,其不稳定性的强度与横流速度的最大值及其位置息息相关.横流速度的最大值越大,横流不稳定性越强.图 8 和图 9 中迎风面的中性曲线范围所包含的面积要大于背风面,而且图 10 中迎风面的 N 值要明显大于背风面的 N 值,说明相对于背风面,迎风面更不稳定.

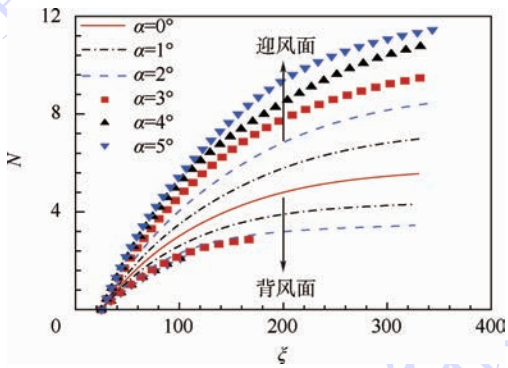


图 10　eN 方法的 N 值曲线

Fig. 10　N factor in eN method

图 11 为在不同位置处,扰动波 N 值随攻角的变化曲线,其中攻角为正值表示为迎风面,攻角为负值表示为背风面.可以看出,在同一位置处迎风面的 N 值随着攻角的增大而增大,背风面的 N 值随攻角的增大而减小.这说明在攻角不为零的情况下,扰动波的增长在迎风面得到了加强,在背风面受到抑制.攻角的大小与扰动波受到增强和抑制的程度有关,攻角越大,扰动波受到抑制和得到加强的程度越大.

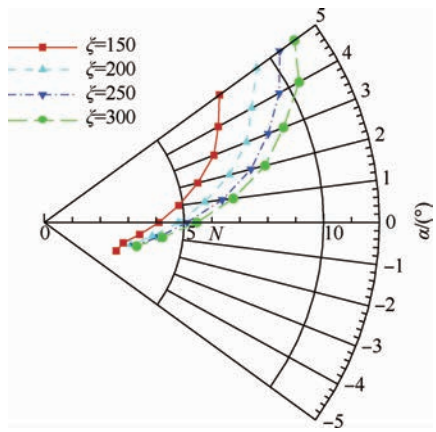


图 11　N 值随攻角的变化曲线

Fig. 11　Curves of N factor changing with attack angle

北航学报 赠阅

研究表明,当扰动波的无量纲幅值达到来流的 20% 就会发生转捩[19]. 因此当飞行器在空中飞行时,机翼边界层流动中扰动的初始幅值 A_0 的大小对流动能否转捩有着极其重要的影响. 图 12 给出了不同攻角下 ξ 位置处发生转捩时的初始位置处($\xi=25$)的扰动幅值 A_0. 可以看出,随着攻角的增大,迎风面引起转捩所需的初始扰动幅值逐渐减小,说明转捩越容易发生;而在背风面,随攻角的增大引起转捩所需的初始扰动幅值逐渐增大,说明转捩越难以发生.

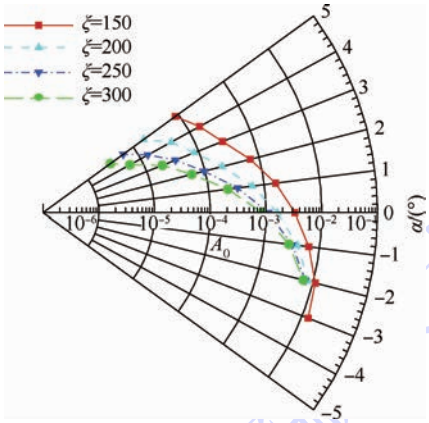


图 12 初始扰动幅值 A_0 随攻角的变化曲线

Fig. 12 Curves of amplitude A_0 changing with attack angle

在工程应用中,判断转捩发生的预设值需要由实验测得并需要进一步假定. 若采用 eN 方法计算的扰动的 N 值达到预设值时,则认为转捩发生了. 根据图 13 给出了当计算的扰动波的 N 值达到预设值发生转捩的位置. 可以看出,随着攻角的增大迎风面转捩位置向机翼前缘移动,背风面则与之相反.

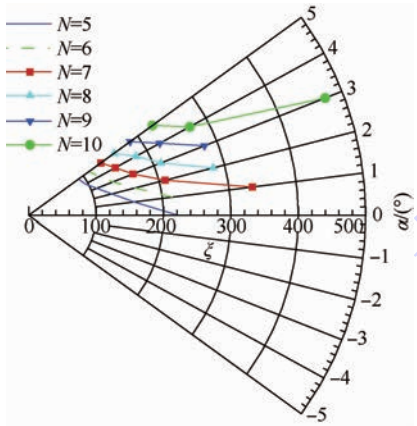


图 13 转捩位置 ξ 随攻角的变化曲线

Fig. 13 Curves of transition position ξ changing with attack angle

本文的来流参数选取为高空 10 km 处,来流马赫数为 0.7,预计来流中扰动速度约为0.1 m/s(约为来流速度的 0.05%),当扰动波的无量纲幅值达到来流的 20% 就会发生转捩[19],因此预计转捩发生的 N 值为 6 左右. 从图 13 可以看出,此时转捩发生的位置在 0.1 ~ 0.2 个弦长之间. 实际发生的转捩位置与来流扰动的幅值息息相关.

4 结 论

在采用数值模拟方法得到无限展长后掠机翼基本流场的基础上,通过求解 O-S 方程,研究了攻角对后掠机翼边界层稳定性的影响并进行了转捩预测,得到结论如下:

1) 随着攻角的增大,流向速度在迎风面逐渐减小,而横流速度线性增大,在背风面反之.

2) 攻角对中性驻波的展向波数影响较小,但是驻波的中性曲线在流向的最大位置对攻角很敏感,在迎风面/背风面随着攻角的增加呈线性增加/减小.

3) 扰动波的增长在迎风面得到加强,在背风面受到抑制.

4) 迎风面转捩最容易发生,随着攻角的增大,转捩位置向机翼前缘移动.

5) 当扰动速度为来流速度的 0.05% 时,转捩发生的 N 值在 6 左右,转捩发生的位置在 0.1 ~ 0.2 个弦长之间.

参考文献 (References)

[1] Joslin R D. Overview of laminar flow control[M]. Virginia: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1998.

[2] 周恒,赵耕夫. 流动稳定性[M]. 北京:国防工业出版社, 2004:157-158.
Zhou H, Zhao G F. Hydrodynamic stability[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004:157-158(in Chinese).

[3] 吴永健. 横流不稳定性实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2002.
Wu Y J. Experimental study on crossflow instabilities in the boundary-layer of swept wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002(in Chinese).

[4] Boltz F W, Kenyon G C, Allen C Q. Effects of sweep angle on the boundary-layer stability characteristics of an untapered wing at low speeds, Technical Note: D-338[R]. Moffett Field: National Aeronautics and Space Administration, 1960.

[5] Haynes T S. Nonlinear stability and saturation of crossflow vortices in swept-wing boundary layers[D]. Tempe: Arizona State University, 1996.

[6] Dagenhart J R, Saric W S. Crossflow stability and transition experiments in swept-wing flow[M]. Virginia: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1999:1,7.

[7] Reibert M S, Saric W S. Review of swept-wing transition, AIAA-

北航学报 赠阅

1997-1816[R]. Reston:AIAA,1997.

[8] Bushnell D M,Malik M R,Harvey W D. Transition prediction in external flows via linear stability theory[C]//Symposium Transsonicum Ⅲ. Berlin Heidelberg:Springer-Verlag,1988:225.

[9] Arnal D,Gasparian G,Salinas H. Recent advances in theoretical methods for laminar-turbulent transition prediction[J]. AIAA,1998:98-0223.

[10] 孙朋朋,黄章峰. 后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(7):1313-1321.
Sun P P,Huang Z F. Effect of the sweep angle on the stability and transition in a swept-wing boundary layer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(7):1313-1321(in Chinese).

[11] 李锋,汪翼云,崔尔杰. 翼型大攻角绕流的数值模拟[J]. 航空学报,1992,13(1):17-22.
Li F,Wang Y Y,Cui E J. The numerical simulation of compressible flow around an airfoil at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1992,13(1):17-22(in Chinese).

[12] 吴鋆,王晋军,李天. NACA0012 翼型低雷诺数绕流的实验研究[J]. 实验流体力学,2013,27(6):32-38.
Wu J,Wang J J,Li T. Experimental investigation on low Reynolds number behavior of NACA0012 airfoil[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2013,27(6):32-38(in Chinese).

[13] 吴鋆,李天,王晋军. 低 Reynolds 数 NACA0012 翼型绕流的流动特性分析[J]. 实验力学,2014,29(3):265-272.
Wu J,Li T,Wang J J. Characteristic analysis of flow around NACA0012 airfoil in a low-Reynold-number media[J]. Journal of Experimental Mechanics,2014,29(3):265-272(in Chinese).

[14] 袁湘江,李国良,刘智勇,等. 小攻角高超声速钝锥边界层失稳特性[J]. 航空动力学报,2011,26(12):2805-2811.
Yuan X J,Li G L,Liu Z Y,et al. Study of the instability characteristic in the boundary layer of a hypersonic blunt cone at low angle of attack[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(12):2805-2811(in Chinese).

[15] 王斌,白存儒,杨广郡,等. 后掠机翼低速流动转捩位置的升华法测量[J]. 实验力学,2009,24(3):197-201.
Wang B,Bai C R,Yang G J,et al. Measurement of transition location change of swept wing in a low speed flow based on sublimation method[J]. Journal of Experimental Mechanics,2009,24(3):197-201(in Chinese).

[16] 孙朋朋. 马赫数、攻角及后掠角对后掠机翼边界层稳定性及转捩的影响[D]. 天津:天津大学,2015.
Sun P P. Effect of Mach number,attack angle and sweep angle on the stability and transition in a swept-wing boundary layer[D]. Tianjin:Tianjin University,2015(in Chinese).

[17] 黄章峰,逯学志,于高通. 机翼边界层的横流稳定性分析和转捩预测[J]. 空气动力学学报,2014,32(1):14-20.
Huang Z F,Lu X Z,Yu G T. Cross-flow instability analysis and transition prediction of airfoil boundary layer[J]. ACTA Aerodynamic Sinica,2014,32(1):14-20(in Chinese).

[18] 韩步璋,黄奕裔,张其威,等. NACA0012 翼型跨音速测压实验研究[J]. 南京航空航天大学学报,1987,19(2):92-102.
Han B Z,Hang Y Y,Zhang Q W,et al. An experiment of pressure measurement for NACA0012 airfoil in a transonic wind tunnel[J]. Journal of Nanjing Aeronautical Institute,1987,19(2):92-102(in Chinese).

[19] Huang Z F,Cao W,Zhou H. The mechanism of breakdown in laminar-turbulent transition of a supersonic boundary layer on a flat plate-temporal mode[J]. Science in China Series G:Mechanics and Astronomy,2005,48(5):614-625.

Effect of attack angle on stability and transition in a swept-wing boundary layer

JING Zhenrong[1], SUN Pengpeng[1], HUANG Zhangfeng*[1,2]

(1. Department of Mechanics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Attack angle is one of the key parameters to the cross-flow instability of swept-wing boundary layers. For swept NACA0012 airfoil with infinite spanwise length, the basic flow field was calculated by solving the three-dimensional compressible Navier-Stokes equations numerically, the neutral curve and the evolution curve of growth rate were obtained by solving the Orr-Sommerfeld equation, the effect of attack angle on the cross-flow stability was analyzed by linear stability theory (LST), and the transition position was predicted by eN method. It is found that, the growth of unstable waves in the leeward is inhibited but enhanced in the windward. Transition firstly occurs in the windward, and the transition position predicted by eN method is about 0.1 to 0.2 of the chord length with the N factor of about 6 when the disturbance velocity is 0.05% of the free-stream velocity.

Key words: attack angle; swept-wing; hydrodynamic stability; transition; eN method

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0748

胸鳍摆动推进机器鱼滚转机动控制

宫昭，蔡月日*，毕树生，马宏伟

（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191）

摘 要：针对胸鳍摆动推进机器鱼滚转机动控制研究的实际需求，提出了一种基于中枢模式发生器(CPG)的模糊控制方法.通过模仿生物原型的胸鳍摆动规律，得到一种可以驱动机器鱼滚转运动的胸鳍摆动方式，并通过定义相关参数将其量化表达.基于胸鳍摆动 CPG 模型，建立模糊控制器，用于机器鱼的滚转机动控制.进行了机器鱼的滚转运动实验并对实验结果进行了详细分析.实验结果表明，机器鱼能以最快 10(°)/s 的角速度达到目标滚转角度，而且稳态误差不超过 ±5°.通过滚转机动控制，并配合航向控制，实现了胸鳍摆动推进的机器鱼以 90°滚转角穿越宽度为翼展 1/2 的狭窄空间的高机动性运动.

关 键 词：仿生机器鱼；摆动推进；中枢模式发生器(CPG)控制；模糊控制；滚转机动
中图分类号：TP24
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2015)11-2184-07

全下文载

鱼类经过亿万年的自然选择，进化出了非凡的游动能力，在游动速度、效率、机动性等各个方面表现近乎完美[1]，这也吸引着研究人员通过仿生的方式来提高水下机器人的性能[2-3].

多数鱼类通过弯曲身体产生从前往后的运动波，一直延伸到尾鳍，这种游动方式被称为身体/尾鳍(Body and/or Caudal Fin，BCF)模式，另外一些鱼类则通过摆动胸鳍或者中间鳍的方式来游动，这种方式则被称为中间鳍/对鳍(Median and/or Paired Fin，MPF)模式[4].

与 BCF 模式相比，在仿生机器鱼研究上，MPF 模式在机动性与稳定性上具有更大的优势[5-7].牛鼻鳐，作为 MPF 模式鱼类的一种，在机动性与稳定性方面优势明显.仿生牛鼻鳐机器鱼与其仿生原型一样，具备宽大的胸鳍，通过对胸鳍摆动运动的控制，可以实现机器鱼在航向、俯仰与滚转 3 个方向上的高机动可控游动.

胸鳍摆动推进机器鱼一般通过两侧胸鳍的不对称(振幅或相位差不同)摆动[8]产生偏航扭矩以实现航向控制；俯仰控制则是通过尾鳍摆动产生俯仰力矩实现[9].但是较少有学者研究机器鱼的滚转机动控制.滚转机动控制对机器鱼抵抗水流扰动能力以及特殊工作环境(如机器鱼水下探测时，需要穿过废墟中的狭缝，机器鱼可以调整自身的滚转角，使腹部平面与狭缝平行，进而在沿狭缝宽度方向上所占尺寸最小，便于自身通过)下的避障能力都至关重要.

本文给出了一种基于中枢模式发生器(Central Pattern Generator，CPG)的模糊控制方法，用于实现胸鳍摆动推进机器鱼的滚转机动控制.在北京航空航天大学人工泳池进行了相关滚转游动的实验.实验结果表明，机器鱼能够快速达到并稳定在目标滚转角度，由此证明了本文提出的滚转控制方法的有效性.

收稿日期：2014-12-01；**录用日期**：2015-03-06；**网络出版时间**：2015-03-31 14:54
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.005.html
基金项目：国家自然科学基金(51205011)；北京航空航天大学基本科研业务费专项资金(YWF-14-RSC-107)
作者简介：宫昭(1990—)，男，山东济南人，硕士研究生，gongzhao@126.com
*通讯作者：蔡月日(1983—)，男，河北承德人，讲师，caiyueri@me.buaa.edu.cn，主要研究方向为仿生机构、仿生鱼、柔性机构.

引用格式：宫昭，蔡月日，毕树生，等. 胸鳍摆动推进机器鱼滚转机动控制[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(11)：2184-2190.
Gong Z，Cai Y R，Bi S S，et al. Roll maneuver control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41(11)：2184-2190 (in Chinese).

1　机器鱼机械结构及控制系统

胸鳍摆动推进机器鱼样机的机构简图如图 1 所示，样机由中间基体，胸鳍单元以及尾鳍单元构成. 左右两侧胸鳍各由 3 根鳍条构成，尾鳍由 2 根鳍条构成. 两侧胸鳍的中间鳍条（鳍条 2 与鳍条 4）分别具有一个转动关节，转动关节连接一根碳纤维鳍条，然后通过弹簧分别与前后鳍条相连. 当胸鳍摆动时，碳纤维鳍条在弹簧拉力作用下，会产生俯仰运动，有利于增大胸鳍尖端拍水时的攻角，从而提高推进效率.

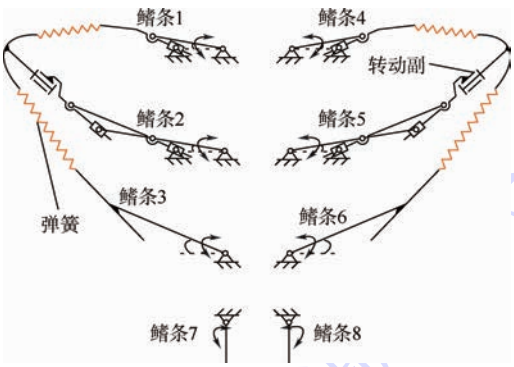


图 1　机构简图

Fig. 1　Mechanism schematic

图 2 为机器鱼的物理样机，每一根胸鳍鳍条均由高扭矩舵机（3.7 N · m，7.4 V 供电）驱动. 橡皮绳作为弹簧来提供鳍条间的拉力；浮力块用于机器鱼的水下配平，使机器鱼在静止状态下能够以水平姿态悬浮于水中.

相比之前研制的机器鱼[10-11]，本文中的机器鱼采用了新的走线形式，舵机的供电线与信号线均通过壳体内部的走线孔连接到控制板上，除无线串口模块天线与接收机信号线外，无其他线路直接暴露于水中. 在密封方式上，O 型圈与 X 型圈分别用于机器鱼的静密封与动密封，保证了机器鱼水下密封的可靠性.

机器鱼的控制系统硬件结构如图3所示. 采用 72 MHz 的单片机作为微型控制器单元，负责传感器的数据采样，上位机以及遥控器控制信号接收，数据处理，决策，然后发送运动参数给 CPG 控制器. CPG 控制器用于产生可以被舵机识别的脉冲宽度调制（PWM）控制信号，控制舵机所需的转动. 姿态传感器用于反馈机器鱼的航向、俯仰、滚转 3 个姿态，每隔 0.2 s 反馈一组欧拉角形式的姿态数据. 液位计用于反馈机器鱼的深度信息，机器鱼只有达到一定深度后才能进行滚转游动，深度过浅时胸鳍将摆出水面，导致机器鱼失去平衡.

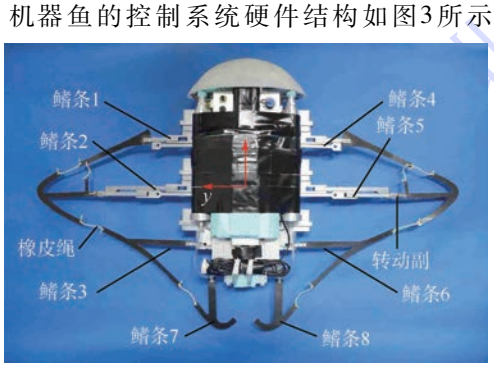


图 2　物理样机

Fig. 2　Physical prototype

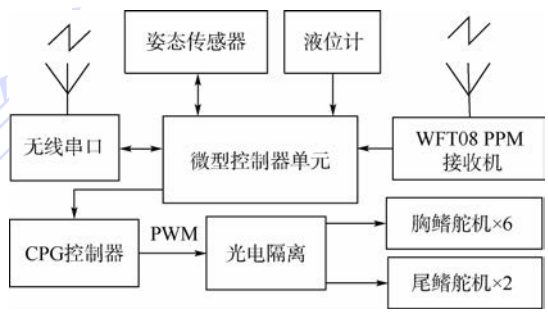


图 3　硬件架构

Fig. 3　Hardware configuration

2　滚转运动机理

为了便于描述牛鼻鳐胸鳍摆动规律，建立如图 4 所示的坐标系，沿胸鳍宽度方向为展向，身体前后方向为弦向，在身体中轴线的中间位置建立笛卡儿坐标系，样机坐标系建立方式与其保持统一，如图 2 所示. 根据牛鼻鳐胸鳍摆动规律[10]可知，其胸鳍沿弦向截面近似为正弦运动，其摆动中心线为 x 轴，展向截面运动可以近似为三次多项

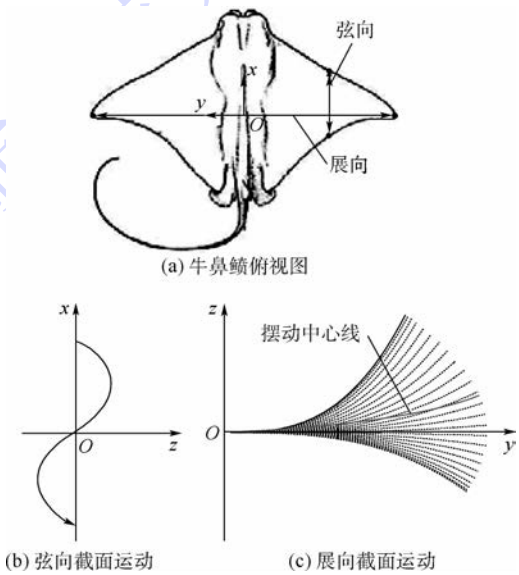


图 4　牛鼻鳐胸鳍摆动规律曲线

Fig. 4　Oscillating discipline curves of Cownose Ray's pectoral fins

北航学报 赠阅

式函数,定义其摆动中心线为上下两个极限位置的对称中心线.

通过观测牛鼻鳐在水中的游动姿态发现,牛鼻鳐在游动时,沿弦向方向胸鳍的摆动对称中心线与身体的朝向保持一致,如图 5 所示. 牛鼻鳐在上浮游动时,身体朝上,胸鳍摆动中心线也朝上;水平游动时身体保持水平,胸鳍摆动中心线也保持水平;下潜时,胸鳍摆动中心线也朝下. 因此可以得出,胸鳍摆动产生的平均推力与摆动对称中心线的方向保持一致.

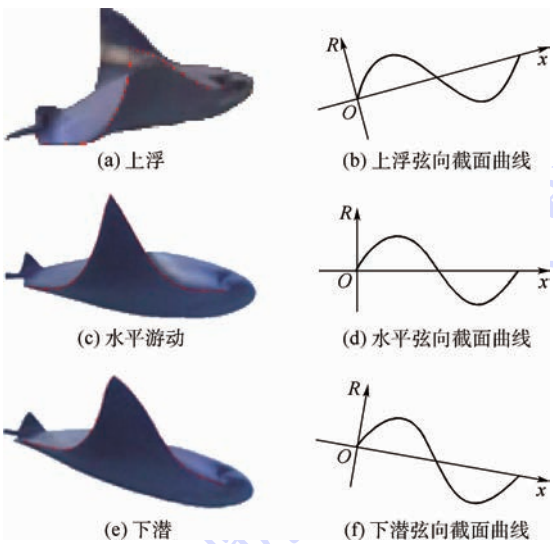


图 5 不同游动姿态下的牛鼻鳐胸鳍摆动规律

Fig. 5 Oscillating disciplines of Cownose Ray's pectoral fins in different swimming poses

因此,若控制一侧胸鳍摆动中心线上偏,另一侧胸鳍摆动中心线下偏,则一侧产生斜向上的推进力 F_{wr},相应的另一侧产生斜向下的推进力 F_{wl},两侧的推进力会产生翻滚力矩. 如图 6 所示,机器鱼左侧胸鳍中心线下偏,右侧中心线上偏,则其在向前游动的同时,会向左侧滚转. 反之,则机器鱼向右侧滚转.

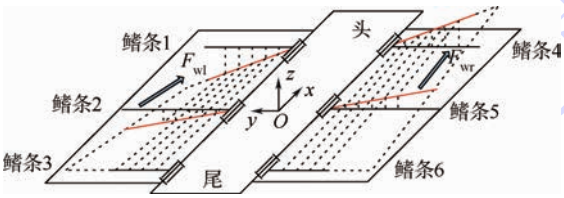


图 6 胸鳍摆动中心偏置示意图

Fig. 6 Oscillating center bias schematic of pectoral fins

机器鱼样机的第 i 根鳍条摆动中心线的位置如图 7 所示. 机器鱼鳍条摆动的两个极限位置的对称中心线为鳍条摆动中心线. 则 R_{ibias} 是第 i 个鳍条单元的摆动中心线与 y 轴之间的夹角(规定逆时针为正),称为振幅偏置,同时,定义

$$\Delta R_{ijbias} = R_{ibias} - R_{jbias} \tag{1}$$

式中:ΔR_{ijbias} 为第 i 根鳍条的振幅偏置与第 j 根鳍条摆动偏置的差值.

为了度量胸鳍摆动中心线的倾斜程度,定义

$$-\Delta R_{13bias} = -2\Delta R_{23bias} = \Delta R_{46bias} = 2\Delta R_{56bias} = U_{bias} \tag{2}$$

式中:U_{bias} 为常数,其值为正时,左侧胸鳍下偏,右侧胸鳍上偏,反之,则左侧胸鳍上偏,右侧胸鳍下偏,且 U_{bias} 的绝对值越大,中心线倾斜角越大.

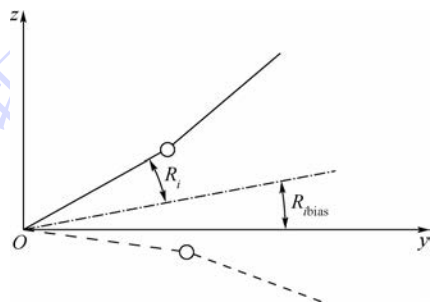


图 7 鳍条摆动中心线定义

Fig. 7 Definition of fin oscillating center line

3 基于 CPG 的模糊控制器设计

3.1 CPG 控制器设计

为了更好地模拟自然原型胸鳍的摆动规律,样机的鳍条按正弦规律摆动. 但是,采用插值法输出正弦信号时,若振幅、相位等参数改变则容易导致输出信号突变等问题. 因此,为了实现胸鳍条单元的柔顺摆动及光滑的姿态切换过渡,本文参照两栖蛇机器人[12]、蝾螈机器人[13]以及机器鱼[8]的 CPG 模型,建立了适合本文的 CPG 模型.

本文中的 CPG 网络结构如图 8 所示,每个单元与其上下、左右相邻单元之间的连接关系均是双向的. 前后单元的连接关系影响运动波沿鳍面的传递规律,进而影响机器鱼的前进速度及俯仰稳定. 而左右单元的连接关系则影响机器鱼的航向稳定.

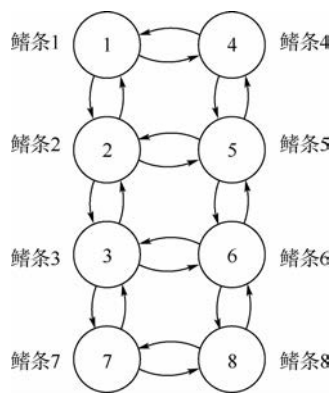


图 8 CPG 网络结构示意图

Fig. 8 CPG network structure schematic

北航学报 赠阅

CPG 单元 1 ~ 6 分别对应鳍条 1 ~ 6，用于控制胸鳍的运动；单元 7、8 分别对应鳍条 7、8，用于控制尾鳍运动. 单个 CPG 单元鳍条摆动的运动模型为

$$\dot{\phi}_i = 2\pi v_i + \sum_{i,j=1}^{8} w_{ij}\sin(\phi_j - \phi_i - \Delta\varphi_{ij}) \quad (3)$$

$$\ddot{r}_i = a_i\left[\frac{a_i}{4}(R_i - r_i) - \dot{r}_i\right] \quad (4)$$

$$\ddot{r}_{i\text{bias}} = b_i\left[\frac{b_i}{4}(R_{i\text{bias}} - r_{i\text{bias}}) - \dot{r}_{i\text{bias}}\right] \quad (5)$$

$$\theta_i = r_{i\text{bias}} + r_i\sin\phi_i \quad (6)$$

式中：ϕ_i、r_i 和 $r_{i\text{bias}}$ 分别为 i 单元的相位、振幅与振幅偏置；v_i 为单元的摆动固有频率；a_i 和 b_i 为两个正系数，会影响系统的响应速度及超调量. 而单元与单元之间的耦合通过连接权重 w_{ij} 以及相位差 $\Delta\varphi_{ij}$ 实现；θ_i 为胸鳍鳍条舵机的摆动角度. 相位方程式(3)以及振幅方程式(4)能够较好地控制单元的相位以及振幅突变，从而抑制了机器鱼在运动过程中因控制参数的突变而带来的机械抖动问题，可增强游动的稳定性能.

3.2　模糊控制器设计

由于流固耦合问题，水下复杂流体扰动以及姿态传感器本身精度限制等因素，精确的机器鱼滚转控制动力学模型建立难度很大. 考虑到模糊控制方法是基于专家经验的逻辑控制，可以避开动力学建模等难题，因此本文采用模糊控制方法进行机器鱼的滚转机动控制. 借鉴模糊控制在机器鱼深度控制[9]、航向控制、转弯避障[14-16]等方面的相关研究思路，进行滚转角模糊控制器设计.

模糊控制器由规则库、推理机、模糊化接口、清晰化接口等部分组成. 基于大量的专家经验，并通过一定的匹配规则，对于给定的输入，可以得到相应的输出.

本文中基于 CPG 的模糊控制器结构如图 9 所示，模糊滚转角控制器有两个输入变量及一个输出变量. 输入变量分别为误差 e 与误差变化量 e_c，输出变量为与摆动偏置差值 U_{bias} 相关的过程变量 u_{bias}. 整个控制器的输入为期望滚转角，输出为当前滚转角. 在某一时刻 t，给定期望滚转角 r_t 与当前滚转角 y_t，则该时刻的误差以及误差变化量分别表示为：$e_t = r_t - y_t$，$e_{ct} = e_t - e_{t-1}$.

在实验中，机器鱼滚转角可以在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间变化，因此，误差的变化范围定为 $-\pi \leqslant e \leqslant \pi$；根据机器鱼的滚转速度以及测试环境中水流扰动的大小，设定 e_c 的变化范围为 $-\pi/4 \leqslant e_c \leqslant \pi/4$；而偏置差值的过渡变量 u_{bias} 范围为 $-3° \leqslant u_{\text{bias}} \leqslant +3°$，对应偏置差值 U_{bias} 范围为 $-12° \leqslant U_{\text{bias}} \leqslant +12°$.

为了与姿态传感器反馈的数据保持一致，本文规定机器鱼水平时，滚转角为 0°；往左侧滚转，角度为正，往右侧滚转，角度为负. 滚转角度偏差 E、偏差变化率 E_c 和控制量 U 的论域定义为 $[-3, 3]$，与 e、e_c 和 u_{bias} 分别对应比例因子为 $k_1 = 3/(\pi/2)$，$k_2 = 3/(\pi/4)$，$k_3 = 4$.

在模糊化输入阶段，隶属度函数均采用三角函数，如图 10 所示，E、E_c 均被分为 7 档，分别对应语言变量 NB(负大)、NM(负中)NS(负小)、ZE(零)、PS(正小)、PM(正中)、PB(正大).

模糊规则库在建立时，采用 IF-THEN 的规则，根据大量实验得出的经验，总结归纳出了 49 条模糊控制规则，建立了模糊规则库，如表 1 所示.

在对 U 的清晰化输出阶段，隶属度函数仍采用如图 10 所示的三角函数，同样分为 7 档，采用中心-平均法求得对应的输出量为

$$u = \frac{\sum_{i,j=1}^{7} u_{ij}\mu_{ij}}{\sum_{i,j=1}^{7} \mu_{ij}} \quad (7)$$

式中：μ_{ij} 为前件隶属度，通过 Mamdani 推理方法(取小)求得；u_{ij} 为第 ij 条规则蕴含模糊集合中心值.

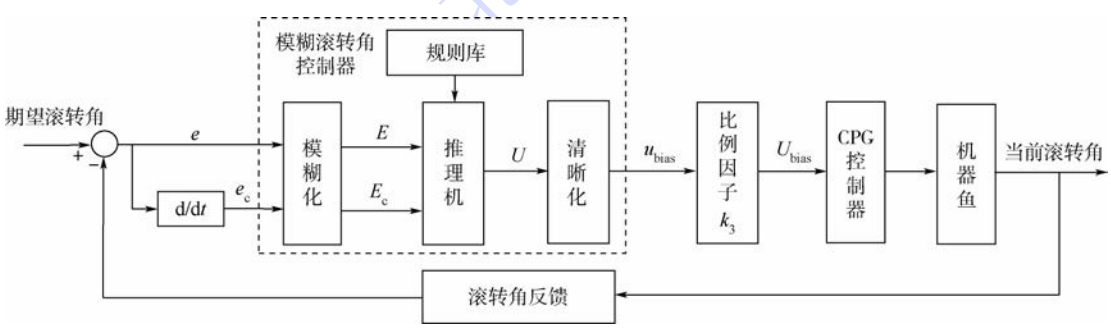


图 9　基于 CPG 的模糊控制器结构

Fig. 9　Structure of fuzzy controller based on CPG

北航学报 赠阅

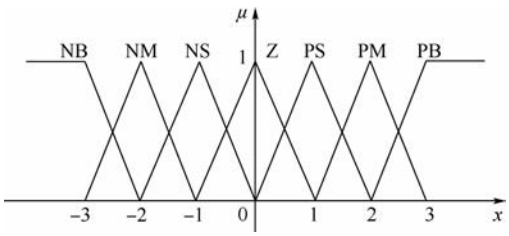


图 10 各语言变量的隶属度函数

Fig. 10 Membership function for each linguistic variable

表 1 模糊控制规则表

Table 1 Rule table for fuzzy control

U		E_c						
		NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
E	NB	NB	NB	NB	NB	NS	ZE	ZE
	PM	NB	NB	NB	NM	NS	ZE	ZE
	NS	NB	NB	NM	NS	ZE	PS	ZE
	ZE	NS	NS	NS	ZE	PS	PM	PS
	PS	ZE	NS	ZE	PS	PM	PB	PB
	PM	ZE	ZE	PS	PM	PB	PB	PB
	PB	ZE	PS	PS	PB	PB	PB	PB

模糊控制器输出 u_{bias} 需要乘以比例因子 k_3，得到偏置差值 U_{bias}，然后输送给 CPG 控制器. CPG 控制器中，v_i、R_i 和 $\Delta\phi_{ij}$ 等参数均保持不变，U_{bias} 仅引起振幅偏置 $R_{i\text{bias}}$ 的改变，且规定两侧胸鳍的第 3 根鳍条(鳍条 3，鳍条 6)的振幅偏置 $R_{3\text{bias}} = R_{6\text{bias}} \equiv 0°$. 鳍条 1、鳍条 2、鳍条 4 和鳍条 5 的振幅偏置 $R_{i\text{bias}}$ 可由式(1)和式(2)计算得到，即

$$\begin{cases} R_{1\text{bias}} = -U_{\text{bias}} \\ R_{2\text{bias}} = -U_{\text{bias}}/2 \\ R_{4\text{bias}} = U_{\text{bias}} \\ R_{5\text{bias}} = U_{\text{bias}}/2 \end{cases} \tag{8}$$

CPG 控制器将更改后的运动参数进行迭代计算，输出计算结果，用于控制机器鱼胸鳍的摆动.

4 实验及分析

在机器鱼滚转机动控制实验中，图 11 为目标滚转角分别为 60°、45°和 30°时滚转角随时间的变化曲线. 从图 11(a)可以看出，机器鱼的最快滚转速度约为 10(°)/s，稳态误差为 ±5°. 误差呈周期性变化波动，而且周期与机器鱼胸鳍摆动的周期吻合，均为 0.5 Hz. 当初始角度与目标角度相差变小时(见图 11(b)、图 11(c))，机器鱼仍能以较快的速度达到目标滚转角. 目标滚转角度为 45°和 30°时，稳态误差仍为 ±5°以内. 证明了本文所述模糊控制方法具有较好的稳定性.

通过实时发送目标滚转角度，并且配合机器鱼的航向控制，最终实现了机器鱼滚转机动避障游动，其避障过程的视频截图如图 12 所示. 机器鱼翼展为 920 mm，两根竖直障碍物之间的间距为 450 mm，机器鱼鱼身厚度为 200 mm. 机器鱼以 90°的滚转角，通过了宽度不足翼展 1/2 的狭窄空间，证明了其游动的高机动性.

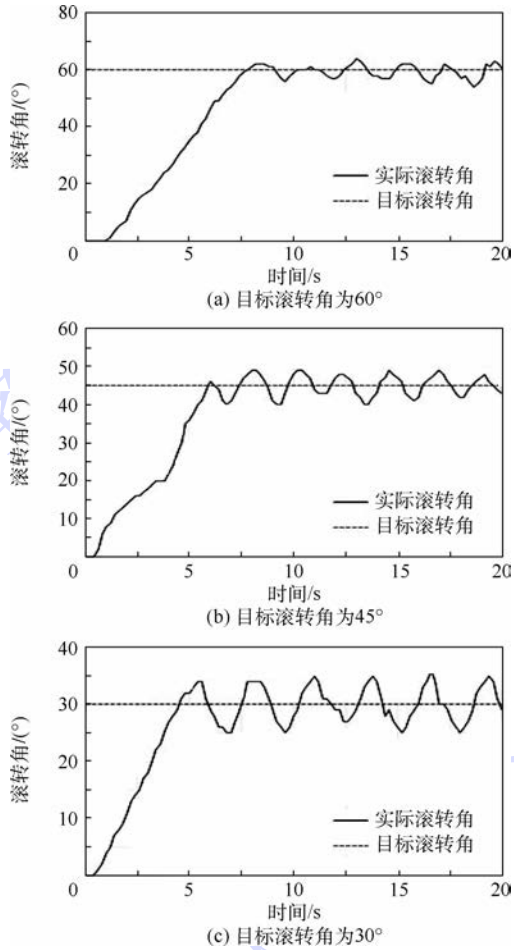


图 11 滚转角随时间变化曲线

Fig. 11 Curve of roll angle changing with time

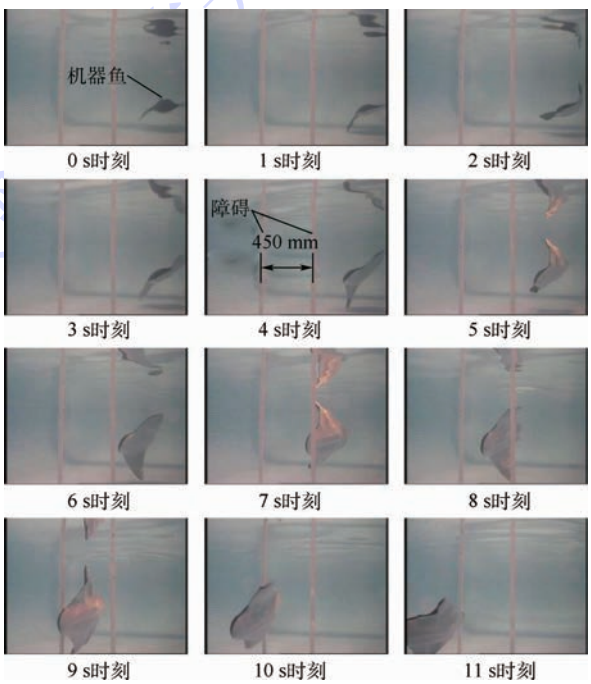


图 12 滚转机动避障

Fig. 12 Obstacle avoidance by rolling maneuvering

北航学报 赠阅

5　结　论

本文通过基于 CPG 的模糊控制方法实现了机器鱼的滚转机动控制并进行了相关实验. 实验结果表明：

1）机器鱼能够以较快的速度达到目标滚转角度，最快滚转角速度为 10(°)/s.

2）机器鱼在目标滚转角度分别为 60°、45°和 30°时，稳态误差均不超过 ±5°，证明控制方法具有较好的稳定性.

3）配合航向控制，机器鱼通过滚转游动实现了高机动性的避障游动，证明滚转控制一定程度上提高了机器鱼的机动性.

在实验中发现，机器鱼在滚转游动时航向会发生较大变化，原因是机器鱼有一定的滚转角后，航向与俯仰存在一定的耦合，机器鱼因胸鳍周期性摆动而带来的周期性俯仰带来了航向的不稳定. 下一步工作中将对机器鱼的俯仰与滚转进行解耦，以实现机器鱼在给定滚转角下的稳定航向控制.

参考文献（References）

[1] Domenici P, Blake R. The kinematics and performance of fish fast-start swimming[J]. Journal of Experimental Biology, 1997, 200(8): 1165-1178.

[2] Sfakiotakis M, Lane D M, Davies J B C. Review of fish swimming modes for aquatic locomotion[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 1999, 24(2): 237-252.

[3] Triantafyllou M S, Triantafyllou G S, Yue D K P. Hydrodynamics of fishlike swimming[J]. Annual review of fluid mechanics, 2000, 32(1): 33-53.

[4] Webb P W. Form and function in fish swimming[J]. Scientific American, 1984, 251(1): 58-68.

[5] Rosenberger L J. Pectoral fin locomotion in batoid fishes: Undulation versus oscillation[J]. Journal of Experimental Biology, 2001, 204(2): 379-394.

[6] Blake R W. Fish functional design and swimming performance [J]. Journal of Fish Biology, 2004, 65(5): 1193-1222.

[7] Suzuki H, Kato N, Suzumori K. Load characteristics of mechanical pectoral fin[J]. Experiments in Fluids, 2008, 44(5): 759-771.

[8] Cao Y, Bi S, Cai Y, et al. Applying coupled nonlinear oscillators to imitate swimming modes of cow-nosed rays[C]// Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 552-557.

[9] Niu C, Zhang L, Bi S, et al. Development and depth control of a robotic fish mimicking cownose ray[C]// Proceedings of the 2012 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 814-818.

[10] Zheng L, Bi S, Cai Y, et al. Design and optimization of a robotic fish mimicking cow-nosed ray[C]// Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1075-1080.

[11] Cai Y, Bi S, Zheng L. Design optimization of a bionic fish with multi-joint fin rays[J]. Advanced Robotics, 2012, 26(1-2): 177-196.

[12] Ijspeert A J, Crespi A. Online trajectory generation in an amphibious snake robot using a lamprey-like central pattern generator model[C]// Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 262-268.

[13] Ijspeert A J, Crespi A, Ryczko D, et al. From swimming to walking with a salamander robot driven by a spinal cord model [J]. Science, 2007, 315(5817): 1416-1420.

[14] Na S Y, Shin D, Kim J Y, et al. Obstacle recognition and collision avoidance of a fish robot based on fuzzy neural networks [M]// Fuzzy Information and Engineering. Berlin: Springer, 2007: 337-344.

[15] Lee P J, Yen C H, Chan C L, et al. Implementation of a fuzzy control based intelligent robot fish[J]. International Journal of Fuzzy Systems, 2009, 11(4): 287-297.

[16] Lee P J, Lee M S, Wang R C. A fuzzy control based robotic fish with multiple actuators[J]. International Journal of Fuzzy Systems, 2012, 14(1): 45-53.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Roll maneuver control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins

GONG Zhao, CAI Yueri*, BI Shusheng, MA Hongwei

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

Abstract: Based on the practical requirements on the research of the roll maneuver control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins, a central pattern generator (CPG) based fuzzy control method was presented. Pectoral fins oscillating disciplines which drive the robotic fish roll were obtained by mimicking the pectoral fins oscillating pattern of natural prototype, and relative parameters were defined to quantitatively describe the disciplines. Based on the CPG model, a fuzzy method controller was built to achieve the roll motion control of robotic fish. Experiments were presented and the related results were analyzed in detail. Results show that the robotic fish rolls quickly to reach the target angle at the maximum angular velocity of 10(°)/s, and the steady state error is less than ±5°. Finally, with the combination of the roll maneuver control and the yaw control, the robotic fish can swim through a narrow space with the width of 1/2 wingspan, which shows the high maneuvering ability of the robotic fish propelled by oscillating pectoral fins.

Key words: bionic robotic fish; oscillating propulsion; central pattern generator (CPG) control; fuzzy control; roll maneuver

北京航空航天大学学报

《北京航空航天大学学报》征稿简则

北航学报 赠阅

《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

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报
Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao
（原《北京航空学院学报》）
（月刊　1956 年创刊）
第 41 卷 第 11 期　2015 年 11 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.41 No.11 November 2015

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　Zhao Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of 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

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　20.00 元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596151 11>