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

2018-10
Vol.44 No.10

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

第 44 卷　第 10 期　（总第 308 期）　2018 年 10 月

目　　次

非均质壁面对液滴俘获能力的数值模拟研究 …… 张莹，卢敏，李培生，许术方，刘强，黄杰（2021）
离子推力器羽流热效应仿真分析 …… 张建华，李晶华，尤凤仪，郑鸿儒（2028）
流动应力计算对铝合金板材充液热成形性能影响 …… 蔡高参，武传宇，郎利辉，高泽普（2035）
基于自适应二阶终端滑模的 SRM 直接转矩控制 …… 刘勇智，鄯成龙，林博闻，宋金龙（2043）
一种自冷却结构燃油泵滑动轴承润滑特性分析 ……
…… 符江锋，李华聪，樊丁，刘显为，朱嘉兴，李昆（2052）
基于 UMAC 的 RBF 神经网络 PID 控制 …… 李明，封航，张延顺（2063）
基于信息熵和粗糙集的空中目标威胁评估方法 …… 杨远志，周中良，刘宏强，寇添，范翔宇（2071）
表面触觉再现技术现状和评估方法 …… 燕学智，李瑞格，武秋爽（2078）
鸬鹚起飞阶段的脚蹼力学建模及运动学计算 …… 巩潇，黄晋国，陈泓宇，王田苗，梁建宏（2096）
基于冷库环境下的涡扇发动机叶片冰脱落试验 …… 陈功，杨坤，王利平，孔维梁，王福新（2106）
一种在复杂环境中支持容错的高性能规约框架 ……
…… 李超，赵长海，晏海华，刘超，文佳敏，王增波（2115）
舰载机牵引系统路径规划方法 …… 张竞，吴宇，屈香菊（2125）
钝头旋成体背涡迎角效应的分区性态 …… 齐中阳，王延奎，曹鹏（2134）
基于星下点机动的再入飞行器离轨规划 …… 史树峰，师鹏，赵育善（2141）
着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化 …… 刘学翱，吴宏宇，王春洁，丁宗茂，丁建中（2149）
基于耦合气动参数的 HGV 多模型估计 …… 张凯，熊家军，付婷婷，席秋实（2156）
线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法 …… 冯逸骏，陈万春，杨良（2165）
变幅多轴疲劳寿命分析方法对比 …… 刘天奇，时新红，张建宇，贲斌军（2176）
多模型 GGIW-GLMB 算法跟踪机动群标 …… 甘林海，刘进忙，王刚，李松（2185）
时变环境下 RCS 测量中的精确背景抵消处理技术 …… 原赛赛，梁丽雅，许小剑（2193）
基于非线性模型预测的绳系系统系绳摆振控制 …… 张宇靖，钟睿（2200）
一种三维激光扫描系统的设计及参数标定 …… 蔡军，赵原，李宇豪，解杨敏（2208）
超奈奎斯特传输条件下极化码帧间物理层安全结构设计 …… 张晨宇，刘荣科（2217）
微重力下相变储能单元融化过程数值模拟 …… 阮世庭，张济民，曹建光，王江，徐涛（2224）
复杂背景下目标散射信号测量与提取技术 …… 梁丽雅，原赛赛，许小剑（2232）
改进 BA 优化的 MKSVDD 航空发动机工作状态识别 …… 何大伟，彭靖波，胡金海，宋志平（2238）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 226 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 26 * 2018-10

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　李　晶　张欣蔚　孙　芳　王艳梅　贺　伟）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

北航学报 赠阅

Vol. 44 No. 10 (Sum 308) September 2018

CONTENTS

Numerical simulation of drop capturing capabilities on heterogeneous walls
…… ZHANG Ying, LU Min, LI Peisheng, XU Shufang, LIU Qiang, HUANG Jie (2021)
Simulation analysis of ion thruster plume thermal effect
…… ZHANG Jianhua, LI Jinghua, YOU Fengyi, ZHENG Hongru (2028)
Effect of flow stress calculation on formability of aluminum alloy warm sheet hydroforming
…… CAI Gaoshen, WU Chuanyu, LANG Lihui, GAO Zepu (2035)
Direct torque control of switched reluctance motor based on adaptive second-order terminal sliding mode
…… LIU Yongzhi, SHAN Chenglong, LIN Bowen, SONG Jinlong (2043)
Lubrication characteristics analysis of a type of self-cooling structure fuel pump sliding bearings
…… FU Jiangfeng, LI Huacong, FAN Ding, LIU Xianwei, ZHU Jiaxing, LI Kun (2052)
RBFneural network tuning PID control based on UMAC
…… LI Ming, FENG Hang, ZHANG Yanshun (2063)
Threat evaluation method of air target based on information entropy and rough set
…… YANG Yuanzhi, ZHOU Zhongliang, LIU Hongqiang, KOU Tian, FAN Xiangyu (2071)
Status and evaluation method of surface tactile representation technology
…… YAN Xuezhi, LI Ruige, WU Qiushuang (2078)
Dynamics modeling and kinematics calculation of webbed-feet during cormorant's take-off
…… GONG Xiao, HUANG Jinguo, CHEN Hongyu, WANG Tianmiao, LIANG Jianhong (2096)
Test of ice shedding on turbofan engine blade in refrigeratory environment
…… CHEN Gong, YANG Kun, WANG Liping, KONG Weiliang, WANG Fuxin (2106)
A fault tolerant high-performance reduction framework in complex environment
…… LI Chao, ZHAO Changhai, YAN Haihua, LIU Chao, WEN Jiamin, WANG Zengbo (2115)
Path planning method for traction system on carrier aircraft
…… ZHANG Jing, WU Yu, QU Xiangju (2125)
Zonal behavior of angle of attack effects on vortices over blunt-slender body
…… QI Zhongyang, WANG Yankui, CAO Peng (2134)
Deorbit planning of reentry vehicles using ground track manipulation
…… SHI Shufeng, SHI Peng, ZHAO Yushan (2141)
Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer
…… LIU Xueao, WU Hongyu, WANG Chunjie, DING Zongmao, DING Jianzhong (2149)
Multi-model estimation of HGV based on coupled aerodynamic parameters
…… ZHANG Kai, XIONG Jiajun, FU Tingting, XI Qiushi (2156)
Fuel-optimal attitude maneuver using linear pseudo-spectral model predictive control method
…… FENG Yijun, CHEN Wanchun, YANG Liang (2165)
Comparative study of variable amplitude multiaxial fatigue life analysis methods
…… LIU Tianqi, SHI Xinhong, ZHANG Jianyu, FEI Binjun (2176)
Maneuvering group target tracking with multi-model GGIW-GLMB algorithm
…… GAN Linhai, LIU Jinmang, WANG Gang, LI Song (2185)
Exact background subtraction processing technique in RCS measurement in time-variant environment
…… YUAN Saisai, LIANG Liya, XU Xiaojian (2193)
Tether swing control of tethered system based on nonlinear model prediction
…… ZHANG Yujing, ZHONG Rui (2200)
A 3D laser scanning system design and parameter calibration
…… CAI Jun, ZHAO Yuan, LI Yuhao, XIE Yangmin (2208)
Inter-block physical layer security structure design for polar code under faster-than-Nyquist transmission
…… ZHANG Chenyu, LIU Rongke (2217)
Numerical simulation of melting process of phase change energy storage unit under microgravity
…… RUAN Shiting, ZHANG Jimin, CAO Jianguang, WANG Jiang, XU Tao (2224)
Measurement and extraction technique of scattered signals for targets under complex background
…… LIANG Liya, YUAN Saisai, XU Xiaojian (2232)
Aero-engine working condition recognition based on MKSVDD optimized by improved BA
…… HE Dawei, PENG Jingbo, HU Jinhai, SONG Zhiping (2238)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0799

非均质壁面对液滴俘获能力的数值模拟研究

张莹[1], 卢敏[1], 李培生[1,2,*], 许术方[1], 刘强[1], 黄杰[1]
(1. 南昌大学 机电工程学院, 南昌 330031; 2. 上饶师范学院 江西省塑料制备成型重点实验室, 上饶 334001)

摘 要: 为研究不同非均质壁面对液滴的俘获能力,采用界面追踪法(FTM)结合广义滑移边界建立了接触角模型,对液滴在非均匀润湿的非均质壁面上的运动过程进行了数值模拟研究。液滴在倾斜壁面上受到重力作用由均匀润湿部分下滑至非均匀润湿部分,通过改变 *Bo* 数、*Oh* 数、非均匀润湿程度研究了液滴在非均匀润湿区域的运动规律。研究表明:*Bo* 数越大,液滴运动受壁面阻力影响越小,液滴下滑的速度越快,液滴越难以被俘获;*Oh* 数越大,液滴运动受壁面阻力影响越小,液滴越难以被俘获;非均匀润湿程度越大,非均质壁面对液滴的阻力越大,液滴越易被俘获。

关 键 词: 液滴; 直接数值模拟; 黏滑运动; 接触角; 界面追踪法 (FTM)
中图分类号: O359.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2021-07

液滴在壁面上受到重力、离心力、剪切力等而发生定向运动是一个十分常见的物理现象,如下雨时,房间的窗户上、荷叶的叶面上、汽车的车窗表面都有各种因素导致的不同的液滴滑落现象。实际生产生活中,人们接触到的表面往往不是均质和绝对光滑的,通常都有因表面粗糙度、表面化学特性或表面形貌特征变化所导致的局部缺陷;尽管这些缺陷的尺度可能十分微小,但却能够影响其表面特性,并阻止或改变液滴的运动过程。

不少学者关注到此问题并试图将此类表面特性利用到微流体控制以及航天飞机表面除冰等工程领域。Mannetje 等[1]通过对壁面加载电压的方式使得倾斜的壁面上产生局部润湿特性改变,研究了液滴在倾斜壁面上跨越润湿缺陷区液滴运动变化过程,获得了液滴被润湿缺陷捕获的临界条件;Priest 等[2]研究了因表面化学特性异质而导致的多个离散区域的润湿性的变化,并将其与连续润湿变化进行了比较,研究发现只有在离散润湿变化的情况下液滴才能发生黏滑运动;Sbragaglia 等[3]通过对玻璃涂抹多条化学物质,使得玻璃表面的润湿特性发生周期性的变化,获得了液滴在非均质倾斜表面的黏滑运动规律。

不难发现,实验研究过程制备的非均质表面通常需要采用化学试剂涂抹、加载电压或改变微观结构等物理化学手段[4],而这些实验材料制备过程的难度较大,数据采集不够精确,实验周期较长。因此,仅仅依靠实验手段来进行研究,并不能够准确对其进行理论解释。而数值模拟方法却能够很好地解决实验中所存在的局限性,并且润湿特性在数值模拟领域已经取得了较多成果[5]。Bussmann[6]和 Fukai[7]等采用流体体积(Volume of Fluid, VOF)方法解决了流动过程中三相接触线的移动问题,并且讨论了界面润湿特性对液滴铺展过程的影响;Spelt[8]采用水平集方法(level-set)、Khatavkar 等[9]采用扩散界面场(diffuse-interface)模型也都找到了因三相接触线导致的尖

收稿日期: 2017-12-25; **录用日期**: 2018-03-23; **网络出版时间**: 2018-04-18 09:50
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180417.1913.004.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11562011,51566012); 江西省研究生创新专项资金 (YC2018-S059)
* **通信作者**. E-mail: ncudns1995z@163.com

引用格式: *张莹, 卢敏, 李培生, 等. 非均质壁面对液滴俘获能力的数值模拟研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2021-2027. ZHANG Y, LU M, LI P S, et al. Numerical simulation of drop capturing capabilities on heterogeneous walls[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2021-2027 (in Chinese).*

锐界面解决方法,并能够模拟出不同润湿特性下液滴的铺展过程。然而,上述方法对三相接触角的解决方案大都是在接触点处预置一个角度再进行后续计算,但这样会导致在接触点处的流场并不真实,并且处理壁面上的离散润湿缺陷并不方便。格子玻尔兹曼方法(Lattice Boltzmann Method,LBM)能够通过设置壁面力来使得液滴在上面自然形成一个与壁面力相对应的接触角,其是能够解决离散非均质壁面的方法。Sbragaglia 等[3]采用 LBM 与其实验结果进行比较,并对液滴的黏滑运动进行了理论分析,但该方法的缺点在于界面没有精确定义,因而接触角大小及接触点处的速度变化也难以精确捕捉,无法弥补实验研究的缺陷。

界面追踪法(Front Tracking Method,FTM)[10]是一种较为经典的数值模拟方法,不同于其他界面追踪方法,FTM 将界面力都储存于界面标记点中,界面自然形成,无需计算界面曲率来构造界面,这也为其在三相接触线处的尖锐界面的处理变得简单。Yamamoto[11-12]、Muradoglu[13]、Huang[14]等都采用 FTM 研究了液体在固体壁面上运动时接触角的变化规律,并得到了非常准确的角度及清晰的界面。但上述研究均只针对 FTM 来构建实现三相接触角的模型,并对单一接触角情况进行模型验证,而基于 FTM 对润湿性间断变化的非均质表面的研究报道却并未发现。

因此,本文借助 FTM 界面描述优势,建立了基于 FTM 的二维接触角模型。通过该模型,针对非均匀润湿的壁面液滴运动规律进行探索,通过改变流体参数及表面非均质程度,分析不同因素导致的液滴运动规律改变,从而掌握非均质表面对液滴运动的控制规律,为表面修饰及微流控等实际工程应用领域提供帮助。

1 计算模型与验证

1.1 相界面跟踪的 Navier-Stokes 方程及处理

控制方程应用到整个计算区域时,表面张力都集中在界面上,考虑引入一源项并将其看作体积力再与 δ 函数相乘,该 δ 函数只有在界面上时才不为零。此时,二维不可压缩流体的动量方程可写为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \boldsymbol{u}) + \nabla\cdot(\rho \boldsymbol{u}\boldsymbol{u}) = -\nabla p + \rho \boldsymbol{g} + \nabla\cdot\mu(\nabla \boldsymbol{u} + \nabla \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}}) + \int_s \sigma\kappa \boldsymbol{n}\delta(\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}})\,\mathrm{d}s \quad (1)$$

式中:s 为界面元;$\delta(\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}})$ 为二维的狄拉克函数,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}$ 代表界面位置;$\boldsymbol{n}$ 为界面法向量;σ 为界面张力系数;κ 为界面平均曲率;$\boldsymbol{u}$ 为速度;ρ 和 μ 分别为非连续的密度和黏度;p 为压力;$\boldsymbol{g}$ 为重力。

为了求解方程式(1),将其分解,把压力项单独分离出来,并引入一个临时速度 $\boldsymbol{u}^*$,于是得到只包含对流项 $\boldsymbol{A}$ 和扩散项 $\boldsymbol{D}$ 的方程:

$$\frac{\boldsymbol{u}^* - \boldsymbol{u}^n}{\Delta t} = -\boldsymbol{A}^n + \boldsymbol{g} + \frac{1}{\rho^n}\boldsymbol{D}^n \quad (2)$$

式中:Δt 为时间步长。

求解后得到不含压力的临时速度场 $\boldsymbol{u}^*$,再将压力项加入得到通用的速度离散方程:

$$\frac{\boldsymbol{u}^{n+1} - \boldsymbol{u}^*}{\Delta t} = -\frac{\nabla_h p}{\rho^n} \quad (3)$$

式中:∇_h 为取步长为 h 的离散形式哈密顿算子,用于解决此处不连续的梯度分布。$n+1$ 时刻的速度应满足离散形式的质量守恒,即

$$\nabla_h \boldsymbol{u}^{n+1} = 0 \quad (4)$$

将式(4)与式(3)联立可得压力 Poisson 方程:

$$\nabla_h\cdot\left(\frac{1}{\rho^n}\nabla_h p\right) = \frac{1}{\Delta t}\nabla_h\cdot \boldsymbol{u}^* \quad (5)$$

通过超松弛迭代法(successive over relaxation)对压力进行迭代求解,迭代系数 $\beta = 1.2$。表面张力的计算采用连续表面力(continuous surface force)方法,表达式为

$$\boldsymbol{F}_\sigma = \int_s \sigma\kappa \boldsymbol{n}\delta(\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}})\,\mathrm{d}s \quad (6)$$

取单位线元上的表面张力来研究,对于二维流动,有

$$\kappa \boldsymbol{n} = \frac{\partial \boldsymbol{t}}{\partial s} \quad (7)$$

得到单位界面元上的表面张力为

$$\delta \boldsymbol{F}_\sigma^l = (\sigma \boldsymbol{t})_{l+1/2} - (\sigma \boldsymbol{t})_{l-1/2} \quad (8)$$

式中:$\boldsymbol{t}$ 为界面上的切向量;l 为界面上的节点。

1.2 密度和黏度重构

对于不互溶、不可压缩的流体,相界面两侧流体保持各自的特性,因而界面上存在物性阶跃。界面移动时,界面上的密度和黏度分布也随之变化,故引入 Heaviside 函数作为指示函数来表征这种变化。

$$H(\varphi) = \begin{cases} 1 & \varphi > \alpha \\ \dfrac{1}{2}\left[1 + \dfrac{\varphi}{\alpha} + \dfrac{1}{\pi}\sin\left(\dfrac{\pi\varphi}{\alpha}\right)\right] & \|\varphi\| \leqslant \alpha \\ 0 & \varphi < -\alpha \end{cases} \quad (9)$$

式中:φ 为给定点到界面的距离;2α 为两流体间过渡区域厚度的绝对值。

因此,密度、黏度的分布表达式为

$$\psi(\varphi) = H(\varphi)\psi_1 + (1 - H(\varphi))\psi_2 \quad (10)$$

式中:ψ_1 和 ψ_2 分别为 2 种流体的密度和黏度。

1.3　界面及接触点移动

界面通常与固定网格结合在一起,界面与网格之间通过面积权重函数实现参数转换。采用双线性插值法使得从界面到固定网格中的突变密度和表面张力光滑变化,最后使用一个简单的一阶显示时间积分处理,便可获得下个时刻的界面位置。

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{(n+1)} = \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{n} + \Delta t \boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}^{n} \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{(n+1)}$ 为 $n+1$ 时刻界面的位置;$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{n}$ 为 n 时刻界面的位置;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}^{n}$ 为 n 时刻界面的速度。为保证数值模拟的计算精度,将式(11)中关于时间的微分都采用二阶精度的一阶向前差分。

在 FTM 中,界面标记点位置由标记点速度随时间积分确定。因此,无需提前设置气液界面与壁面处夹角,由不平衡力导致的流动过程会使得界面形状自然形成。为使壁面处标记点获得速度从而进行移动,本文使用广义滑移边界(generalized Navier boundary condition)[15]处理壁面处接触点的移动过程,表达式为

$$u_{\mathrm{cl}} = \lambda \left.\frac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial y}\right|_{y=0} + \frac{\lambda}{\mu_{\mathrm{l}}}\int \delta(\boldsymbol{x}^{\mathrm{w}} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}) f^{Y}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}})\,\mathrm{d}x \tag{12}$$

式中:u_{cl}为接触点滑移速度;λ 为壁面滑移长度;μ_{l} 为液相黏度;$\boldsymbol{x}^{\mathrm{w}}$ 和 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}$ 分别为壁面处流体单元和界面坐标;f^{Y}为因壁面润湿特性而产生的不平衡弹性力,即

$$f^{Y} = \sigma(\cos\theta_{\mathrm{e}} - \cos\theta_{\mathrm{d}}) \tag{13}$$

其中:θ_{e} 和 θ_{d} 分别为静态和动态接触角。

1.4　模型验证

先对本文所采用的方法进行验证。初始时刻设置一个半圆液滴置于固体水平面($\theta=0$),在重力的作用下液滴会在固体平面上自由铺展,铺展程度用稳定时液滴高度与初始液滴高度比值 H/H_0 来衡量;引入 Bo 数作为无量纲参数,其表示重力和表面张力之比。此时,界面的形状由 Bo 数及稳定时的接触角 θ_{e} 决定。当 $Bo \ll 1$ 时,重力作用几乎忽略不计,因此界面高度仅由式(14)决定:

$$H = H_0(1-\cos\theta_{\mathrm{e}})[4/(2+\cos^3\theta_{\mathrm{e}} - 3\cos\theta_{\mathrm{e}})]^{1/3} \tag{14}$$

当 $Bo \gg 1$ 时,重力对界面高度产生影响,高度为

$$H = 2H_0\cos(\theta_{\mathrm{e}}/2)/\sqrt{Bo} \tag{15}$$

为方便研究,参照文献[13]的方法,采用静态接触角 $\theta_{\mathrm{e}}=135°$的情况进行验证,并绘制了液滴形变 H/H_0 随 Bo 数变化曲线,如图 1(a)所示。图 1(b)为文献[13]的结果,通过比较发现结果基本符合公式,并与文献[13]的结果十分吻合(厄特沃什数 $Eo=Bo$)。说明本文方法能够很好地描述重力场及表面张力作用下液滴在壁面上的运动过程。

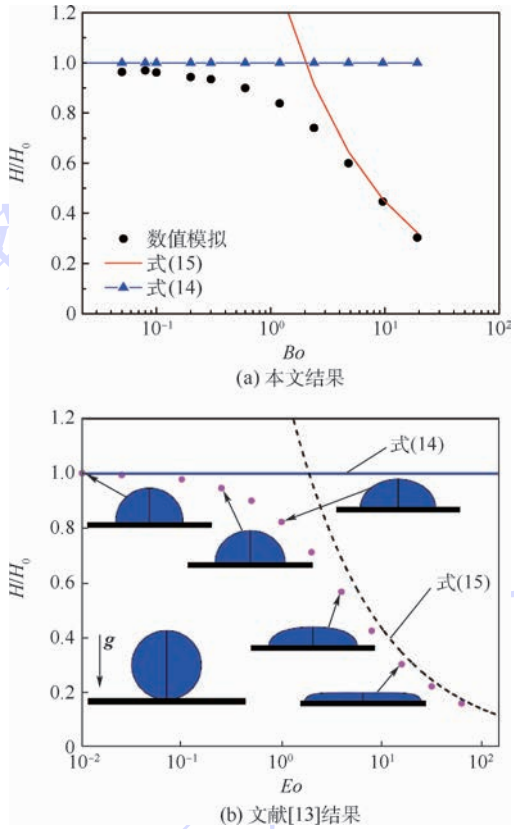


图 1　液滴形变程度随 Bo 数变化

Fig. 1　Variation of droplet deformation degree with Bo number

1.5　初始条件

本文简化模型如图 2 所示,计算域为虚线所含 2×1 的长方形区域,其中底面由均匀润湿区(长度 $L_1=0.5$)和非均匀润湿区(长度 $L_2=1.5$)共同组成,底面与水平面夹角 $\gamma=45°$。平行于 x 轴方向的上下边界为广义滑移边界条件,垂直于 x 轴方向的左右边界为周期性边界条件。为了满足稳定性,指示函数的迭代精度为 10^{-4},压力迭代的精度为 10^{-3},时间步长取同时满足对流项和扩散项收敛的最小值。初始时刻,定义一个半径为 $R_0=0.1$ 的半圆液滴置于均匀润湿部分中间,即 $L_1/2$ 处。非均匀润湿部分在图 2 中由黑白相间的方格表示,定义方格边长为 W;白色区域表示亲水区,接触角大小与初始段一致,为 θ_1,黑色区域表示疏水区,接触角为 θ_2。

分别选取不同网格密度进行模拟,发现当网

北航学报 赠阅

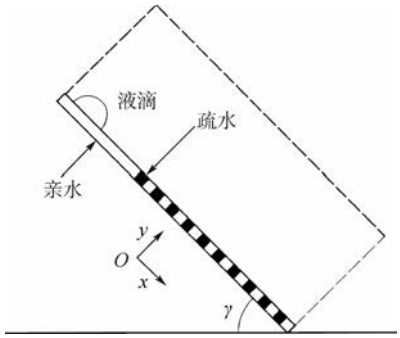


图2 物理模型

Fig. 2 Physical model

格密度大于256×512后,液滴位置随时间变化曲线基本重叠。因此,为保证计算结果与网格无关,又能节约计算成本,本文所有计算过程均在256×512网格密度下进行。此外,本文采用的所有物理量均已无量纲化。

本文涉及的无量纲参数:

$$Bo = r^2\rho_1 g\sin\gamma/\sigma \tag{16}$$

$$Oh = \mu_1/\sqrt{\rho_1\sigma r} \tag{17}$$

式中:r为液滴的特征半径,本文中$r=\sqrt{R_0^2/2}$;ρ_1为液相密度。

2 结果与讨论

2.1 液滴在非均匀润湿壁面上的黏滑运动

$Bo=0.352$,$\gamma=45°$,$\theta_1=30°$,$\theta_2=100°$,$\mu_1=0.1$,$\sigma=0.1$,疏水区宽度$W=0.05$时,液滴运动时前接触点位置及速度随时间变化曲线如图3(a)所示。初始时液滴位于均匀亲水区,前接触点位于$L=0.35$处,在到达壁面缺陷前,即$L=0.5$之前充分发展至一定速度$V_{fcp}=1.43$后开始跨越非均匀润湿区。当液滴的前接触点到达第1个疏水区与亲水区的交界处时,速度开始迅速下降至接近为0,这是由于初始时前接触点位于亲水区,液固界面力小于气固界面力,使得壁面给予了接触点沿壁面前进的动力;而当前接触点到达疏水处时,液固及气固界面张力发生突变,最终体现为壁面突然给予前接触点一个沿壁面向上的阻力,因此前接触点的速度剧烈下降。而后由于重力作用依然大于前后接触角所产生的阻力作用,液滴仍作沿壁面下滑运动,前接触点速度又开始逐渐增加从而跨越疏水区域,待前接触点再次到达亲水区时,阻力又变为动力,前接触点的速度上升,随后将不断进行如此的周期性变化。如图3(b)所示,后接触点的运动规律与前者相似,唯一不同点在于:当液滴位于亲水区域时,壁面给予后接触点的作用力与运动方向相反,成为液滴的阻力,而在疏水区为液滴的动力,并且后接触点的速度也随其所处位置呈周期性变化。最后液滴在非均匀润湿区域的运动表现为一种规律性的黏滑运动。接触点处的速度周期性变化特点及液滴运动过程并非在所有情况下都一致,下面根据不同的情形对液滴在非均匀润湿壁面上的运动过程进行研究。

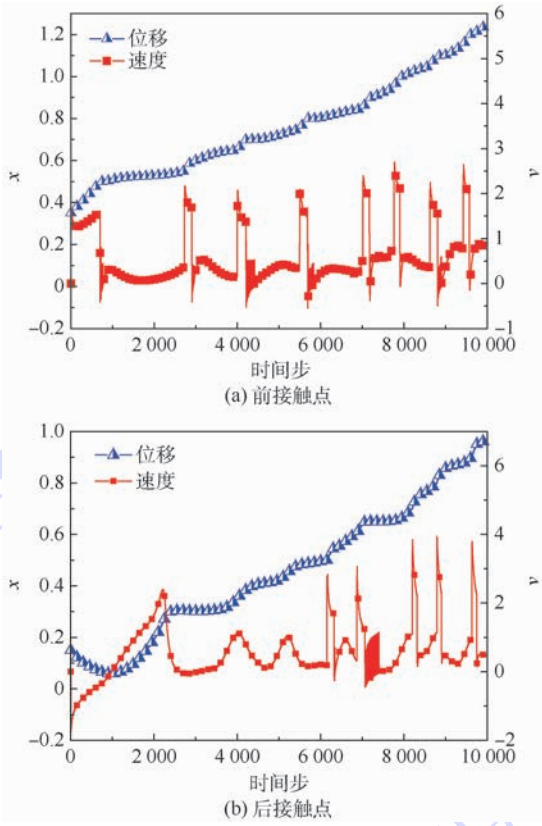


图3 接触点的速度与位移随时间变化

Fig. 3 Variation of contact point velocity and displacement with time

2.2 黏滑运动受*Bo*数影响

重力是影响液滴在倾斜壁面上运动的一个重要因素,改变壁面的倾斜角度在某种意义上也是为了改变液滴运动方向上的重力作用。因此,本节通过仅改变重力来改变*Bo*数的大小,研究液滴运动随*Bo*数变化的规律。图4为$\gamma=45°$,$\theta_1=30°$,$\theta_2=100°$,$\mu_1=0.1$,$\sigma=0.1$,$W=0.05$,$Bo=0.344\sim0.356$时,液滴前接触点的位置随时间变化的曲线。可以发现,在前接触点到达非均匀润湿区之前,由于重力作用的时间较短,液滴运动过程差距不明显,位置随时间变化曲线几乎重叠;当其到达第1个疏水区时,液滴运动速度的差距开始显现但仍不明显;而液滴走到第1个亲水区时,液滴的运动受重力的影响开始变得明显,*Bo*数越

北航学报 赠阅

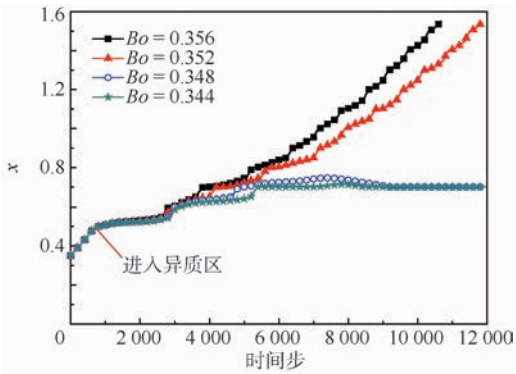


图 4　不同 *Bo* 数下液滴前接触点位置随时间变化

Fig. 4　Variation of drop's front contact point position with time under different *Bo* number

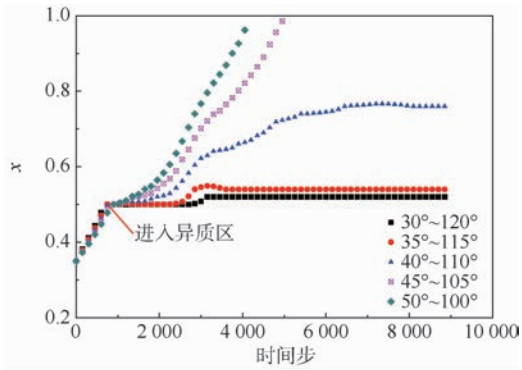


图 5　不同润湿差异下液滴前接触点位置随时间变化

Fig. 5　Variation of drop's front contact point position with time under different wetting differences

大,液滴到达第 1 个亲水区域所需的时间越短,反之越长;当液滴在通过第 3 个疏水区时,不同 *Bo* 数下液滴的运动过程发生了较大的差异,*Bo* = 0.344与 *Bo* = 0.348 这 2 组液滴在跨越第 3 个疏水区域时失败,并稳定地停滞于第 2 个亲水区与第 3 个疏水区交界处,这是由于该情形下重力的作用无法克服由壁面润湿特性导致的阻力作用,在液滴前接触点通过第 3 个疏水区域的过程中,液滴的后接触点仍处于亲水区,前后接触点的阻力将重力所作功全部耗散,液滴停滞;而 *Bo* = 0.352与 *Bo* = 0.356 两组液滴能够顺利地通过第 3 个疏水区域,并且在后续的运动过程中,虽液滴持续地进行黏滑运动,液滴的速度周期变化,但是整体趋势仍为加速运动,并且 *Bo* 数越大,液滴通过疏水区域所花费的时间越短,重力作用时间越长速度也越快。

2.3　黏滑运动受 θ_1 和 θ_2 影响

非均匀润湿壁面上,液滴发生黏滑运动是由于其受到因壁面周期性变化的润湿特性而带来的周期性变化的阻力作用而表现出来的运动形态。因此,研究液滴在非均匀润湿表面的黏滑运动,势必要将润湿差异的程度作为一个重要研究参数。定义液滴亲水接触角与疏水接触角之差为 $\Delta\theta = \theta_2 - \theta_1$,$\Delta\theta$ 代表润湿差异程度,$\Delta\theta$ 越大,亲疏水壁面作用力差别越大。取 $\Delta\theta = 50° \sim 90°$ 这 5 种情况作为研究对象,具体的壁面接触角设置如图 5 所示。图 5 为 $Bo = 0.360$,$\sigma = 0.1$,$\mu_1 = 0.1$,$\gamma = 45°$,$W = 0.01$ 时,不同润湿差异下液滴前接触点随时间变化的曲线。初始时刻,亲水程度越高的表面上的液滴前接触点的移动速度越快,这是由于液滴的初始形态为半圆,受亲水壁面作用,液滴在下滑过程的同时也伴随着铺展过程,而壁面的亲水程度越高,液滴所受吸附力越大,铺展越快,因而前接触点的移动速度越快。而后,在跨越第 1个疏水区域时,不同 $\Delta\theta$ 所体现的差别已经十分明显。30° ~ 120°、35° ~ 115°这 2 种情况在跨越第 1 个疏水区所耗费的时长远大于其他组,这是由于其前后接触角度差异较大分别为 $\Delta\theta$ = 90°、80°,此时当前后接触点分别位于疏水和亲水区时,由壁面润湿特性产生的阻力要大于 $\Delta\theta$ = 70°、60°、50°这 3 种情况,因此在跨越第 2 个疏水区时,30° ~ 120°情况下液滴被阻碍无法前进,35° ~ 115°在跨越第 3 个疏水条的过程中被阻碍无法继续前进;40° ~ 110°情况下,液滴在前期能够快速跨越多个疏水区域,然而最终仍无法克服疏水表面阻力,因而在跨越第 14 个疏水区时停滞下来。不同于临界组 40° ~ 110°的是,当 $\Delta\theta$ = 60°、50°时,由壁面带来的阻力已经无法克服重力作用,随着时间的推移,前接触点速度变得越来越快。

2.4　黏滑运动受 *Oh* 数影响

液滴的流动性同样在液滴处于倾斜壁面上的运动过程起到关键作用,同时表面张力作用是决定液滴黏滑运动的主要因素,*Oh* 数表征黏性力与表面张力相互关系,因此本节将 *Oh* 数作为研究对象。图 6 为 $Bo = 0.360$,$\theta_1 = 40°$,$\theta_2 = 110°$,$\sigma = 0.1$,$\gamma = 45°$,$W = 0.01$ 时,不同 *Oh* 数下液滴的前接触角位置随时间变化的曲线。可以看出,当液滴还未开始进入非均匀润湿区域前,液滴的运动速度随着 *Oh* 数的增加而减小,这是由于 *Oh* 数越大,流体受黏度的影响越大,流体的流动性越低,因此 *Oh* 数大的情况下液滴的移动速度会比 *Oh* 数小的时候低;当液滴开始进入非均匀润湿区后,情况发生反转,*Oh* 数低的情况下,液滴的移动速度开始减小得较为明显,且 *Oh* 数越小,速度降低得越为明显,越难以顺利地通过非均匀润湿区,如

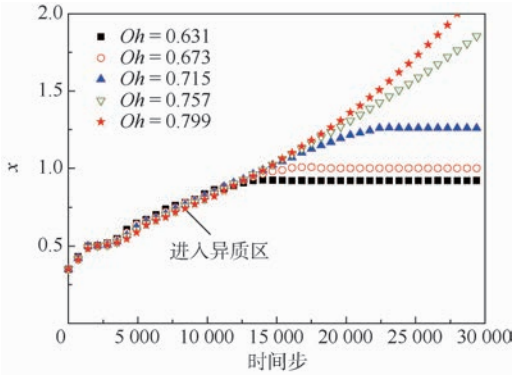


图 6 不同 Oh 数下液滴前接触点位置随时间变化

Fig. 6 Variation of drop's front contact point position with time under different Oh number

$Oh=0.631$、0.673、0.715 三组曲线所示，而 Oh 数大的情况下，液滴的速度开始追赶，并且保持整体做加速运动的趋势前进，且 Oh 数越大，加速趋势更为显著，通过非均匀润湿区的时间也越短，如 $Oh=0.757$、0.799。这是由于 Oh 数越大，流体的黏性力与表面张力的比值越大，相较于表面张力的作用而言，黏性力在运动过程中占据了相对主导作用，接触点处不平衡的表面张力作用减弱，液滴沿壁面下滑运动过程受到壁面阻力的影响也就越来越小；反之，Oh 数小，液滴受表面张力的作用就越为明显，受到的阻力作用也就越大，从而导致上述现象。

3 结 论

本文采用 FTM 结合广义滑移边界，对液滴在倾斜 45°的非均匀润湿壁面上的黏滑运动过程进行了数值模拟研究，研究过程通过改变 Bo 数、Oh 数、亲水区接触角 θ_1、疏水区接触角 θ_2 来观察液滴的前接触点的运动规律，研究结果如下：

1）通过改变 Bo 数来改变液滴受重力影响，观察到当 Bo 数低于 0.348 时，液滴无法克服因壁面润湿特性的改变而带来的阻力，被壁面俘获。当 Bo 数大于 0.352 时，液滴在重力作用下能够通过非均匀润湿区域，并且 Bo 数越大，液滴通过疏水区域所花费的时间越短，且重力作用时间越长速度越快。

2）通过改变 θ_1 与 θ_2 差值 $\Delta\theta$ 来表示非均匀润湿程度，从而观察其对液滴运动过程的影响。最终发现，当 $\Delta\theta=70°$、$80°$、$90°$时，壁面润湿差异带来的阻力作用大于重力，从而无法顺利通过非均匀润湿；而当 $\Delta\theta=60°$、$50°$时，由壁面带来的阻力已经无法克服重力作用，前接触点的速度变得越来越快，并且 $\Delta\theta$ 越小，阻力带来的效应越小，速度上升的也越快。

3）通过改变 Oh 数来描述液滴黏滑运动受黏度和表面张力影响。发现当 Oh 数越大液滴受壁面阻力影响越小，黏滑运动带来的影响越不明显；反之液滴运动受壁面润湿特性变化带来的阻力影响越大，液滴黏滑运动越明显。当 Oh 数低于 0.715时，液滴无法顺利通过非均匀润湿区域从而被壁面俘获，Oh 数大于 0.757 时，液滴能够顺利地下滑，摆脱异质壁面。

参考文献（References）

[1] MANNETJE D T, GHOSH S, LAGRAAUW R, et al. Trapping of drops by wetting defects[J]. Nature Communications, 2014, 5(4): 3559.

[2] PRIEST C, SEDEV R, RALSTON J. A quantitative experimental study of wetting hysteresis on discrete and continuous chemical heterogeneities[J]. Colloid & Polymer Science, 2013, 291(2): 271-277.

[3] SBRAGAGLIA M, BIFERALE L, AMATI G, et al. Sliding drops across alternating hydrophobic and hydrophilic stripes[J]. Physical Review E, 2014, 89(1): 12406.

[4] DESIMONE A, GRUNEWALD N, OTTO F. A new model for contact angle hysteresis[J]. Networks & Heterogeneous Media, 2017, 2(2): 211-225.

[5] CONINCK J D, DUNLOP F, HUILLET T. Contact angles of a drop pinned on an incline[J]. Physical Review E, 2017, 95(5): 052805.

[6] BUSSMANN M, CHANDRA S, MOSTAGHIMI J. Modeling the splash of a droplet impacting a solid surface[J]. Physics of Fluids, 2000, 12(12): 3121-3132.

[7] FUKAI J, SHIIBA Y, YAMAMOTO T, et al. Wetting effects on the spreading of a liquid droplet colliding with a flat surface: Experiment and modeling[J]. Physics of Fluids, 1995, 7(2): 236-247.

[8] SPELT P D M. A level-set approach for simulations of flows with multiple moving contact lines with hysteresis[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 207(2): 389-404.

[9] KHATAVKAR V V, ANDERSON P D, DUINEVELD P C, et al. Diffuse-interface modelling of droplet impact[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, 581: 97-127.

[10] UNVERDI S O, TRYGGVASON G. A front-tracking method for viscous, incompressible, multi-fluid flows[J]. Journal of Computational Physics, 1992, 100(1): 25-37.

[11] YAMAMOTO Y, ITO T, WAKIMOTO T, et al. Numerical simulations of spontaneous capillary rises with very low capillary numbers using a front-tracking method combined with generalized Navier boundary condition[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2013, 51(3): 22-32.

[12] YAMAMOTO Y, TOKIEDA K, WAKIMOTO T. Modeling of the dynamic wetting behavior in a capillary tube considering the macroscopic-microscopic contact angle relation and generalized Navier boundary condition[J]. International Journal of Multi-

phase Flow,2014,59:106-112.
[13] MURADOGLU M, TASOGLU S. A front-tracking method for computational modeling of impact and spreading of viscous droplets on solid walls[J]. Computers & Fluids,2010,39(4):615-625.
[14] HUANG H, LIANG D, WETTON B. Computation of a moving drop/bubble on a solid surface using a front-tracking method [J]. Communications in Mathematical Sciences,2004,2(4):535-552.
[15] QUIAN T, WANG X P, SHENG P. Generalized Navier boundary condition for the moving contact line[J]. Communications in Mathematical Sciences,2003,1(2):333-341.

作者简介:

张莹　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂热流体数值模拟。

李培生　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:固体废物、生物质、煤的清洁燃烧及资源化利用。

Numerical simulation of drop capturing capabilities on heterogeneous walls

ZHANG Ying[1], LU Min[1], LI Peisheng[1,2,*], XU Shufang[1], LIU Qiang[1], HUANG Jie[1]

(1. School of Mechanical & Electrical Engineering, Nanchang University, Nanchang 330031, China;
2. Jiangxi Province Key Laboratory of Polymer Preparation and Processing, Shangrao Normal College, Shangrao 334001, China)

Abstract: In order to study the drop capturing capabilities of heterogeneous walls, a numerical method is developed by integrating the generalized Navier boundary condition into front tracking method (FTM) to establish the contact angle model. The numerical simulation of the movement of drops on the heterogeneous wall with non-uniform wetting was carried out. The drop slides on the inclined wall from the uniform wetting part to the non-uniform wetting part. The movement of the drop in the non-uniform wetting area is studied by changing the *Bo* number, the *Oh* number and the non-uniform wetting degree. the results show that when the *Bo* number becomes lager, the movement of drop will be less affected by the resistance of the wall and the velocity of the drop will become larger which makes it difficult to be captured; the greater the *Oh* number is, the less effect of wall surface resistance on the drop is, and the more difficult it is to capture the drop; when the non-uniform wetting degree becomes lager, the resistance of the heterogeneous wall to drop will be greater, and the drop will be captured more easily.

Keywords: drop; direct numerical simulation; stick-slip; contact angle; front tracking method (FTM)

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-03-23; **Published online**: 2018-04-18 09:50
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180417.1913.004.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11562011, 51566012); Innovation Fund Designated for Graduate Students of Jiangxi Province (YC2018-S059)
* **Corresponding author**. E-mail: ncudns1995z@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0802

离子推力器羽流热效应仿真分析

张建华*，李晶华，尤凤仪，郑鸿儒
（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083）

摘 要：离子推力器工作时向外喷出的羽流与航天器表面碰撞，会引起敏感材料热变形等热效应，严重时会导致航天任务失败。针对兰州空间技术物理研究所研制的 LIPS-200 型离子推力器羽流热效应进行了仿真分析。仿真中，使用粒子网格（PIC）方法处理等离子体运动，使用直接模拟蒙特卡罗（DSMC）方法处理粒子间碰撞，使用 Maxwell 模型处理粒子与壁面的能量交换，对电推进羽流热效应测量中的部分测点进行了数值模拟。结果表明，仿真结果与实验数据符合较好，离子推力器出口轴线上滞止热流仿真值与实验测量值误差小于17.0%。此外，热流计对流场的影响主要集中在热流计附近 0.1 m 范围内，对整体流场影响较小。

关 键 词：电推进；羽流；热效应；PIC-DSMC 方法；数值模拟
中图分类号：V439
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2028-07

电推力器以其比冲高、寿命长和可控性强等优点在深空探测中发挥着重要作用，已经被应用于姿态控制、轨道转移、深空探测等空间任务中[1-2]。电推进技术的在轨应用为航天器空间环境研究带来了许多无法忽视的新难题，电推进羽流与航天器的相互作用是其中重要的内容之一。

离子推力器羽流主要由离子推力器高速喷出的高能工质离子与中和器发射的电子构成的束流等离子体及与电荷交换产生的交换电荷等离子体两部分组成。羽流会撞击航天器表面，对航天器产生力效应、热效应和污染效应等，影响航天器部件的正常工作和寿命，严重时会导致航天任务失败[3]。其中，热效应主要是由于离子推力器羽流会直接或者返流与航天器表面发生碰撞，这种碰撞会引起航天器敏感材料热变形，而热流的累积也会造成航天器重要元器件的损坏，进而导致航天器重要部件功能的丧失。因此，开展离子推力器的羽流热效应研究十分必要。

目前，国内外电推进的诊断测量主要利用静电探针、发射探针、阻滞势分析仪（RPA）、法拉第探针等接触式诊断设备直接放置在等离子羽流中，对电子密度、空间电位、离子能量分布、等离子体电势、电流密度等加以测量，然而关于等离子体的热效应研究正式发表的文献很少。2007 年，上海交通大学周志雄等[4]对真空条件下气体与固体表面的相互作用过程的热适应系数进行了数值模拟仿真研究。2008 年，美国奥斯汀大学 Berisford 等[5]以螺旋波等离子体为研究对象，对氩放电过程进行了热效应诊断实验研究，用热电偶和热辐射探针分别安装在气流的下游和真空舱尾部测量热流值。

对于推力器热效应的仿真研究主要集中于化学推力器。2014 年，王黎珍等[6]对化学推力器真空羽流热效应的计算模型进行了修正和误差分析。目前，尚未见针对电推进羽流热效应的仿真研究，而仿真研究对于电推力器的实际在轨应用具有重要意义。如果分析过于保守，则导致热防护过度；估计不足，则会使热量积聚，可能导致设

收稿日期：2017-12-25；**录用日期**：2018-01-05；**网络出版时间**：2018-01-31 13:52
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180130.1737.003.html
* **通信作者**. E-mail：zjh@buaa.edu.cn

引用格式：张建华，李晶华，尤凤仪，等. 离子推力器羽流热效应仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2028-2034.
ZHANG J H，LI J H，YOU F Y，et al. Simulation analysis of ion thruster plume thermal effect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2028-2034(in Chinese).

北航学报 赠阅

备失效。在电推进羽流热效应分析中,如何准确获得羽流流场及高能粒子与表面作用的精确模型是 2 个主要难点。本文针对 LIPS-200 型离子推力器地面真空舱内羽流热效应实验中的部分工况,采用三维粒子网格-直接模拟蒙特卡罗(PIC-DSMC)方法进行数值模拟研究,并与实验数据进行对比分析。

1　仿真方法

本文涉及到的仿真算例均采用 EX-PWS(Extension of Plume Work Station)[7]软件实现。EX-PWS 是羽流工作站(PWS)[8]软件的电推进扩展程序包,使用 PIC 方法[9]处理电场解算、粒子运动等过程,使用 DSMC 方法[10]处理粒子间碰撞。EX-PWS 软件使用三维非结构网格适应复杂空间环境。此外,为提高计算效率,软件使用了 MPI 并行计算方法。

为了减少计算量,EX-PWS 将等离子体中的电子视为流体,将离子及推力器出口喷出的 Xe 原子视为计算粒子。电子运动采用准中性假设[11]和 Boltzmann 关系式描述。电子温度使用等温模型,忽略磁场影响。Boltzmann 关系式[12]可表述为

$$n_e = n_{ref}\exp\left(\frac{\phi}{kT_e}\right) \tag{1}$$

式中:n_e 为电子密度;n_{ref} 为电势 ϕ 为零处的参考电子密度,这里取 1×10^{16} m^{-3};T_e 为电子温度,这里取为常数 3.5 eV;k 为 Boltzmann 常数。

粒子间碰撞包括弹性碰撞及电荷交换碰撞,其是影响流场的一个主要因素。在软件中,粒子间碰撞使用 DSMC 方法进行处理。忽略 Xe 原子、Xe 离子与碳原子之间的弹性碰撞和电荷交换碰撞。各种粒子间的碰撞截面选取与文献[13]相同。

本文在模拟环境压强时采用虚拟粒子的方法,将背景气体视为虚拟粒子,仅参与碰撞计算。当计算粒子运动到某一网格中将要与背景 Xe 原子发生碰撞时,按照设置的环境压强给出数密度,按照环境温度根据 Maxwellian 分布给出热运动速度,碰撞后背景粒子状态不变,计算粒子运动速度及方向,按照碰撞模型发生变化。计算粒子与背景粒子间的碰撞类型包括弹性碰撞及电荷交换碰撞。

2　实验系统

实验系统由真空羽流实验设备、离子推力器系统、热流传感器系统和 Faraday 探针系统组成,本文主要介绍测量热流的传感器系统。热流传感器系统主要由总热流计、辐射热流计、信号转换装置和电流信号采集系统组成。Schmidt-Boelter[14-16]热流计是基于空间温度梯度原理,利用热电堆测量温度差的方法,进而获得热流的大小。实验测量系统的示意图如图 1 所示,本次实验过程中使用的热流传感器实物图如图 2 所示。

本文进行离子推力器羽流热效应诊断采用的热流计为 Schmidt-Boelter 热流计。热流计的量程为 10 kW/m^2,精度满量程 ±3%,因此热流计的诊断误差在 ±0.3 kW/m^2 左右。同时需要注意的是,热流计最高容许传感器温度为 204℃,在具体的实验过程中采用两路热电偶对热流传感器的温度进行监控,并采用降温处理使热流传感器的温度保持在合理的温度范围内。

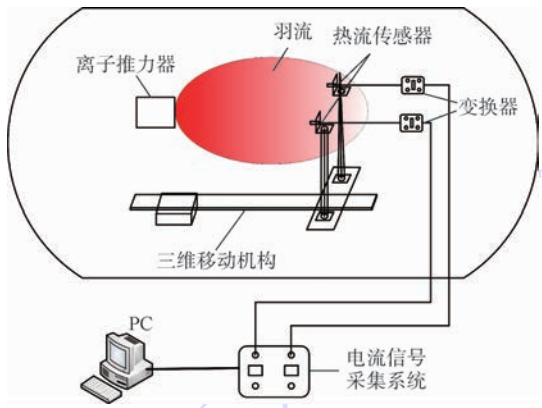


图 1　离子推力器羽流热效应测量系统示意图

Fig. 1　Schematic diagram of ion thruster plume thermal effect measurement system

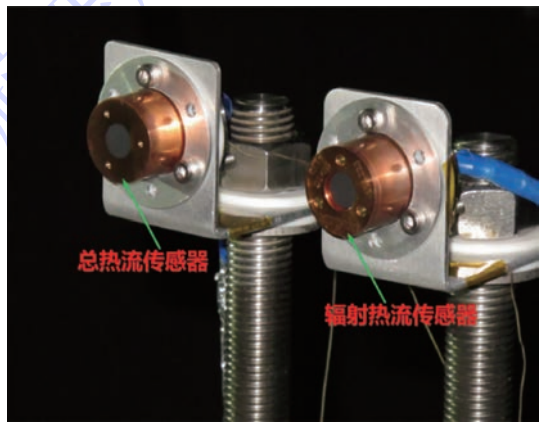


图 2　两种热流传感器实物图

Fig. 2　Photo of two kinds of heat flow sensor

3　网格及边界条件

仿真计算区域设定为包括推力器前方 1.5 m

和推力器后方 0.5 m、直径 2.0 m 的卧式圆柱体，网格数为 200 万左右，沿 x 方向划分为 24 个并行分区。如图 3 所示，计算域内部有一个小圆柱体用来模拟推力器，模拟热流计为直径 30 mm、长 40 mm的小圆柱体，模拟热流计与推力器间的相对位置如图 4 所示。

在处理粒子与边界面之间的相互作用时，采用适应系数衡量来流粒子速度对壁面温度的适应程度。在粒子与表面发生碰撞时，程序会生成一个随机数，其大于适应系数，则粒子采用镜面反射，否则，采用漫反射。文献[17]中提出当离子能量高于 400 eV 时，适应系数将接近于 1.0，为保守起见，本文中热流计表面适应系数取为 0.9，即认为 90% 的粒子进行漫反射，10% 的粒子进行镜面反射。计算域边界设置为自由边界，当粒子运动到边界后即从流场中移除该粒子。

实验中采用的推力器为兰州空间技术物理研究所研制的 1.3 kW 的 LIPS-200 型离子推力器[18]。推力器工质为氙气，工作时的流量为1.37 mg/s，

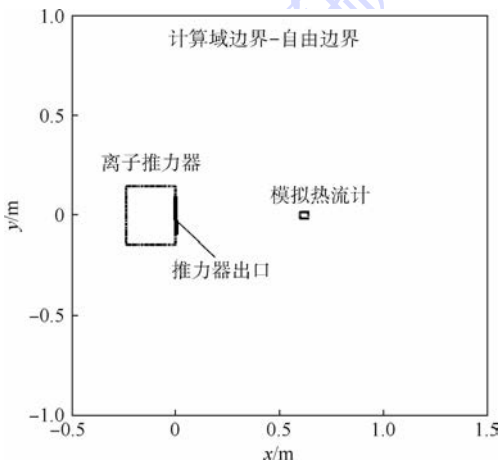


图 3 计算域示意图

Fig. 3 Schematic diagram of computational domain

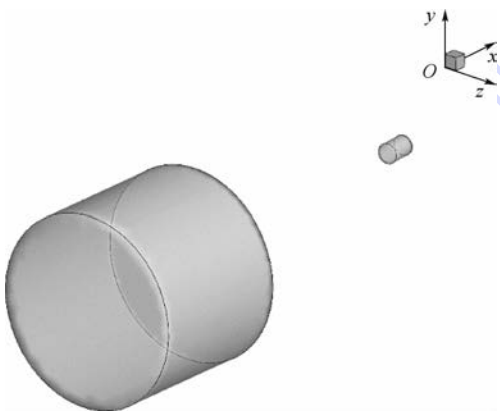


图 4 推力器与模拟热流计相对位置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of relative position of thruster and simulated heat flow meter

栅极电压为 1 000 V。仿真中设置推力器电离率为 90%，羽流发散半角为 16°，二价离子占离子总数的 10%。推力器仿真参数设置如表 1 所示。推力器出口射出的粒子包括 Xe 原子、一价离子和二价离子 3 种，出口流量分布设置为高斯分布[19]。计算中忽略了中和器带来的影响。

为了出口分布的准确性，针对离子推力器在实验中的工作情况进行了仿真，并与实验结果进行对比。仿真结果如图 5 所示，实验数据由 Faraday 探针测得，实验在真空羽流实验设备(PES)[7,20]中开展。可以看出，仿真结果与实验结果符合较好。因为近场羽流中的电流密度大部分来自于推力器直接喷出的高速离子，因此近场电流密度仿真结果与实验结果相符能够说明仿真所用的推力器出口参数是合理的。

表 1 LIPS-200 型离子推力器仿真基本参数

Table 1 Basic parameters of LIPS-200 ion thruster simulation

粒子种类	流率/s^{-1}	温度/K	速度/($m \cdot s^{-1}$)
Xe	5.69×10^{17}	300	325
Xe +	4.609×10^{18}	46 400	39 000
Xe + +	5.12×10^{17}	46 400	55 154

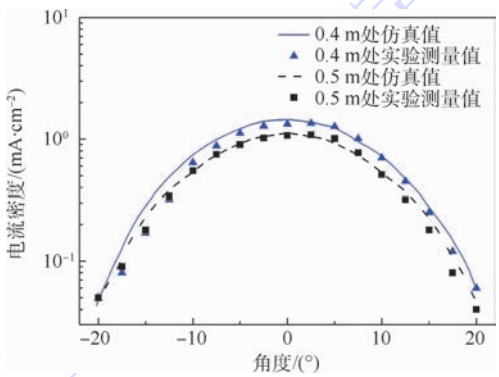


图 5 羽流场电流密度仿真与实验对比

Fig. 5 Comparison of current density in plume flow field between simulation and experiment

4 计算结果分析

本节针对 LIPS-200 型离子推力器，开展电推进羽流热效应仿真分析，并与实验结果进行对比。本文对羽流热效应的计算综合考虑了热流计置于流场中对羽流的影响，尤其是高能粒子撞击热流计表面后被中和并损失能量成为慢速中性原子后，仍然参与 Xe 原子流场的计算，使得仿真条件与实验工况尽量吻合。计算中，时间步长设置为 1×10^{-7} s，粒子权重设置为 5×10^{8}，环境及各壁面温度为 300 K，环境压强为 2 mPa，并认为推力

器及热流计接地,所有表面电势设置为 0 V。

图 6 给出了轴向位置上(距离推力器出口 0.5 ~ 1.0 m)实验和仿真的对比。其中,平均滞止热流仿真值曲线显示粒子与热流计表面进行了完全的热交换(热适应系数为 1.0);平均热流仿真值曲线即带有热适应系数的仿真热流值(本文中的适应系数取值为 0.9)。需要注意的是,仿真值中的平均指的是在 30 mm 的模拟热流计表面进行能量统计后在表面上进行平均,避免在单个网格中由于粒子数较少造成热流值畸高。

可以看出,在轴线上仿真值与实验测量值均沿着与推力器的距离升高而降低,实验测量值与平均滞止热流仿真值相近,最大误差出现在 0.9 m 处,与平均滞止热流仿真值的误差值为 17.0%,与平均热流仿真值的误差为 25.3%,在等离子体测量领域认为是可以接受的。但同时可以看出,本文算例中采用的适应系数偏低,当粒子能量全部传递(适应系数为 1.0),即粒子滞止时热流仿真值与实验测量值符合较好。仿真与实验误差产生的可能原因包括束流模型偏差、适应系数选取及实验误差等方面。

图 7(a)给出了距离推力器出口 0.5 m 处径向热流随角度的分布情况。可以看出,在角度为 0° ~ 15°的羽流束流区域内,实验测量值基本小于平均滞止热流仿真值,而高于平均热流仿真值。平均滞止热流相对误差绝对值在 11.1% 以内,平均热流相对误差绝对值在 21.1% 以内,误差较小。平均滞止热流相对误差较大的位置在 15°左右,此处为束流半角,即束流区和非束流区的交界处,此处的等离子体数密度较为稀薄,仿真和实验的难度都很大,因此相对误差较高。但同时也能看出,无论是平均滞止热流仿真值还是平均热流仿真值,其沿径向下降的速度与实验测量值相比较为平缓,说明在采用 Maxwell 模型处理粒子与表面能量交换时使用的适应系数不应是固定值,而是应该随着角度进行变化。从粒子撞击的角度来说,正入射时粒子垂直撞击热流计表面,绝大部分能量转化为热能,而斜入射粒子存在一定的出射速度,从而降低了能量交换。因此,当角度升高时,适应系数应随之降低。

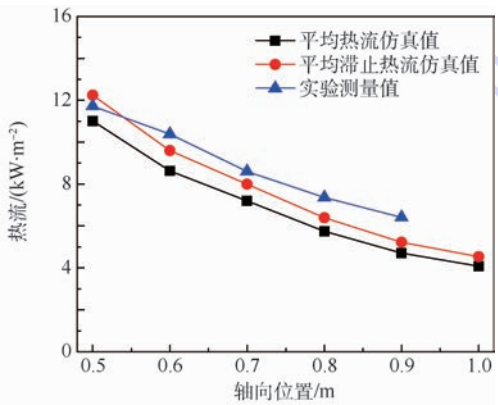


图 6　轴向位置热效应实验和仿真对比

Fig. 6　Comparison of thermal effect in axial direction between simulation and experiment

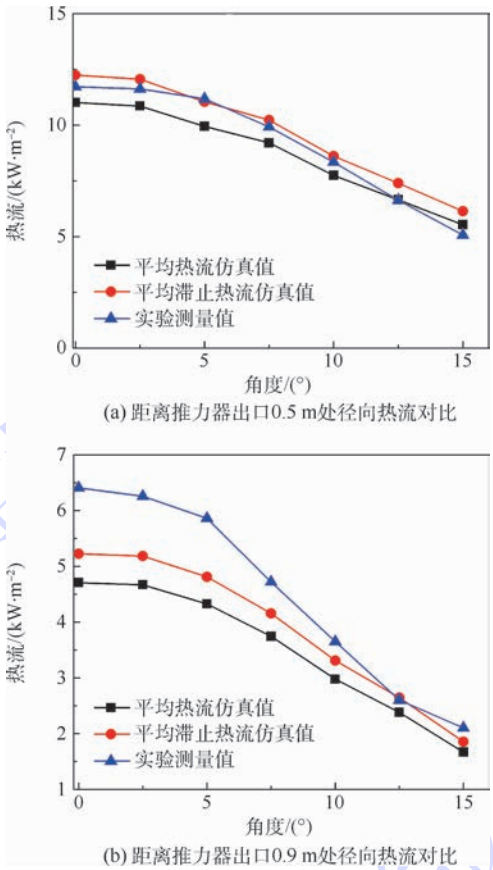


图 7　距离推力器出口 0.5 m 和 0.9 m 处径向热流对比

Fig. 7　Comparison of radial heat flow at 0.5 m and 0.9 m from thruster exit

图 7(b)给出了距离推力器出口 0.9 m 处径向热流随角度的分布。可以看出,在羽流束流区域内,实验测量值全面高于平均滞止热流仿真值和平均热流仿真值。平均滞止热流相对误差绝对值在 18.4% 以内,平均热流相对误差绝对值在 26.5% 以内,误差在可接受范围。但同时能够看出,在 0.9 m 处径向小角度内误差普遍较高,说明仿真中采用的束流模型在 0.5 m 后下降速度较快,与实际分布相差较大。

图 8(a)给出了热流计处于距离推力器出口 0.9 m处流场中的一价 Xe 离子分布情况。可以看出,对于一价 Xe 离子来说,热流计的影响范围仅在热流计后约 0.1 m 的范围内,热流计前方流场基本不受影响,且对流场整体影响较小。

图 8(b)给出了有热流计情况下流场中的 Xe

北航学报 赠阅

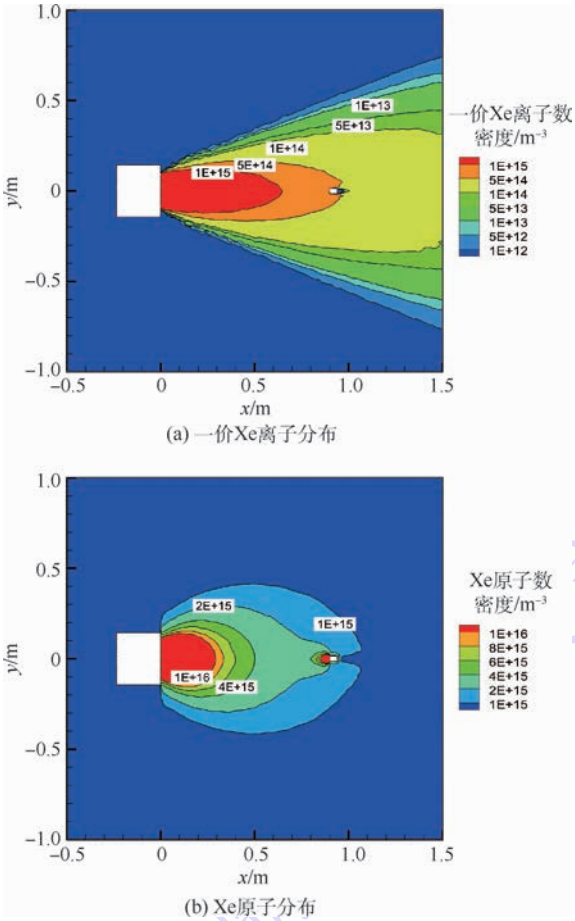


图 8 距离推力器出口 0.9 m 处放置热流计时的一价 Xe 离子和 Xe 原子分布

Fig. 8 Number density distribution of Xe atom and monovalent xenon ion when heat flow meter is located at 0.9 m away from thruster exit

原子分布情况。可以看出,模拟热流计对 Xe 原子的影响同时存在于热流计的前方及后方部分区域。在热流计前方,滞止于热流计表面的 Xe 离子被中和成为 Xe 原子,使小范围内的粒子数密度升高,数密度级别与推力器出口相近。在热流计后方同时出现数密度较低的区域,但由于 Xe 原子运动速度较低,且粒子数密度相比 Xe 离子较高,易于实现空间积聚,因此并未出现粒子数密度为 0 的区域。

图 9 给出了距离推力器出口 0.9 m 处放置热流计后轴线上的一价 Xe 离子数密度、Xe 原子数密度分布与无热流计时数密度的对比。可以看出,对于一价 Xe 离子来说,影响较大的区域在热流计测量平面后的 0.1 m 范围内,在热流计后方距离较近区域接近为 0,然后逐渐恢复至正常量级,但在计算域内仍低于无热流计的情况。这是由于一价 Xe 离子的速度较高,约为 3.8×10^4 m/s,在无干扰的情况下基本沿直线运动,很难受到影响,当高速运动的 Xe 离子撞击热流计表面滞止后,被中和成为 Xe 原子,同时能量传递给热流计,因此造成了热流计后方小范围内粒子数为 0。而对于 Xe 原子,由于一部分 Xe 离子被中和后返回 Xe 原子流场中,造成了热流计前方 0.1 m 范围内 Xe 原子数密度升高约 2 个量级,但由于在稀薄气体中粒子间的碰撞概率较低,小范围内 Xe 原子数密度的升高对流场影响不大。

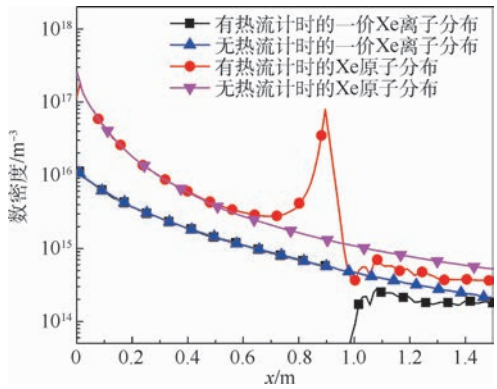


图 9 距离推力器出口 0.9 m 处放置热流计时的一价 Xe 离子、Xe 原子及无热流计时数密度对比

Fig. 9 Comparison of xenon atom and monovalent xenon ion number density distribution on axis with or without heat folw meter located at 0.9 m away from thruster exit

5 结 论

本文针对 LIPS-200 型离子推力器羽流热效应进行了三维数值模拟,采用准中性假设和 Boltzmann 关系式描述电子分布,采用 Maxwell 模型对粒子与表面能量交换过程,得到如下结论:

1)采用混合 PIC-DSMC 方法可以对电推进羽流热效应进行有效的数值模拟分析,推力器出口轴线上滞止热流仿真与实验对比,误差小于 17.0%。

2)在进行径向热效应仿真时,由于粒子具有一定的出射速度,热适应系数不是恒定不变的,而是应随着角度的升高而减小。

3)在进行三维粒子模拟时,模拟热流计的介入对流场整体影响较小。对 Xe 离子的影响主要集中在热流计后方 0.1 m 范围内,并出现了小范围内数密度为 0 的区域。热流计后方 Xe 离子数密度低于无热流计时的流场。

4)模拟热流计对于 Xe 原子的影响同时存在于热流计前方和后方,在热流计前方中性粒子数密度升高约 2 个量级,与推力器出口附近的数密度相近。热流计后方 Xe 原子数密度低于无热流计时的流场。

综上所述,本文在验证羽流流场的基础上,对

北航学报 赠阅

比了推力器出口 1.0 m 范围内的羽流热效应实验测量结果,验证了仿真模型精确性,可为进一步分析卫星及敏感仪器受热流的影响提供可信的输入条件。

参考文献(References)

[1] KORKUT B, LEVIN D A, TUMUKLU O. Simulations of ion thruster plumes in ground facilities using adaptive mesh refinement[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(3): 681-696.

[2] BROPHY J. Advanced ion propulsion systems for affordable deep-space missions[J]. Acta Astronautica, 2003, 52(2): 309-316.

[3] HU Y, WANG J. Electron properties in collisionless mesothermal plasma expansion: Fully kinetic simulations[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(9): 2832-2838.

[4] 周志雄,魏蔚,汪荣顺. 真空下气-固界面热适应系数的数值计算[J]. 低温与超导, 2007, 35(1): 36-40.
ZHOU Z X, WEI W, WANG R S. Themathematic calculation of thermal accommodation coefficients at gas-solid interface in vacuum[J]. Cryogenics, 2007, 35(1): 36-40(in Chinese).

[5] BERISFORD D F, BENGTSON R D, RAJA L L, et al. Heat flow diagnostics for helicon plasmasa[J]. Review of Scientific Instruments, 2008, 79(10): 10F515.

[6] 王黎珍,史纪鑫,郑世贵. 推力器真空羽流热效应计算模型修正及误差分析[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(5): 483-488.
WANG L Z, SHI J X, ZHENG S G. The error analysis and the improvement of heating effect model of the thruster vacuum plume[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(5): 483-488(in Chinese).

[7] SHANG S F, CAI G B, ZHU D Q, et al. Design of double-layer anti-sputtering targets for plume effects experimental system [J]. Science China: Technological Sciences, 2016, 59(8): 1265-1275.

[8] HE B J, ZHANG J H, CAI G B. Research on vacuum plume and its effects[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1): 27-36.

[9] BIRDSALL C K, LANGDON A B. Plasma physics via computer simulation[M]. Bristol: ADAM Hilger, 1991.

[10] BIRD G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows[M]. Oxford: Oxford University Press, 1994.

[11] GARNER C E, POLK J R, BROPHY J R, et al. Methods for cryopumping xenon: AIAA-96-3206[R]. Reston: AIAA, 1996.

[12] BYOD I D. A review of hall thruster plume modeling[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2000, 3(38): 381-387.

[13] ZHENG H R, CAI G B, LIU L H, et al. Three-dimensional particle simulation of back-sputtered carbon in electric propulsion test facility[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 161-169.

[14] KIDD C T, NELSON C G. How the Schmidt-Boelter gage really works: CONF-9505201[R]. Research Triangle Park: Instrument Society of America, 1995.

[15] KELTNER N R. Heat flux measurements: Theory and applications[M]. AZAR K. Thermal measurements in electronic cooling. Boca Raton: CRC Press, 1997: 273-320.

[16] GIFFORD A, HOFFIE A, DILLER T, et al. Convection calibration of Schmidt-Boelter heat flux gages in shear and stagnation air flow[J]. Journal of Heat Transfer, 2010, 132(3): 031601.

[17] VLADIMIR K, ALEXANDER S, IGOR S. Investigation of the accelerated ions energy accommodation under their impingement with solid surfaces: AIAA-2002-4110[R]. Reston: AIAA, 2002.

[18] ZHANG T P. Initial flight test results of the LIPS-200 electric propulsion system on SJ-9A satellite[C]// 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013: 47-54.

[19] VANGILDER D B, FONT G I, BOYD I D. Hybrid Monte Carlo-particle-in-cell simulation of an ion thruster plume[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(4): 530-538.

[20] CAI G B, LING G L, HE B J. An introduction to the novel vacuum plume effects experimental system[J]. Science China-Technological Sciences, 2016, 59(6): 953-960.

作者简介:

张建华　男,博士,副研究员。主要研究方向:航空宇航推进理论与技术、稀薄气体动力学、火箭发动机流场计算及测试。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Simulation analysis of ion thruster plume thermal effect

ZHANG Jianhua*, LI Jinghua, YOU Fengyi, ZHENG Hongru

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The plume ejected from a working ion thruster collides with the surface of spacecraft, which may cause thermal effects such as thermal deformation of the sensitive material and lead to the failure of the space mission in severe cases. In this paper, the plume thermal effect of LIPS-200 ion thruster developed by Lanzhou Institute of Space Physics was simulated. The particle in cell (PIC) method is employed to process the plasma motion, the direct simulation Monte Carlo (DSMC) method is employed to deal with the collision between particles, and the Maxwell model is employed to deal with the energy exchange between the particle and the surface. Part of the measuring points in the experiment of electric propulsion plume thermal effect was numerically simulated. The results show that the simulation results are in good agreement with the experimental data. The error between simulation results and experimental data of the stagnation heat flow on the outlet axis of the thruster is less than 17.0%. In addition, the influence of the heat flow meter on the flow field is mainly concentrated within 0.1 m near the heat flow meter, which has little impact on the overall flow field.

Keywords: electric propulsion; plume; thermal effect; PIC-DSMC method; numerical simulation

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-01-05; **Published online**: 2018-01-31 13:52

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180130.1737.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: zjh@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0025

流动应力计算对铝合金板材充液热成形性能影响

蔡高参[1,2,*]，武传宇[1]，郎利辉[3]，高泽普[2]

（1. 浙江理工大学 机械与自动控制学院，杭州 310018； 2. 宁波星箭航天机械有限公司，宁波 315153；
3. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：为研究流动应力计算对铝合金板材充液热成形性能的影响，进行了板材热态胀形试验，得到了不同直径的胀形高度-压力曲线。结合三坐标测量仪测得的胀形零件轮廓数据，拟合出了最小二乘圆（LSCF）半径，发现在高径比（h/a）范围（$0.18 < h/a \leqslant 0.68$）内，对应的曲率半径与圆形半径之间的圆形度误差为5%。为获取更为精确的应力-应变曲线，通过对现有曲率半径和厚度理论模型进行比较，结合流动应力计算，发现 Hill 及 Panknin 曲率半径模型的平均值及 Kruglov-Hill 厚度模型最符合试验数据。利用组合模型计算胀形试验所得到的胀形高度-压力曲线，得到了不同温度、不同压力率下的应力-应变曲线。结果表明，210℃时方向异性（轧制方向及垂直方向）对铝合金 7075-O 胀形件曲率半径的影响很小；同时，压力率可影响其应力-应变曲线。

关 键 词：板材充液热成形；流动应力；成形性能；应力-应变曲线；压力率
中图分类号：TG389
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2035-08

确定材料性能是研究金属材料变形行为的重要课题之一[1]。目前，被广泛用于确定材料流动应力的测试方法有单向拉伸、压缩、扭转、硬度压痕、液压胀形等。因不同的应力状态、工艺条件及相关理论局限性[2]，每种测试方法都有其局限性和适用性[3]。迄今为止，对于板材充液热成形材料性能测试而言，采用最广泛的仍然是热环境下的单向拉伸试验，以获取板材应力-应变曲线[4-5]。鉴于板材充液热成形存在流体压力诱导的厚向应力的特殊性[6-8]，研究者提出多种适于体现板材充液热成形应力状态特点的材料性能测试方法，如热环境下 Hoffmanner 试验[9]，指在高温及液体高压作用下的密闭容器内进行单向拉伸试验，其应力状态变为 $\sigma_1 > 0, \sigma_2 = \sigma_3 < 0$。除此之外，欧美国家已开展了热环境下铝合金板材胀形试验获取应力-应变曲线的相关研究，如达姆斯达特工业大学 Groche 等[10]、俄亥俄州立大学 Altan 等[11]、密西根大学 Koc 和 Mahabunphachai[12]。由于对试验设备要求较高，Hoffmanner 试验与板材热态胀形试验至今仍未能得到有效应用。

充液成形工艺中，薄壁件大多处于双向拉伸应力状态[13]，与单向拉伸相比，板材胀形试验更加符合充液成形工艺特点。由于非均匀变形存在，单向拉伸很难识别材料本身硬化或软化性能，并影响本构模型的外插能力。相比之下，板材胀形试验几乎不受颈缩的影响，且能获得较单向拉伸大得多的均匀变形应变。基于此，笔者认为采用热态胀形试验获取材料应力-应变曲线对研究板材充液热成形工艺具有十分重要的意义[14]。为了在试验中获取更为准确的应力-应变曲线，很有必要对试验中的胀形顶点进行应力状态分析，选取适当的顶点厚度解析模型，进而进行胀形流

收稿日期：2018-01-12；**录用日期**：2018-04-08；**网络出版时间**：2018-05-15 17:29
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180509.1543.001.html
基金项目：浙江省自然科学基金（LQ18E050010）；浙江理工大学科研启动基金（17022073-Y）
*通信作者. E-mail：caigaocan@126.com

引用格式：蔡高参，武传宇，郎利辉，等. 流动应力计算对铝合金板材充液热成形性能影响[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2035-2042. CAI G S，WU C Y，LANG L H，et al. Effect of flow stress calculation on formability of aluminum alloy warm sheet hydroforming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2035-2042 (in Chinese).

动应力计算[11,15-16]。

1 流动应力计算理论分析

1.1 胀形件球形度评估

胀形过程中的流动应力计算需要采用合理的理论假设。双向等拉获得的胀形零件不是绝对的球形,在理论计算中,为简化运算,大多数研究者采用了胀形零件是球形的理论假设。因此,在采用球形假设之前,应该对胀形件球形度进行评估,转换到平面情况下[17],即为圆度评估问题。

Gutscher 等[18]通过研究黏性介质压力(Viscous Pressure Bulging, VPB)胀形过程,指出材料强度系数 K 值、材料强度指数 n 值、厚向异性指数 ξ 值对胀形几何参数(如厚度分布及顶点曲率半径)影响很小,说明胀形几何形状不因材料的不同而发生很大改变,换言之,材料胀形轮廓形状是稳定的。选用铝合金 7075-O 材料数据,以直径 80 mm 的胀形零件为例,采用有限元软件 MSC. Marc 模拟胀形过程,提取轮廓边界上的节点,导出轮廓节点的二维坐标值(见图 1),将各坐标值进行 5 次多项式拟合和圆形最小二乘法拟合,则有

$$y = A_0 + A_1x + A_2x^2 + A_3x^3 + A_4x^4 + A_5x^5 \quad (1)$$

$$y = \sqrt{R_{\mathrm{LSCF}}^2 - x^2} \quad (2)$$

式中:A_0、A_1、A_2、A_3、A_4、A_5 为拟合参数;x 为距离顶点中心点的水平向坐标;R_{LSCF} 为最小二乘法拟合的圆半径。抛物线拟合得到的曲线精度高,与胀形轮廓符合程度好,可反映胀形件的真实轮廓。对最小二乘圆拟合(Least Square Circle Fit, LSCF),Pratt[19]方法精度高且对于非线性圆弧数据的拟合适应性强。本文应用 Pratt[19]方法进行最小二乘圆弧拟合,进而比较不同高径比(h/a)下前者曲率半径与后者圆形半径。

不同高径比(h/a)下胀形轮廓形状如图 2 所示。高径比从小至大范围内,采用最小二乘法拟合的 5 次多项式所得的曲线全部通过胀形轮廓点,重合程度高,残差方量级为10^{-13} ~ 10^{-3}。采用最小二乘圆拟合的圆心及半径,计算得到的圆形曲线不能与胀形件轮廓点完全重合,过小的高径比(h/a <0.18)及过大的高径比(h/a >0.68)情况下,两者误差均较大。图 2 中,h/a =0.061 及 h/a =0.696 时,两者出现明显偏差,在 0.061 < h/a <0.696 范围内,符合程度较好。采用式(3)计算式(1)沿 x 轴(见图 1)的任意点曲率半径:

$$R_{\mathrm{apex}}(\rho) = \frac{1}{k} = \left|\frac{(1 + y'^2(x))^{\frac{3}{2}}}{y''(x)}\right| \quad (3)$$

式中:$R_{\mathrm{apex}}(\rho)$为曲率半径;k 为曲率;y'和 y''分别为式(1)的 1 阶和 2 阶导数。

h/a =0.27、0.6、0.64 的曲率半径曲线如图 3 所示。从图 3 中可知,在 h/a =0.27 时,顶点曲率半径最大,越往边缘其值越小,与拟合得到的最小二乘圆半径有一个交点且远离顶点。在 h/a = 0.6时,靠近顶点的曲率半径趋于平缓且很接近最小二乘圆半径,边缘处曲率半径急剧增大,整个胀形轮廓曲率半径与最小二乘圆半径重合点有 2 处。

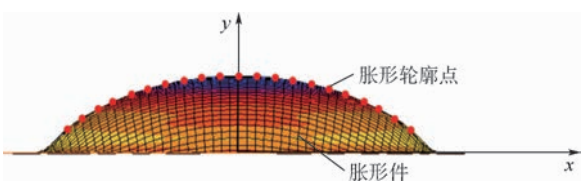


图 1 有限元胀形模型及轮廓点示意图

Fig. 1 Schematic of finite element bulging model and point of bulging profile

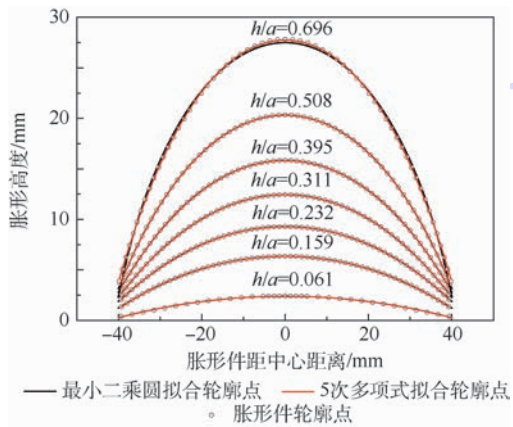


图 2 有限元胀形件轮廓点及 5 次多项式拟合、最小二乘圆拟合的轮廓形状比较

Fig. 2 Profile comparison of finite element bulging data points, five-order polynomial fitting and LSCF fitting

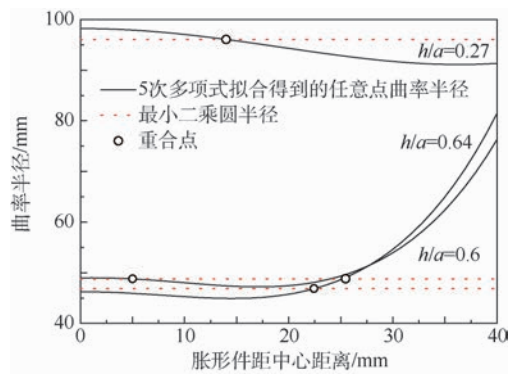


图 3 胀形轮廓沿 x 轴任意点曲率半径

Fig. 3 Arbitrary points radius of curvature of bulging profile along x axis

北航学报 赠阅

通过对其他 h/a 进行比较,存在类似规律:h/a 较小时($h/a<0.18$),顶点曲率半径大于最小二乘圆半径,边缘曲率半径小于最小二乘圆半径;随着 h/a 增大,顶点曲率半径减小且越来越接近最小二乘圆半径,边缘曲率半径偏离最小二乘圆半径严重;h/a 过大时($h/a>0.68$),顶点曲率半径小于最小二乘圆半径,边缘曲率半径偏离最小二乘圆半径更加严重。总体而言,在 h/a 中间范围内($0.18<h/a\leqslant 0.68$),胀形轮廓与球形有 2 处重合;而在 h/a 两端范围内(即 $h/a<0.18$、$h/a>0.68$),只有 1 处重合,表明不存在胀形轮廓任意曲率半径与球形处处重合的情况,即胀形轮廓远非球形。

应用式(3)计算式(1)中沿 x 轴的任意点曲率半径,图 4 表示胀形轮廓曲率半径与最小二乘圆半径第 1 个重合点分布情况,图 5 表示胀形顶点曲率半径与最小二乘圆半径沿高径比分布情况。可知,顶点曲率半径在特定范围内非常接近最小二乘圆半径。故在此特定范围内,可近似地用计算出的最小二乘圆半径代替胀形轮廓曲率

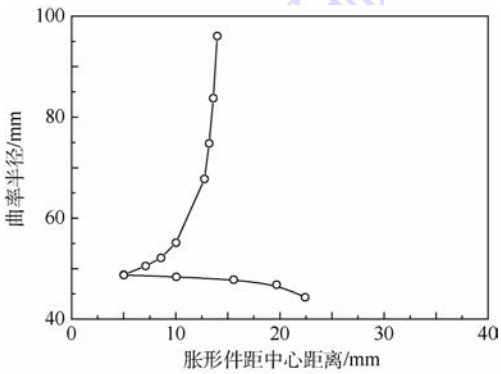


图 4　胀形轮廓曲率半径与最小二乘圆半径第 1 个重合点分布

Fig. 4　Distribution of the first coincidence point between radius of curvature of bulging profile and LSCF radius

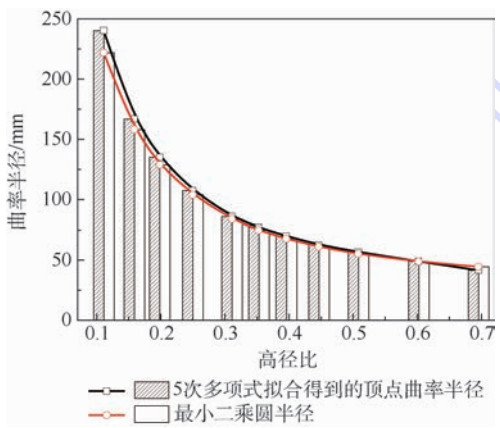


图 5　胀形顶点曲率半径与最小二乘圆半径沿高径比分布

Fig. 5　Distribution of radius of curvature of bulging vertex and LSCF radius along ratio of height to radius

半径。将顶点曲率半径与最小二乘圆半径进行比较,两者之间的圆形度误差为

$$E_{\mathrm{R}}=\frac{R_{\mathrm{apex}}-R_{\mathrm{LSCF}}}{R_{\mathrm{apex}}}\times 100\% \tag{4}$$

式中:E_{R} 为圆形度误差。

圆形度误差计算结果如图 6 所示。h/a 较小时($h/a<0.18$),两者误差比较大。随着 h/a 增大,两者误差逐渐减小,在 $h/a=0.6$ 时达到最小值 0.375%;而当 $h/a>0.6$ 时,误差又急剧增大。从而可知,胀形顶点圆形度误差(不超过)5% 时对应的高径比分布范围为 $0.18<h/a\leqslant 0.68$,误差(不超过)3% 时对应的高径比分布范围为 $0.26\leqslant h/a\leqslant 0.66$。即在高径比分布范围 $0.18<h/a\leqslant 0.68$ 内,顶点曲率半径非常接近最小二乘圆半径,在此范围外,两者之间的圆形度误差较大。

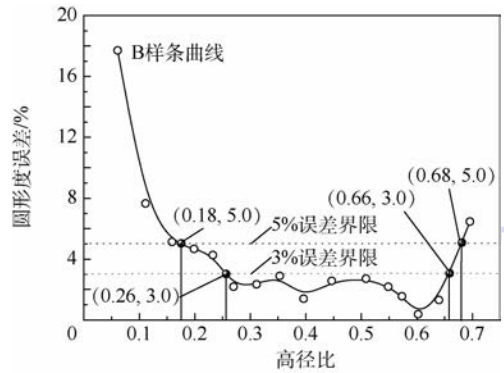


图 6　胀形顶点曲率半径与最小二乘圆半径圆形度误差沿高径比分布

Fig. 6　Roundness error distribution of radius of curvature of bulging vertex and LSCF radius along ratio of height to radius

1.2　胀形应力应变状态分析

胀形顶点为双向等拉应力应变状态[20],对胀形顶点微元受力分析可知:

$$\sigma_r=\sigma_\theta=\frac{pR_{\mathrm{apex}}}{2t_d} \tag{5}$$

式中:p 为胀形压力,MPa;t_d 为胀形顶点厚度。

可知,胀形顶点的应力状态为

$$\sigma_r=\sigma_\theta>0 \tag{6}$$

$$\sigma_t=-\frac{p}{2}<0 \tag{7}$$

将式(6)、式(7)代入 Mises 等效应力公式,则有

$$\bar{\sigma}=\frac{\sqrt{2}}{3}\sqrt{(\sigma_r-\sigma_\theta)^2+(\sigma_\theta-\sigma_t)^2+(\sigma_t-\sigma_r)^2}=\frac{p}{2}\left(\frac{R_{\mathrm{apex}}}{t_d}+1\right) \tag{8}$$

胀形顶点应变状态为

$$\varepsilon_r=\varepsilon_\theta>0 \tag{9}$$

$$\varepsilon_t=-2\varepsilon_r<0 \tag{10}$$

北航学报 赠阅

将式(9)、式(10)代入 Mises 等效应变公式，则有

$$\bar{\varepsilon}=\frac{\sqrt{2}}{3}\sqrt{(\varepsilon_r-\varepsilon_\theta)^2+(\varepsilon_\theta-\varepsilon_t)^2+(\varepsilon_t-\varepsilon_r)^2}=-\varepsilon_t=\ln\left(\frac{t_0}{t_d}\right) \tag{11}$$

从式(8)、式(11)中可知，通过试验获取胀形压力 p、曲率半径 R_{apex} 及顶点厚度 t_d，便可计算出等效应力及等效应变。

2 胀形试验

2.1 试验材料

胀形试验所用材料为美铝公司(Alcoa)生产的 7075-O 铝合金，厚度为 1 mm。该材料为 Al-Zn-Mg-Cu 系高强铝合金，主要用于某机型机身及机翼整体壁板制造，具有韧性较高、耐应力耐腐蚀较好等特点，其化学成分如表 1 所示[16,21]。

表 1 7075-O 铝合金化学成分[16,21]

Table 1 Chemical composition of 7075-O aluminium alloy[16,21]

成 分	Zn	Mg	Cu	Mn	Cr	Fe	Si	Ti	其他	Al
含量/%	5.1	2.1	1.2	0.3	0.18	0.5	0.4	0.2	0.2	余量

2.2 试验条件

胀形试验在专用的胀形试验机上进行[16]。根据需要，试验过程中通过压力率 $\dot{p}$(单位时间内压力的增量，MPa/s)控制实现整个胀形过程[16,21]。选用(不超过)5% 的胀形顶点圆形度误差，直径为 80 mm 的胀形零件，胀形高度范围为 7.2 ~ 27.2 mm。在压力率 $\dot{p}$ 为 0.005 MPa/s、温度为 210℃时，进行指定胀形高度为 10、12、16、20、22 mm 的胀形试验。采用三坐标测量仪 Century977(测量精度为 0.03 μm，探针球头直径为 1 mm)对不同指定胀形高度胀形件轮廓线轧制方向(0°)及垂直方向(90°)进行测量，每个方向各测 21 个点，从中间顶点向外，每个方向顶点两侧各测 10 个点，测量示意图如图 7 所示。

2.3 试验结果

根据 2.2 节所述试验条件，不同胀形高度胀形件如图 8 所示。将所测数据点代入式(2)进行最小二乘圆拟合，并将结果与有限元(采用有限元软件 MSC. Marc 模拟胀形过程，结合 Pratt[19] 方法)最小二乘圆半径对比，所得结果如表 2 及图 9 所示。再将得到的最小二乘圆半径作为式(8)、式(11)中 R_{apex} 的试验数据，便可计算得到等效应力和等效应变。

对比结果可知，除了胀形高度为 10 mm 时，基于试验测量数据拟合的最小二乘圆半径与基于有限元数据拟合的最小二乘圆半径有较明显误差外(该误差可接受，因为此时的高径比 $h/a=0.25$，胀形顶点圆形度误差为 3.87%，小于 5%；且 h/a 在 $0.18<h/a\leqslant 0.68$ 范围内)，胀形高度为 12、16、20、22 mm 时，两者结果符合程度很好。证明在一定范围内，顶点曲率半径非常接近最小二乘圆半径，可近似地用计算出的圆形曲率半径代

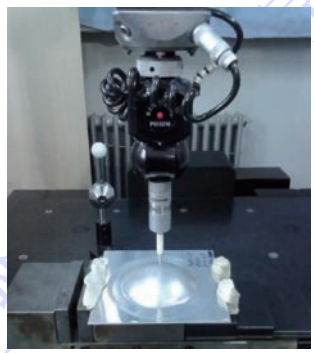


图 7 三坐标测量仪测量示意图

Fig. 7 Schematic of three coordinate measuring machine

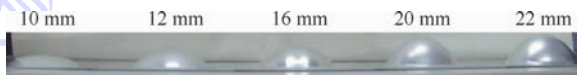


图 8 不同胀形高度胀形件

Fig. 8 Bulging parts with different bulging heights

表 2 不同胀形高度时试验测量数据和有限元拟合数据胀形件轮廓最小二乘圆半径对比

Table 2 Comparison of LSCF radius of bulging parts profile based on experimental measurment data and finite element fitting data with different bulging heights

mm

胀形高度	轧制方向		垂直方向		有限元拟合最小二乘圆半径
	圆心(y,z)	最小二乘圆半径	圆心(x,z)	最小二乘圆半径	
10	(-94.73, -159.32)	107.16	(108.77, -160.12)	107.95	103.77
12	(-91.72, -133.30)	84.18	(113.19, -133.25)	84.13	83.75
16	(-97.33, -114.89)	68.79	(117.74, -114.77)	68.66	67.79
20	(-91.99, -94.10)	53.70	(117.51, -94.30)	53.90	55.15
22	(-92.85, -91.94)	52.35	(120.50, -91.92)	52.32	52.14

北航学报 赠阅

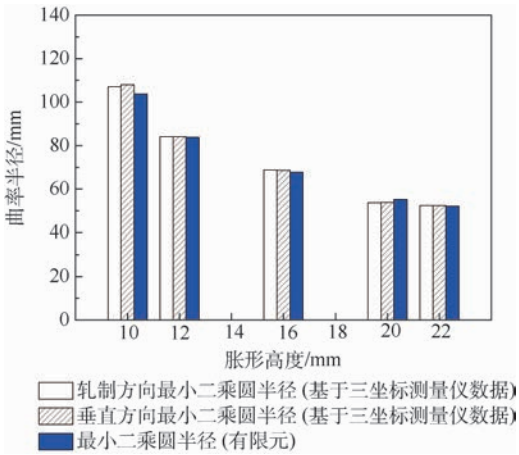


图 9　试验测量数据和有限元拟合数据胀形件轮廓最小二乘圆半径比较

Fig. 9　Comparison of LSCF radius of bulging parts profile based on experimental measurment data and finite element fitting data

替胀形轮廓顶点曲率半径。同时可知,温度为 210℃时,方向异性(轧制方向、垂直方向)对 7075-O 铝合金胀形件曲率半径影响很小。

3　流动应力计算

3.1　胀形流动应力典型计算模型比较

采用超声波测厚仪测量胀形件顶点厚度,结合不同胀形高度胀形件的实测厚度,可计算出真实应力及真实应变。计算顶点曲率半径 R_{apex} 的典型解析表达式(Hill、Panknin 等)及计算顶点厚度 t_d 的典型解析模型(Hill、Kruglov 等)如表 3 所示。

对于胀形顶点曲率半径 R_{apex} 及顶点厚度 t_d,可通过胀形直径 D_c($D_c=2r_c$)、胀形高度 h_d 两个参数表示。

各模型比较结果如图 10 所示,Hill 顶点曲率半径模型预测值小于试验值,Panknin顶点曲率半径模型预测值大于试验值,而 2 种模型预测值的平均值与试验值最接近。

表 3　不同顶点曲率半径及顶点厚度解析模型

Table 3　Analytical model for different vertex radius of curvature and vertex thickness

顶点曲率半径		顶点厚度	
模型	表达式	模型	表达式
Hill	$R_{apex}=\dfrac{r_c^2+h_d^2}{2h_d}$	Jovane	$t(t_d)=\dfrac{t_0 r_c^2}{r_c^2+h_d^2}$
Panknin	$R_{apex}=\dfrac{(r_c+r_f)^2+h_d^2-2r_f h_d}{2h_d}$	Hill	$t(t_d)=t_0\left(\dfrac{r_c^2}{r_c^2+h_d^2}\right)^2$
		Kruglov	$t(t_d)=t_0\left[\dfrac{r_c/R_{apex}}{\sin^{-1}(r_c/R_{apex})}\right]^2$

注:r_c—胀形半径;h_d—胀形高度;r_f—胀形圆角半径;$t(t_d)$—顶点厚度;t_0—板材初始厚度。

图 11 为顶点厚度计算模型与试验数据对比结果。可知,理论模型及试验值均显示随胀形高度增大顶点厚度减薄迅速。Jovane 模型与 Hill 模型依赖于胀形高度,而 Kruglov 模型中含有顶点曲率半径信息,可采用表 3 中 Hill 曲率半径模型或 Panknin 曲率半径模型,还可采用此 2 种模型的平均值,则 Kruglov 厚度模型可标注为 Kruglov-Hill、Kruglov-Panknin 或 Kruglov-ave 以示区别。可以看到,Hill 厚度模型预测的顶点厚度偏小严重,Jovane、Kruglov-Panknin、Kruglov-ave 厚度模型预测值较试验值偏大,Kruglov-Hill 厚度模型预测值最接近试验值。

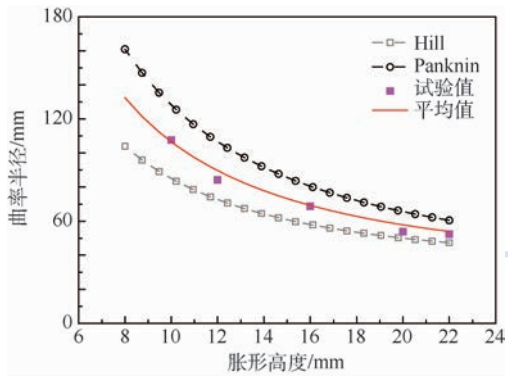


图 10　顶点曲率半径计算模型与试验数据对比

Fig. 10　Comparison of calculation model of vertex radius of curvature and experimental data

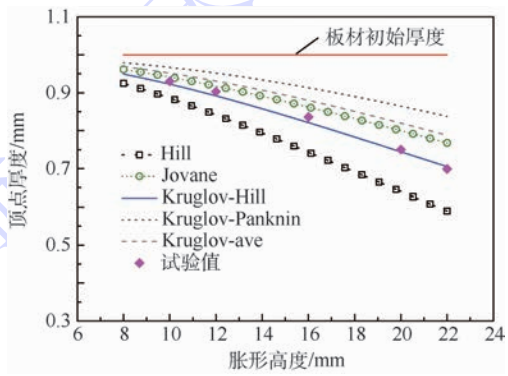


图 11　顶点厚度计算模型与试验数据对比

Fig. 11　Comparison of calculation model for vertex thickness and experimental data

3.2　胀形试验流动应力计算过程

将基于试验数据得到的顶点曲率半径 R_{apex}、胀形高度 h_d、胀形压力 p、顶点厚度 t_d 代入式(8)、式(11),可得到基于试验数据的应力及应变数据点。对压力率 0.005 MPa/s 及 210℃下胀形高度-压力曲线进行多项式拟合,结合表 3 中的不同曲率半径、顶点厚度解析模型,可得到不同的应力-

北航学报 赠阅

应变曲线。可以看到,方式 1(Hill 顶点曲率半径模型-Hill 顶点厚度模型)及方式 2(Hill 顶点曲率半径模型-Kruglov-Hill 顶点厚度模型)2 种组合模型获得的应力曲线低于基于试验数据得到的应力曲线,方式 3(Panknin 顶点曲率半径模型-Kruglov-Hill 顶点厚度模型)组合模型获得的应力曲线则高于试验值。在图 10 中获得最佳顶点曲率半径的模型组合方式为 Hill 及 Panknin 顶点曲率半径模型的平均值,在图 11 中获得最佳顶点厚度模型的组合方式为 Kruglov-Hill,两者组合起来(方式 4)能够预测得到最佳应力值,如图 12 所示。

根据需要,选取 100、80、60 mm 3 种胀形直径($D_c=2r_c$),在压力率为 0.005 MPa/s 时进行胀形试验。在常温下采用不同胀形直径获得的胀形高度-压力曲线如图 13 所示。单向拉伸获得的 7075-O 铝合金强度极限为 270 ~ 280 MPa,而常温下采用胀形直径 80 mm 模具进行胀形所得的该材料强度极限在 268 MPa(见图 14,其中拟合函数为 $y=A+B\bar{\varepsilon}^{C}$,$A$、$B$、$C$ 为拟合参数,$\bar{\varepsilon}$ 为等效应变),可见两者符合较好,说明采用胀形直径为 80 mm 的模具进行胀形试验具有合理性。

因这些经典模型均基于板材胀形轮廓为球形的理论假设,故图 12 得到的应力-应变曲线并不是在全范围内有效。如前所述,圆形度误差控制在 5% 范围内,对应的胀形高度范围为 7.2 ~ 27.2 mm,相应的有限元模拟得到的顶点厚度范围为 0.98 ~ 0.56 mm,由式(8)、式(11)可知,其对应应变范围为 0.023 3 ~ 0.598(见图 12)。将试验中的胀形高度-压力曲线进行 5 次多项式拟合,结果如表 4 所示。

采用 Hill 顶点曲率半径模型及 Panknin 顶点曲率半径模型的平均值 + Kruglov-Hill 顶点厚度模型的组合方式,结合表 4 中胀形高度-压力曲线拟合结果,在应变范围 0.023 3 ~ 0.598 内,计算得到应力-应变曲线如图 15 所示。可知,采用胀形试验获得的应力-应变曲线,即使在高温下也无明显的下降阶段,即在失稳前能够获得较大的均匀变形。压力率为 0.05 MPa/s 时,板材胀形速度大,获得的胀形高度低,进而得到的等效应变较小;相反,压力率为 0.005 MPa/s 时,即小变形速度下能够获得较大的等效应变。从而可知,压力率可影响其应力-应变曲线。

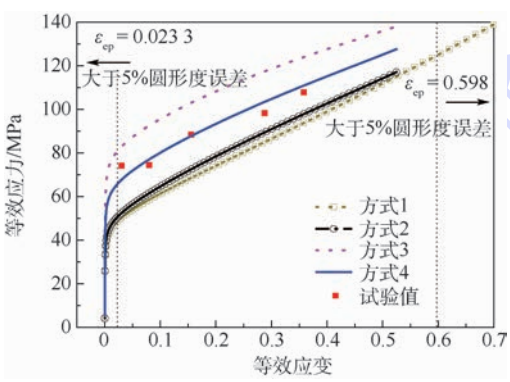


图 12 不同模型确定的应力-应变曲线对比

Fig. 12 Comparison of stress-strain curves determined by different models

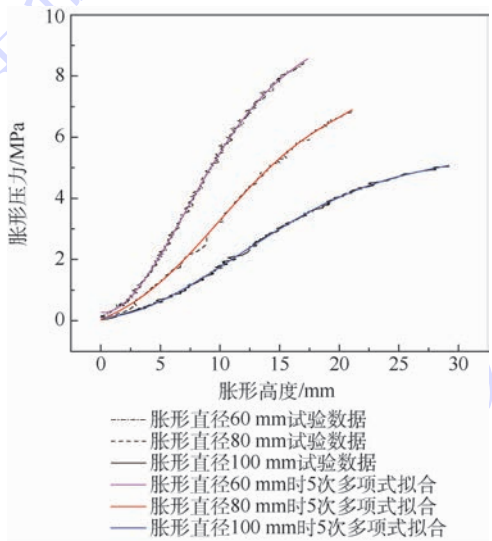


图 13 常温下不同胀形直径的胀形高度-压力曲线

Fig. 13 Bulging height-pressure curves obtained with different bugling diameters at room temperature

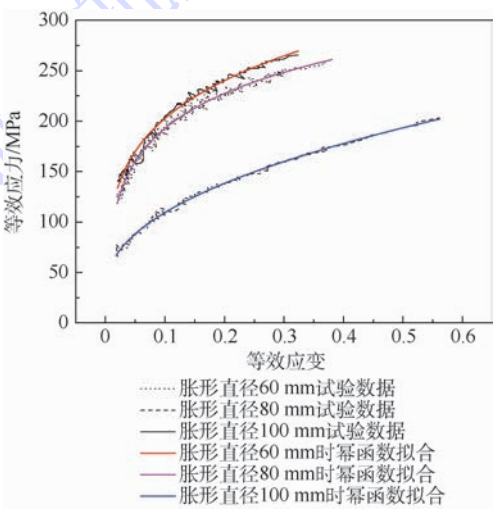


图 14 常温下不同胀形直径获得的应力-应变曲线($\dot{p}=0.005$ MPa/s)

Fig. 14 Stress-strain curves obtained with different bulging diameters at room temperature($\dot{p}=0.005$ MPa/s)

北航学报 赠阅

表 4　胀形高度-压力曲线 5 次多项式拟合

Table 4　Five-order polynomial fitting of bulging height-pressure curves

温　度	压力率/(MPa·s^{-1})	5 次多项式拟合					
		A_0	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5
常温	0.05	0.003	−0.011	0.068	−0.005	1.94×10^{-4}	-3.19×10^{-6}
	0.005	−0.022	−0.014	0.061	−0.004	8.73×10^{-5}	-7.88×10^{-7}
160℃	0.05	−0.044	0.092	0.029	−0.003	1.08×10^{-4}	-2.05×10^{-6}
	0.005	0.013	−0.027	0.034	−0.002	4.92×10^{-5}	-5.29×10^{-7}
210℃	0.05	0.001	0.080	0.018	−0.001	6.23×10^{-5}	-1.09×10^{-6}
	0.005	−0.038	0.116	0.002	6.23×10^{-5}	-9.21×10^{-6}	1.52×10^{-7}
280℃	0.05	−0.015	0.065	0.011	-9.99×10^{-4}	4.69×10^{-5}	-8.76×10^{-7}
	0.005	−0.013	0.046	0.006	-4.22×10^{-4}	1.55×10^{-5}	-2.25×10^{-7}

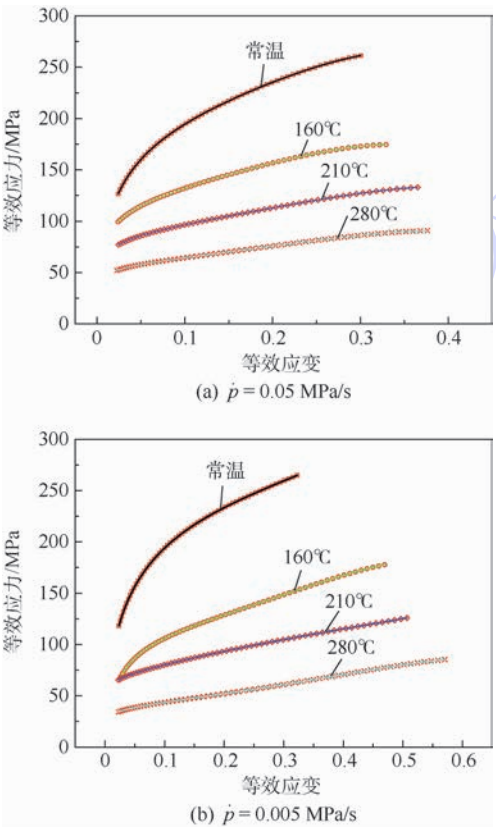


图 15　不同温度及压力率下应力-应变曲线

Fig. 15　Stress-strain curves with different temperatures and pressure rates

4　结　论

1）本文在 2 种压力率(0.05、0.005 MPa/s)条件下进行了不同胀形高度及胀形直径的胀形试验,得到了不同胀形高度胀形件及胀形高度-压力曲线。

2）在高径比 $0.18<h/a\leqslant0.68$ 范围内,胀形顶点曲率半径与最小二乘圆半径之间的圆形度误差为(不超过)5%,顶点曲率半径非常接近最小二乘圆半径,此时最小二乘圆半径可近似代替胀形顶点曲率半径。

3）基于三坐标测量仪测得的胀形件外形轮廓数据,拟合出了最小二乘圆半径;采用厚度仪测得的顶点厚度,结合胀形高度-压力曲线,计算得到了基于试验数据的 5 个应力应变数据点。

4）对已有曲率半径及厚度理论模型进行比较,发现 Hill 和 Panknin 顶点曲率半径模型的平均值及 Kruglov-Hill 顶点厚度模型最符合试验数据。

5）在 210℃时,方向异性(轧制方向、垂直方向)对铝合金 7075-O 胀形件曲率半径的影响很小;同时,压力率可影响其应力-应变曲线。

参考文献（References）

[1] SELLARS C M, MCTEGART W J. On the mechanism of hot deformation[J]. Acta Metallurgica, 1966, 14(9): 1136-1138.

[2] HOULSBY G T, PUZRIN A M. Principles of hyperplasticity [M]. London: Springer-Verlag, 2006: 19-28.

[3] KOC M, BILLUR E, CORA O N. An experimental study on the comparative assessment of hydraulic bulge test analysis methods [J]. Materials and Design, 2011, 32(1): 272-281.

[4] LANG L H, CAI G S, LIU K N, et al. Investigation on the effect of through thickness normal stress on forming limit at elevated temperature by using modified M-K model [J]. International Journal of Material Forming, 2015, 8(2): 211-228.

[5] NURCHESHMEH M, GREEN D E. Influence of out-of-plane compression stress on limit strains in sheet metals[J]. International Journal of Material Forming, 2012, 5(3): 213-226.

[6] LANG L H, LIU B S, LI T, et al. Experimental investigation on hydromechanical deep drawing of aluminum alloy with heated media[J]. Steel Research International, 2012, 83 (3): 230-237.

[7] 马高山. 5A90 铝锂合金板材热成形有限元模拟与试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2008: 37-46.
MA G S. FEM simulation and experimental research on hot forming of 5A90 Al-Li alloy sheet[D]. Beijing: Beihang University, 2008: 37-46(in Chinese).

[8] LIU B S, LANG L H, ZENG Y S, et al. Forming characteristic of sheet hydroforming under the influence of through-thickness normal stress[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2012, 212(9): 1875-1884.

[9] HOFFMANNER A L. Development of workability testing techniques: F33615-67-C-1466 [R]. Cleveland: Interim Report on Air Force Contract, 1967.

[10] GROCHE P, HUBER R, DOERR J, et al. Hydromechanical deep-drawing of aluminium-alloys at elevated temperatures[J]. CIRP Annals, 2002, 51(1): 215-218.

北航学报 赠阅

[11] KAYA S, ALTAN T, GROCHE P, et al. Determination of the flow stress of magnesium Az31-O sheet at elevated temperatures using the hydraulic bulge test[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(5): 550-557.

[12] MAHABUNPHACHAI S, KOC M. Investigations on forming of aluminum 5052 and 6061 sheet alloys at warm temperatures [J]. Materials and Design, 2010, 31(5): 2422-2434.

[13] LANG L H, WANG Z R, KANG D C, et al. Hydroforming highlights: Sheet hydroforming and tube hydroforming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 151(1-3): 165-177.

[14] SIEGERT K, JAGER S, VULCAN M. Pneumatic bulging of magnesium AZ 31 sheet metals at elevated temperatures[J]. CIRP Annals, 2003, 52(1): 241-244.

[15] STRANO M, ALTAN T. An inverse energy approach to determine the flow stress of tubular materials for hydroforming applications[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 146(1): 92-96.

[16] 刘宝胜. 板材充液热成形机理及关键技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012: 95-105.
LIU B S. Research on forming mechanism and key technologies of warm sheet hydroforming[D]. Beijing: Beihang University, 2012: 95-105(in Chinese).

[17] GOTOH M, CHUNG T, IWATA N. Effect of out-of-plane stress on the forming limit strain of sheet metals[J]. JSME International Journal Series A: Mechanics and Material Engineering, 1995, 38(1): 123-132.

[18] GUTSCHER G, WU H C, NGAILE G. Determination of flow stress for sheet metal forming using the viscous pressure bulge (VPB) test[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 146(1): 1-7.

[19] PRATT V. Direct least-squares fitting of algebraic surfaces[J]. Computer Graphics, 1987, 21(4): 145-152.

[20] PEIRS J, VERLEYSEN P, VAN PAEPEGEM W, et al. Determining the stress-strain behaviour at large strains from high strain rate tensile and shear experiments[J]. International Journal of Impact Engineering, 2011, 38(5): 406-415.

[21] LANG L H, DU P M, LIU B S, et al. Pressure rate controlled unified constitutive equations based on microstructure evolution for warm hydroforming[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2013, 574: 41-48.

作者简介:

蔡高参 男,博士,高级工程师。主要研究方向:金属板材充液(热)成形技术。

武传宇 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:机械制造及其自动化。

Effect of flow stress calculation on formability of aluminum alloy warm sheet hydroforming

CAI Gaoshen[1,2,*], WU Chuanyu[1], LANG Lihui[3], GAO Zepu[2]

(1. Faculty of Mechanical Engineering & Automation, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China; 2. Ningbo XingJian Space Machinery Co., Ltd., Ningbo 315153, China; 3. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to research the influence of flow stress calculation on formability of aluminum alloy warm sheet hydroforming, warm sheet bulging test was carried out to obtain bulging height-pressure curves with different bulging diameters in this study. Based on the data of bulging parts profile measured by three coordinate measuring machine, the least square circle fit (LSCF) radius were fitted, and it was found that when the height-diameter ratio h/a was in the range of $0.18 < h/a \leqslant 0.68$, the corresponding value of roundness error between the radius of curvature and the circle radius was 5%. By comparing the existing theoretical models for radius of curvature and thickness, which is combined with flow stress calculation, it was found that the average value of radius of curvature model Hill and Panknin, and the thickness model Kruglov-Hill are in the most accordance with experimental data. The combination model was used to calculate the bulging height-pressure curves obtained by bulging test, and then the stress-strain curves with different temperatures and pressure rates were obtained. It was found that there was a little impact on radius of curvature for different directions (rolling direction and vertical direction) of the bulging parts formed with 7075-O aluminum alloy at 210℃, while the pressure rate can affect the stress-strain curves.

Keywords: warm sheet hydroforming; flow stress; formability; stress-strain curve; pressure rate

Received: 2018-01-12; **Accepted**: 2018-04-08; **Published online**: 2018-05-15 17:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180509.1543.001.html

Foundation items: Natural Science Foundation of Zhejiang Province of China (LQ18E050010); Scientific Research Foundation of Zhejiang Sci-Tech University (17022073-Y)

* **Corresponding author**. E-mail: caigaocan@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0781

基于自适应二阶终端滑模的 SRM 直接转矩控制

刘勇智*, 鄯成龙, 林博闻, 宋金龙
(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 传统的直接转矩控制(DTC)可以在一定程度上减小开关磁阻电机(SRM)的转矩脉动,但是在换相区的转矩脉动抑制效果较差,并且传统的 PI 控制存在超调量大、鲁棒性差、抗负载扰动能力有限的缺点。因此,设计了基于负载转矩变化率自适应估计的二阶终端滑模转速控制器,在有限时间内使得系统状态迅速收敛到平衡点,实现无需已知扰动上界快速输出给定转矩。此外,对传统的扇区规则进行改进以优化电压矢量的选取,减少由于换相产生的转矩脉动。仿真和实验结果表明:改进后的 DTC 系统拥有良好的调速控制性能,抗干扰能力强,鲁棒性好,能进一步减少转矩脉动。

关 键 词: 直接转矩控制(DTC); 开关磁阻电机(SRM); 二阶终端滑模; 扇区细分; 自适应估计; 鲁棒性
中图分类号: V242.44
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2043-09

开关磁阻电机(Switched Reluctance Motor, SRM)由于具有结构简单、成本较低、较强的容错能力、适合于高温高速环境等优点,被广泛应用于航空航天、电动汽车等领域[1-2],特别是在多/全电飞机的起动/发电系统和各类电气传动系统领域有着广阔的应用前景[3-4],但是由于 SRM 转矩脉动较大限制了其进一步发展[5]。文献[6-8]将异步电机使用的直接转矩控制(Direct Torque Control, DTC)应用到 SRM 中,实现了直接对瞬时转矩的控制,控制效果较好,但是由于其采用传统的 PI 控制,存在鲁棒性差、超调量大、易受负载扰动影响等缺点。文献[9]中的速度调节器采用了模糊 PI 控制,增强了控制的鲁棒性,但由于其计算量较大,难以满足实时性需求。文献[10]中的速度调节器采用滑模变结构控制,满足了实时性和鲁棒性的要求,但是由于使用线性滑模,系统状态渐近收敛到预定的轨迹,而且抖振较大。

因此,本文设计了基于负载转矩变化率自适应估计的二阶终端滑模转速控制器,相比于普通滑模控制,实现了快速响应,改善了状态渐近收敛的特性,能够在有限时间内进行收敛,提高了控制精度,增强了系统鲁棒性,同时无需知道负载扰动界限,实现了负载扰动的鲁棒性。在增强系统鲁棒性的同时,考虑到在电机换相时转矩脉动较大的缺点,将传统的 6 个扇区进行细分,增加了电压矢量,在一定程度上减少了换相过程中产生的转矩脉动。本文从鲁棒性和转矩脉动 2 个角度提升 SRM-DTC 的性能,仿真和实验结果表明,改进的 DTC 系统可以实现高精度、快响应的控制效果,可进一步减少转矩脉动,增强系统鲁棒性。

收稿日期: 2017-12-19; **录用日期**: 2018-03-23; **网络出版时间**: 2018-04-24 09:38
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180423.1727.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61304120)
* **通信作者**. E-mail: kathrynkent@126.com

引用格式: 刘勇智, 鄯成龙, 林博闻, 等. 基于自适应二阶终端滑模的SRM直接转矩控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2043-2051. LIU Y Z, SHAN C L, LIN B W, et al. Direct torque control of switched reluctance motor based on adaptive second-order terminal sliding mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2043-2051 (in Chinese).

北航学报 赠阅

1 SRM-DTC 系统

SRM-DTC 系统框图如图 1 所示[11]，主要由 SRM、电压矢量开关表模块、区间判断模块、功率变换器等组成，采用双闭环控制结构，外环是速度环，通过调节得到系统参考转矩，内环是转矩环，将转矩误差、磁链误差和区间信号通过 DTC 原理转换为控制功率变换器的通断信号，实现对电机的控制。

根据文献[12]的公式，有

$$\boldsymbol{T} = i\frac{\partial \boldsymbol{\psi}(\theta,i)}{\partial\theta} - \frac{\mathrm{d}W_{\mathrm{f}}}{\mathrm{d}\theta} \approx i\frac{\partial \boldsymbol{\psi}(\theta,i)}{\partial\theta} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{T}$ 为瞬时转矩；W_{f} 为磁场储能；θ 为转子位置角；$\boldsymbol{\psi}$ 为定子磁链；i 为绕组电流。

由式(1)可知，在保持 $\boldsymbol{\psi}$ 幅值恒定的基础上，通过控制磁链的加速或者减速，来控制转矩的变化。SRM 的电压方程为[12]

$$U_k = R_k i_k + \frac{\partial \boldsymbol{\psi}(\theta,i)}{\partial t} \tag{2}$$

式中：U_k、R_k 和 i_k 分别为 k 相绕组的电压、电阻和电流。

忽略绕组电阻压降，并进行离散化处理，得

$$\boldsymbol{\psi}(k) = \boldsymbol{\psi}(k-1) + \boldsymbol{V}(k)T_s \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{V}(k)$ 为电压矢量。

由式(3)可知，通过选择电压矢量来控制 $\boldsymbol{\psi}$ 幅值增加或者减小，从而实现直接控制转矩。定子绕组有 3 种通电状态，即正电压(用“1”状态表示)、负电压(用“-1”状态表示)和零电压(用“0”状态表示)，如图 2 所示。

当电机处于“1”状态时，K_1、K_2 导通，相绕组承受正向电压。当电机处于“0”状态时，K_1、K_2 只有一个导通，相绕组承受零电压，在回路中电流缓慢下降。当电机处于“-1”状态时，相绕组承受负电压，绕组上的电流迅速下降为零。每相绕组电压矢量可选择 3 种状态，三相绕组总共可以选择 27 种状态，可选取适当电压矢量控制电机磁链和转矩增量变化。SRM 直接转矩控制电压矢量选取原则如表 1 所示。

空间上各相磁链夹角相差 120°，因此将其转换到 α-β 坐标。

$$\begin{cases} \boldsymbol{\psi}_\alpha = \boldsymbol{\psi}_a + \boldsymbol{\psi}_b\cos\dfrac{2\pi}{3} + \boldsymbol{\psi}_c\cos\dfrac{4\pi}{3} \\ \boldsymbol{\psi}_\beta = \boldsymbol{\psi}_b\sin\dfrac{2\pi}{3} + \boldsymbol{\psi}_c\sin\dfrac{4\pi}{3} \end{cases} \tag{4}$$

因此定子磁链为

$$\begin{cases} \psi_s = \sqrt{\boldsymbol{\psi}_\alpha^2 + \boldsymbol{\psi}_\beta^2} \\ \xi_s = \arctan\dfrac{\boldsymbol{\psi}_\beta}{\boldsymbol{\psi}_\alpha} \end{cases} \tag{5}$$

式中：ψ_s 和 ξ_s 分别为磁链幅值和相角。

通过 ξ_s 对磁链所在的相位进行判断，从而选定电压矢量所在的扇区。给定转速，通过转速调节器得到的参考转矩和实际转矩作差，经过滞环控制得到转矩变换信号，参考磁链与实际磁链作差，经过滞环控制得到磁链变换信号，与 ξ_s 一起进行逻辑综合，得到功率变换器各开通角的开关信息，实现对 SRM 的控制。

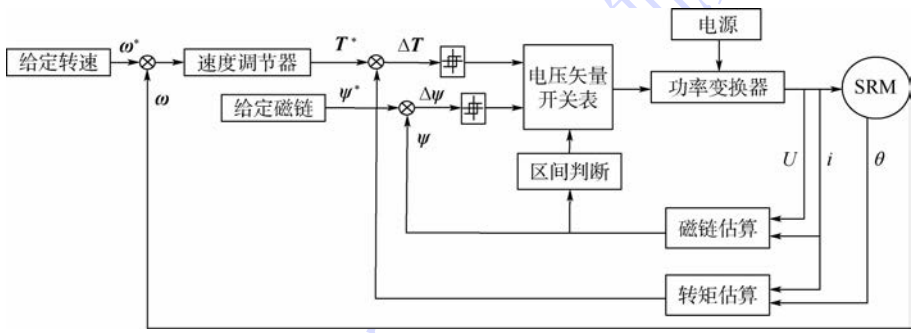


图 1 SRM-DTC 系统框图

Fig. 1 Block diagram of SRM-DTC system

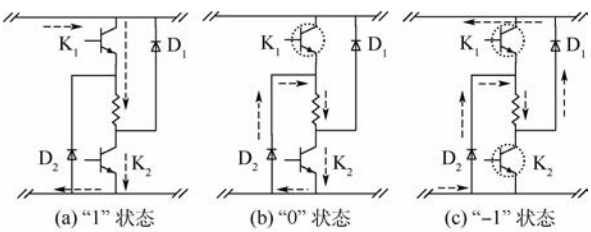


图 2 相绕组功率管开关状态设定

Fig. 2 Switch state setting of phase winding power tube

表 1 电压矢量选取规则

Table 1 Voltage vector selection principle

转矩和磁链变化	电压矢量
$\boldsymbol{T}\uparrow,\boldsymbol{\psi}\uparrow$	$\boldsymbol{V}_{N+1}$
$\boldsymbol{T}\uparrow,\boldsymbol{\psi}\downarrow$	$\boldsymbol{V}_{N+2}$
$\boldsymbol{T}\downarrow,\boldsymbol{\psi}\uparrow$	$\boldsymbol{V}_{N-1}$
$\boldsymbol{T}\downarrow,\boldsymbol{\psi}\downarrow$	$\boldsymbol{V}_{N-2}$

北航学报 赠阅

2　基于负载转矩变化率自适应估计的二阶终端滑模转速控制器设计

传统的 SRM-DTC 系统采用 PI 控制器对转速进行精确跟踪，但是由于 PI 控制器存在鲁棒性差、不适合应用于非线性系统等缺点。在非线性控制方法中，由于滑模变结构控制对非线性扰动具有很好的鲁棒性[13-14]，本文设计了二阶终端滑模转速控制器，提高了控制精度，增加了系统的鲁棒性，实现了转矩快速响应，使得在有限时间内系统可以迅速收敛到平衡点。

在设计 SRM-DTC 系统时，要充分考虑到系统中非线性扰动对控制性能的影响。SRM 是一个多变量耦合的高度非线性系统，建模时存在误差，同时其绕组电阻也会随着温度变化而变化。由此导致的非线性扰动表现为慢变性，可以通过对模型参数依赖不高的二阶终端滑模转速控制器进行消除。

负载转矩的变化对系统控制性能造成很大的影响，其变化具有非线性和不确定性，在设计控制器时要充分考虑负载扰动的因素。因此增加负载转矩变化率自适应估计，在保持系统鲁棒性的基础上，实现了无需知道负载转矩扰动界限，同时减小了切换增益，对负载扰动进行抑制。

控制目标是对转速的精确跟踪，使得输出平滑的给定转矩，同时对负载扰动具有抗干扰能力。由 SRM 机械方程可得[15]

$$J\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{e}} - \boldsymbol{T}_{\mathrm{L}} - F\boldsymbol{\omega} \tag{6}$$

经变换后

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \frac{1}{J}\boldsymbol{T}_{\mathrm{e}}^{*} - \frac{F}{J}\boldsymbol{\omega} - \frac{1}{J}\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}$ 为电机转速；F 为阻尼系数；J 为转动惯量；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{e}}$ 为电机的电磁转矩；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}}$ 为负载转矩。

设给定转速为 $\boldsymbol{\omega}^{*}$，该转速具有二阶连续导数，而且足够平滑，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{e}}^{*}$ 为给定转矩。定义转速误差为

$$\boldsymbol{e} = \boldsymbol{\omega}^{*} - \boldsymbol{\omega} \tag{8}$$

$$\dot{\boldsymbol{e}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}^{*} - \frac{1}{J}\boldsymbol{T}_{\mathrm{e}}^{*} + \frac{F}{J}\boldsymbol{\omega} + \frac{1}{J}\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}} \tag{9}$$

设计系统的滑模面为

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{e} \tag{10}$$

选取终端滑模函数为

$$\boldsymbol{z} = \dot{\boldsymbol{s}} + \rho\boldsymbol{s}^{q/p} \tag{11}$$

式中：$\rho > 0$；p、q 为正奇数，且 $0 < q/p < 1$。

则由终端滑模面 $\boldsymbol{z} = \boldsymbol{0}$ 可知：

$$\dot{\boldsymbol{s}} = -\rho\boldsymbol{s}^{q/p} \tag{12}$$

求解式(12)可得

$$\frac{p}{p-q}\left[\boldsymbol{s}(t)^{(p-q)/p} - \boldsymbol{s}(0)^{(p-q)/p}\right] = -\rho t \tag{13}$$

进一步求解式(13)，可得系统从 $\boldsymbol{s}(0) \neq \boldsymbol{0}$ 到 $\boldsymbol{s}(0) = \boldsymbol{0}$ 的时间 t_s 为

$$t_s = \frac{p}{\rho(p-q)}\left|\boldsymbol{s}(0)\right|^{(p-q)/p} \tag{14}$$

式中：t_s 为从系统到达滑模面开始一直到到达平衡点的时间。有限时间包括两部分：一个是 t_s，另一个是任意初始状态到达滑模面的时间 t_r。通过设计合适的滑模控制律使终端滑模面在有限时间收敛为零，从而使得误差状态 $\boldsymbol{e}$、$\dot{\boldsymbol{e}}$ 和 $\ddot{\boldsymbol{e}}$ 到达平衡点。

控制器采用指数趋近律，考虑到符号函数在工程中难以实现和避免在滑模面的附近出现高频切换从而引起系统出现抖振，符号函数 $\mathrm{sgn}(z)$ 用 $|z|^{\beta}\mathrm{sgn}(z)$ 来代替，$0 < \beta < 1$，以减小系统抖振，提高控制性能。

当 $|z| > 1$ 时，系统会以较快的速度趋近滑模面，$|z|^{\beta}\mathrm{sgn}(z)$ 的控制作用更加明显；而当 $0 < |z| < 1$ 时，$\lim\limits_{\beta \to 0}|z|^{\beta} = 1$，因而 $|z|^{\beta}\mathrm{sgn}(z)$ 与 $\mathrm{sgn}(z)$ 作用相同。因此趋近律为

$$\dot{\boldsymbol{z}} = -\xi\left|\boldsymbol{z}\right|^{\beta}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{z}) - k\boldsymbol{z} \tag{15}$$

对式(9)进行求导

$$\ddot{\boldsymbol{s}} = \ddot{\boldsymbol{e}} = \ddot{\boldsymbol{\omega}}^{*} - \frac{1}{J}\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{e}}^{*} + \frac{F}{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \frac{\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}}{J} \tag{16}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}} = \ddot{\boldsymbol{s}} + \rho\frac{q}{p}\boldsymbol{s}^{\frac{q}{p}-1}\dot{\boldsymbol{s}} = \ddot{\boldsymbol{\omega}}^{*} - \frac{1}{J}\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{e}}^{*} + \frac{F}{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \frac{\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}}{J} + \rho\frac{q}{p}\boldsymbol{s}^{\frac{q}{p}-1}\dot{\boldsymbol{s}} \tag{17}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}} = \ddot{\boldsymbol{\omega}}^{*} - \frac{1}{J}\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{e}}^{*} + \frac{F}{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \frac{\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}}{J} + \rho\frac{q}{p}\boldsymbol{s}^{q/p-1}\dot{\boldsymbol{s}} = -\xi\left|\boldsymbol{z}\right|^{\beta}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{z}) - k\boldsymbol{z} \tag{18}$$

由式(18)设计滑模控制律 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{e}}^{*} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{em}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{en}}$。

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{em}} = J\left(\dot{\boldsymbol{\omega}}^{*} + \frac{F}{J}\boldsymbol{\omega}\right) \tag{19}$$

$\boldsymbol{T}_{\mathrm{en}}$ 由积分获得

$$\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{en}} = J\left[\rho(q/p)\boldsymbol{s}^{q/p-1}\dot{\boldsymbol{s}} + (\xi + k_1)\left|\boldsymbol{z}\right|^{\beta}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{z}) + k\boldsymbol{z}\right] \tag{20}$$

式中：ξ、k、k_1、β 为设计参数，k_1 为符号函数增益，取决于负载扰动的大小，满足 $k_1 > J^{-1}(\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}})$。

由式(20)可得，若要求该控制器对负载扰动有足够的鲁棒性，必须满足 $k_1 > J^{-1}(\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}})$。因此设计时必须知道负载转矩扰动界限的条件，而且

北航学报 赠阅

该控制器使用大的切换增益才使得系统稳定,这会影响控制量平稳无抖振的控制效果。因此,本文在控制器的基础上增加负载转矩变化率自适应估计,在保持系统鲁棒性的基础上,无需知道负载转矩扰动界限,同时减小了切换增益。

由于负载扰动具有低频特性,$\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{en}}$经过低通滤波并结合式(18)可以得到

$$\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{en}}=J\left[\rho(q/p)s^{q/p-1}\dot{s}+\xi|z|^{\beta}\mathrm{sgn}(z)+\frac{1}{J}\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}+kz\right] \tag{21}$$

设计负载转矩扰动估计量为:$\dot{\boldsymbol{T}}'_{\mathrm{L}}=\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}-\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}$,负载扰动观测值的自适应律设计为:$\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}=\mu\frac{z}{J},\mu$为设计参数。

通过对负载扰动进行估计,不必知道负载扰动的上界,减小了切换函数的增益,通过终端滑模控制方式能准确输出平滑的给定转矩,提高了SRM-DTC系统的鲁棒性和抗干扰能力。

证明 选取 Lyapunov 函数为

$$V=\frac{1}{2}z^2+\frac{1}{2}\mu\dot{\boldsymbol{T}}'^2_{\mathrm{L}} \tag{22}$$

对时间求导得到

$$\dot{V}(t)=z(t)\dot{z}(t)+\frac{1}{\mu}\dot{\boldsymbol{T}}'_{\mathrm{L}}\ddot{\boldsymbol{T}}'_{\mathrm{L}}=z\left[\ddot{\boldsymbol{\omega}}^{*}-\frac{1}{J}\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{e}}^{*}+\frac{F}{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\frac{\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}}{J}+\rho\frac{q}{p}s^{q/p-1}\dot{s}\right]+\frac{1}{\mu}\dot{\boldsymbol{T}}'_{\mathrm{L}}(\ddot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}-\ddot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}) \tag{23}$$

相对于设计的负载转矩估计值而言,实际的负载转矩变化比较慢,可以认为实际的负载转矩是慢变信号,即满足$\ddot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}=\boldsymbol{0}$,则式(23)经过化简得

$$\dot{V}(t)=z\left(\frac{\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}}{J}-\frac{\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}}{J}-\xi|z|^{\beta}\mathrm{sgn}(z)-kz\right)-\frac{(\dot{\boldsymbol{T}}_{\mathrm{L}}-\dot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}})\ddot{\hat{\boldsymbol{T}}}_{\mathrm{L}}}{\mu}=-\xi|z|^{\beta+1}-kz^2\leqslant\boldsymbol{0} \tag{24}$$

由式(24)可知,当$\dot{s}=\boldsymbol{0}$时,$\dot{V}=\boldsymbol{0}$,但是该状态持续时间很短,而且$\dot{s}=\boldsymbol{0},s\neq\boldsymbol{0}$不是一个稳定的状态。而当$z\neq\boldsymbol{0}$时,$\dot{V}\leqslant\boldsymbol{0}$,由 Lyapunov 稳定性定理得系统在有限时间内到达终端滑模面。

3 基于扇区细分优化的电压矢量选取方式

由式(3)得磁链幅值的变化量为

$$\Delta\psi_s=|\boldsymbol{V}_s(n-1)T_s|\cos\theta_{v\psi} \tag{25}$$

式中:$\theta_{v\psi}$为合成磁链与电压矢量夹角。

由表1可知,$\boldsymbol{V}_{N+1}$电压矢量可使合成磁链幅值增加,$\boldsymbol{V}_{N+2}$则可使之减小。合成磁链幅值增加减小量分别为

$$\Delta\psi_{s_\mathrm{up}}=|\boldsymbol{V}_{N+1}|T_s\cos\theta_{v\psi}\quad\theta_{v\psi}\in(30°,90°) \tag{26}$$

$$\Delta\psi_{s_\mathrm{down}}=|\boldsymbol{V}_{N+2}|T_s\cos\theta_{v\psi}\quad\theta_{v\psi}\in(90°,150°) \tag{27}$$

如图3所示,当处于$N=1$区域时,即$\theta\in(0°,60°)$,设$|\boldsymbol{V}_N|\cdot T_s=x,N=1,2,\cdots,6,x$为常数,一个扇区内合成磁链矢量幅值变化如表2所示。

从表2可清晰看出,θ从0°增加到20°时,加$\boldsymbol{V}_2$后磁链幅值从0 Wb增加到0.342x Wb,加$\boldsymbol{V}_3$后磁链幅值从−0.866x Wb增加到−0.643x Wb,但是$\boldsymbol{V}_2$和$\boldsymbol{V}_3$这2个电压矢量的施加使得磁链的变化程度不同,可以看出,一个周期加$\boldsymbol{V}_3$使得磁链的减小值需要加几个周期的$\boldsymbol{V}_2$才能使得磁链保持不变。θ从20°增加到40°时,磁链的增加值和减小值大致相等。θ从40°增加到60°时,一个周期加$\boldsymbol{V}_2$使得磁链的增加值需要加几个周期的$\boldsymbol{V}_3$才能使得磁链保持不变。这种不对称性会引起磁链的变化,从而在换相区产生转矩脉动。

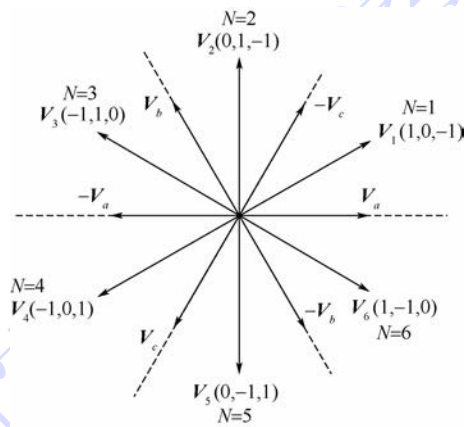


图3 传统的电压矢量选取方式

Fig. 3 Traditional voltage vector selection method

表2 合成磁链幅值变化

Table 2 Change of synthetic flux-linkage amplitude

θ/(°)	$\theta_{v\psi1}$/(°)	$\theta_{v\psi2}$/(°)	加$\boldsymbol{V}_2$后磁链幅值变化量/Wb	加$\boldsymbol{V}_3$后磁链幅值变化量/Wb
0	90	150	0	−0.866x
10	80	140	0.174x	−0.766x
20	70	130	0.342x	−0.643x
30	60	120	0.5x	−0.5x
40	50	110	0.643x	−0.342x
50	40	100	0.766x	−0.174x
60	30	90	0.866x	0

注:$\theta_{v\psi1}$为电压矢量$\boldsymbol{V}_2$与磁链的夹角;$\theta_{v\psi2}$为电压矢量$\boldsymbol{V}_3$与磁链的夹角。

北航学报 赠阅

图 3 所示的电压矢量是按照相同的规则进行选取，但是经过上述分析发现，特别是在扇区的边沿处存在磁链波动的现象，造成换相时转矩脉动较大，因此将图 3 的扇区进行细分，如图 4 所示。

在图 3 的基础上，将每个扇区进行细分成三等分，3 个小区域分别采用 NA、NB 和 NC 表示，为了简洁表示只画出第 1 扇区，共 18 个小扇区。通过细分扇区优化选取电压矢量，如表 3 所示。

由表 3 可知，θ 从 0°增加到 20°时，选择 $\boldsymbol{V}_1$ 增加磁链和转矩，选择 $\boldsymbol{V}_3$ 和 $\boldsymbol{V}_6$ 分别减小磁链和转矩；θ 从 20°增加到 40°时，选择 $\boldsymbol{V}_2$ 增加磁链和转矩，选择 $\boldsymbol{V}_3$ 和 $\boldsymbol{V}_6$ 分别减小磁链和转矩；θ 从 40°增加到 60°时，选择 $\boldsymbol{V}_2$ 增加磁链和转矩，选择 $\boldsymbol{V}_4$ 和 $\boldsymbol{V}_5$ 分别减小磁链和转矩。

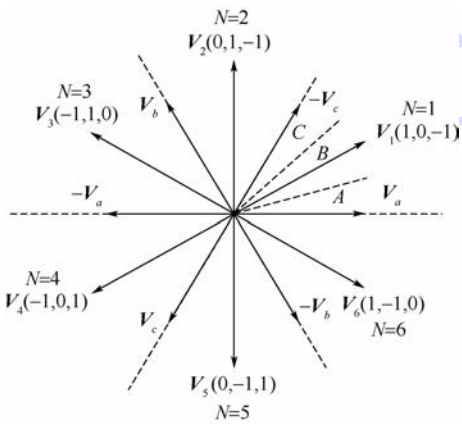


图 4　扇区细分方法

Fig. 4　Sector segmentation method

表 3　基于扇区细分方法优化电压矢量选取

Table 3　Voltage vector selection optimization based on sector segmentation method

变化需求		区域 $N(N=1,2,\cdots,6)$		
		NA	NB	NC
$\psi\uparrow$	$T\uparrow$	$\boldsymbol{V}_N$	$\boldsymbol{V}_{N+1}$	$\boldsymbol{V}_{N+1}$
	$T\downarrow$	$\boldsymbol{V}_{N-1}$	$\boldsymbol{V}_{N-1}$	$\boldsymbol{V}_N$
$\psi\downarrow$	$T\uparrow$	$\boldsymbol{V}_{N+2}$	$\boldsymbol{V}_{N+2}$	$\boldsymbol{V}_{N+3}$
	$T\downarrow$	$\boldsymbol{V}_{N+3}$	$\boldsymbol{V}_{N+4}$	$\boldsymbol{V}_{N+4}$

4　系统仿真与实验分析

4.1　系统仿真

本文使用 MATLAB/Simulink 进行系统仿真，其中电机采用三相 6/4 极结构，额定电压为 270 V，额定功率为 3 kW，额定转速为 2 000 r/min。在速度调节器中，采用自适应二阶终端滑模控制器替代传统的 PI 控制器，并依据扇区细分规则设计全新的开关表。通过 Ansoft 进行有限元分析，建立磁链特性 ψ-θ-i 曲线簇和矩角特性 T-θ-i 曲线簇，如图 5 所示。

将图 5 所示的电机非线性特性在 Simulink 中构造电机本体模型，搭建 DTC 控制系统。为了进行对比，系统转速控制器的建立分别采用了传统的 PI 控制、滑模变结构控制和自适应二阶终端滑模控制，分析转速精确跟踪的控制效果。给定转速为 500 r/min，负载转矩为 6 N·m 时，其转速曲线如图 6(a)所示，转矩曲线如图 6(b)所示。

由图 6 可知，基于自适应二阶终端滑模的 DTC 系统的转速和转矩控制效果较好，其中相较于传统的 PI 控制和滑模变结构控制而言，改进后的系统响应更快，超调更小，具有较好的动态特性和静态特性。起动时的转矩较为平稳迅速，稳定后转矩脉动更小，能够明显提升开关磁阻电机调速系统动态特性和静态特性，实现了良好的控制效果。

由图 7 可知，合成磁链幅值基本恒定，磁链幅值变化很小，磁链幅值变化可以影响输出转矩，说明改进后的 DTC 系统对转矩脉动控制较好。当稳态运行时，改进后的 DTC 系统的合成磁链幅值变化进一步减小，合成磁链幅值基本上稳定在 0.36 Wb左右，控制效果更好。

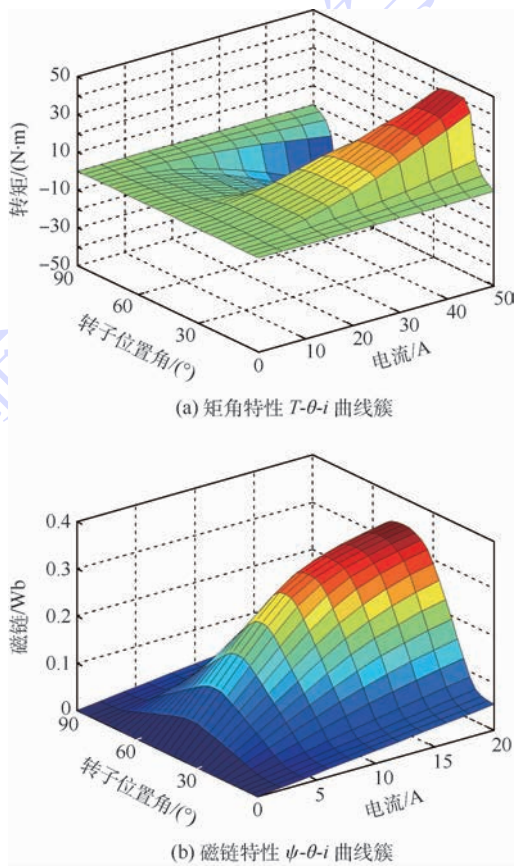


图 5　矩角特性和磁链特性

Fig. 5　Torque-angle and flux-linkage characteristics

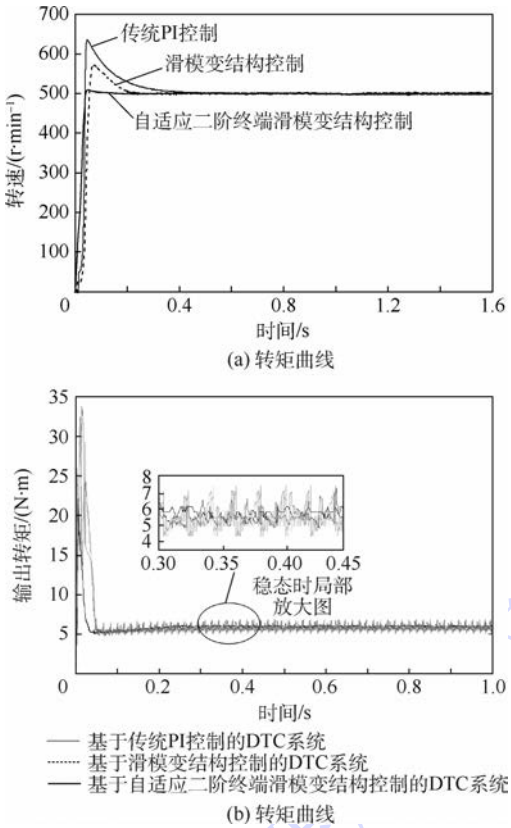


图 6 3 种控制方式转速和输出转矩曲线对比

Fig. 6 Comparison of curves of speed and output torque of three control modes

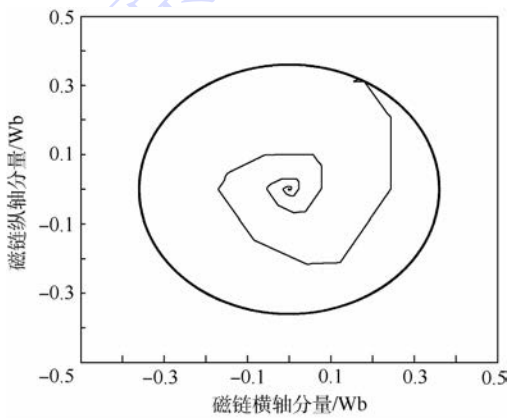


图 7 磁链轨迹

Fig. 7 Flux-linkage track

采用改进后的转速滑模控制器,给定转速为 500 r/min,负载转矩为 6 N · m 时,分别采用传统的扇区和细分扇区选取电压矢量,其输出转矩如图 8 所示。

图 8(a)为采用传统的扇区,转矩在 5.5 ~ 6.5 N · m波动,转矩脉动为 16.7%。图 8(b)采用细分扇区可以优化电压矢量的选取,转矩在 5.8 ~6.3 N · m 之间波动,转矩脉动为 8.3%,相比于传统的扇区转矩脉动减小了 8.4%。因此,细分扇区可以进一步减小由于电机换相带来的转矩脉动。

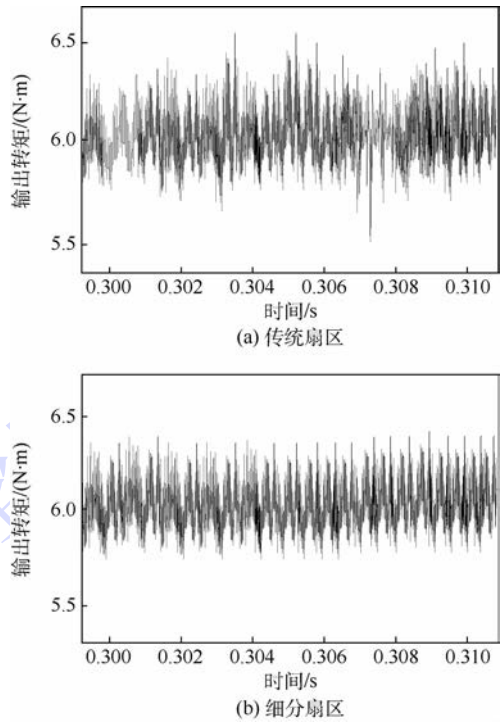


图 8 输出转矩波形

Fig. 8 Output torque waveform

4.2 实验分析

搭建三相 6/4 极 SRM 平台进行实验验证。硬件平台主要由电机、功率变换器、控制系统和检测电路组成,电机本体额定功率为 3 kW,控制系统中 DSP 芯片为 TMS320F28335,CPLD 芯片采用 EPM1270T144C5,利用 DSP 将待实现的自适应二阶终端滑模控制方法进行实现,并且将信息传递给 CPLD。利用 CPLD 将按照控制量实现电机的换相逻辑,判断换相实现系统运行。检测电路采用检测位置旋转变压器和电压、电流传感器,功率变换器电路采用不对称半桥结构。电机的结构参数如下:三相 6/4 极,定子外径为 128 mm,定子极弧系数为 0.5,定子轭高为11.94 mm,转子外径为 77 mm,转子内径为 33 mm,转子极弧系数为 0.355。滑模面参数 $p = 9$, $q = 7$, $\beta = 0.3$, $\mu = 1.8$。将得到的实验数据输入到 MATLAB 中进行实验结果的数据处理。

设转速为 500 r/min,负载转矩为 8 N · m,在 1.0 s突加负载到 10 N · m。实验波形如图 9 所示。

从图 9 可知,改进后的 DTC 转速响应快,超调量小,当在 1.0 s 突加负载时,改进前的 DTC 转速存在一定程度的下降,而改进后的 DTC 转速基本上保持 500 r/min 左右,具有一定的抗干扰性和鲁棒性。而且其转矩脉动明显减小,稳定时转矩

北航学报 赠阅

在 7.7 ~ 8.3 N · m 范围波动，转矩脉动为 7.5%。

为了验证中速时的控制效果，设转速为 1 500 r/min，负载转矩为 22 N · m，在 1.0 s 突卸负载到18 N · m。实验波形如图10所示。可以看出，随着转速的增加，DTC 系统控制的效果减弱，转速超调增大，转矩脉动增大。但是改进后的 DTC 系统稳定时仍将转矩控制在 21.5 ~ 22.5 N · m，稳定在 22 N · m 附近，而传统 DTC 系统转矩在 20.3 ~ 24.1 N · m 范围内波动，说明改进后的 DTC 系统在中速范围内有较好的控制效果。

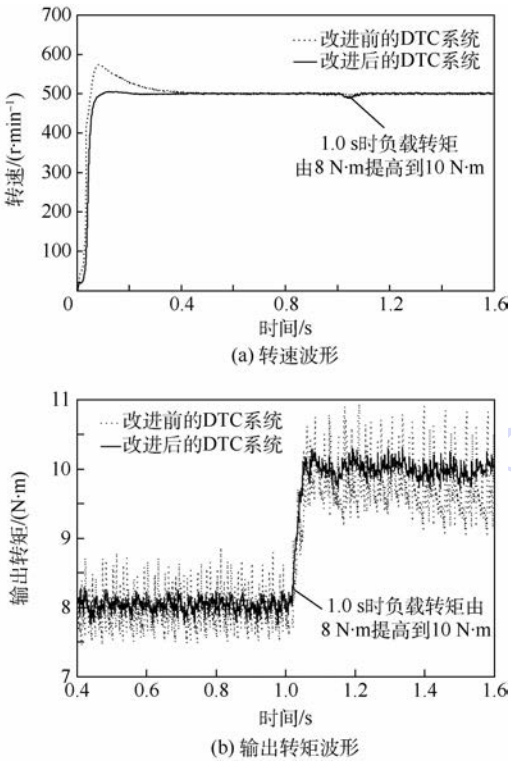


图 9　转速为 500 r/min 时转速和输出转矩波形

Fig. 9　Speed and output torque waveform at 500 r/min

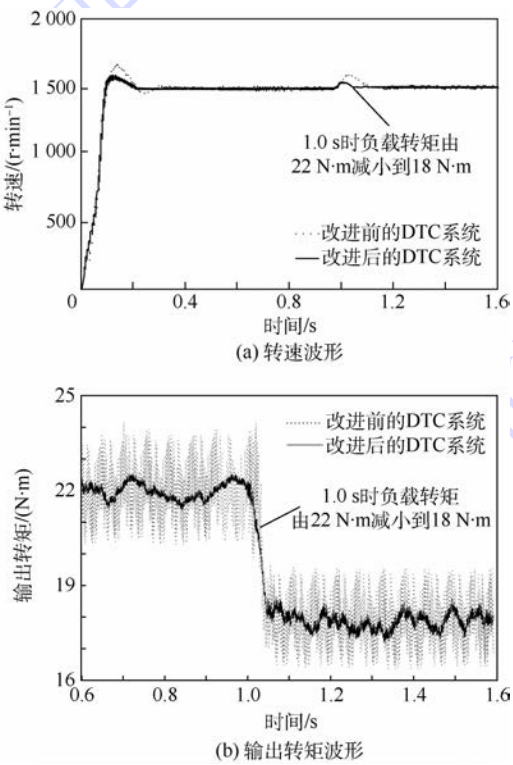


图 10　转速为 1 500 r/min 时转速和输出转矩波形

Fig. 10　Speed and output torque waveform at 1 500 r/min

5　结　论

为了改善 SRM-DTC 系统的控制效果，进一步减少转矩脉动，提高抗干扰能力，增强系统鲁棒性，本文设计了一种负载扰动自适应估计的二阶终端滑模变结构控制器，并且对传统规则的扇区进行细分优化电压矢量选取，通过系统仿真和实验分析，得出以下结论：

1）相比于传统 PI 控制和滑模变结构控制，本文设计的转速控制器超调量小，响应速度快，具有较好的动态和静态特性，系统的鲁棒性明显增强，显著提高了抗负载干扰能力。

2）对基本空间电压矢量空间划分的 6 个均匀扇区进行细分，理论分析和仿真表明细分扇区可以减少换相时的转矩脉动。

3）设计的转速滑模控制器可对负载扰动进行自适应估计，减少了控制器设计的限制条件。

4）DTC 对低速的控制效果较好，转速增加时控制效果会变差。改进后的 DTC 系统提高了中速时的控制效果，适用于航空电气工程领域。

参考文献（References）

[1] 刘勇智，周政，盛增津，等. 开关磁阻电机起动/发电状态切换控制策略研究[J]. 电机与控制学报，2015，19(10)：57-63.
LIU Y Z，ZHOU Z，SHENG Z J，et al. Study of control strategy for status switching of switched reluctance starter/generator [J]. Electric Machines and Control，2015，19(10)：57-63(in Chinese).

[2] 赵旭升，邓智泉，汪波. 一种磁悬浮开关磁阻电机用轴向径向磁轴承[J]. 北京航空航天大学学报，2011，37(8)：973-978.
ZHAO X S，DENG Z Q，WANG B. Axial radial magnetic bearing in magnetic suspending switched reluctance motor application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2011，37(8)：973-978(in Chinese).

[3] 昝小舒，陈昊. 开关磁阻起动/发电系统起动性能研究[J]. 电工技术学报，2015，30(20)：21-29.
ZAN X S，CHEN H. Study on starting performance of switched reluctance starter/generator system[J]. Transactions of China Electrotechnical Society，2015，30(20)：21-29(in Chinese).

[4] SONG S J，LIU W G，DIETER P，et al. Detailed design of a high speed switched reluctance starter/generator[J]. Chinese

北航学报 赠阅

Journal of Aeronautics,2010,23(2):216-226.

[5] 宋受俊,葛乐飞,刘虎成,等. 开关磁阻电机设计及多目标优化方法[J]. 电工技术学报,2014,29(5):197-204.
SONG S J,GE L F,LIU H C,et al. Design and multi-objective optimization method of switched reluctance machines[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2014,29(5):197-204(in Chinese).

[6] ANNEGRET K,ANDREAS H,RIK W. Direct instantaneous torque and force control:A control approach for switched reluctance machines[J]. IET Electric Power Applications,2017,11(5):935-943.

[7] 朱叶盛,章国宝,黄永明. 基于 PWM 的开关磁阻电机直接转矩控制[J]. 电工技术学报,2017,32(7):31-39.
ZHU Y S,ZHANG G B,HUANG Y M. PWM-based direct instantaneous torque control of switched reluctance machine[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2017,32(7):31-39(in Chinese).

[8] 王玉林. 开关磁阻电机直接转矩控制的研究[D]. 杭州:浙江大学,2016.
WANG Y L. Research on direct instantaneous torque control of switched reluctance motor[D]. Hangzhou:Zhejiang University,2016(in Chinese).

[9] 王勉华,梁媛媛. 开关磁阻电机直接转矩模糊 PI 控制器的设计[J]. 电气传动,2010,40(1):51-54.
WANG M H,LIANG Y Y. Fuzzy-PI controller for direct torque control drives system of SRM[J]. Electric Drive,2010,40(1):51-54(in Chinese).

[10] 刘勇智,王宇,朱晨承. 采用模糊逻辑修正的 SRM 滑模控制器设计[J]. 计算机测量与控制,2014,22(7):2059-2062.
LIU Y Z,WANG Y,ZHU C C. Sliding mode controller of SRM combined with fuzzy logic correction[J]. Computer Measurement & Control,2014,22(7):2059-2062(in Chinese).

[11] 刘慧武. 开关磁阻电机直接转矩控制系统的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2014.
LIU H W. Research on switched reluctance motor direct torque control system[D]. Harbin:Harbin University of Science and Technology,2014(in Chinese).

[12] 赵洋. 开关磁阻电机直接转矩控制技术研究[D]. 成都:西南交通大学,2016.
ZHAO Y. Research on DTC of switched reluctance motor[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University,2016(in Chinese).

[13] 王冕华,邢幸. 开关磁阻电机直接转矩滑模变结构控制[J]. 电机与控制应用,2017,44(6):35-39.
WANG M H,XING X. Sliding mode variable structure controller for direct torque control drive system of switched reluctance motor[J]. Electric Machines & Control Application,2017,44(6):35-39(in Chinese).

[14] 喻晓军. 基于 SMO 的矿用电机车调速系统设计[D]. 淮南:安徽理工大学,2015.
YU X J. Research of mining accumulator locomotive speed control system based on SMO[D]. Huainan:Anhui University of Science and Technology,2015(in Chinese).

[15] 吴红星. 开关磁阻电机系统理论与控制技术[M]. 北京:中国电力出版社,2010.
WU H X. Theory and control technology of switched reluctance motor system[M]. Beijing:China Electric Power Press,2010(in Chinese).

作者简介:

刘勇智 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空电气工程。

都成龙 男,硕士研究生。主要研究方向:开关磁阻电机直接转矩控制系统。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Direct torque control of switched reluctance motor based on adaptive second-order terminal sliding mode

LIU Yongzhi*, SHAN Chenglong, LIN Bowen, SONG Jinlong

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The torque ripple of switched reluctance motor (SRM) can be reduced to some extent by traditional direct torque control (DTC), but the torque ripple suppression effect is poor in the commutation zone. And the traditional PI control has disadvantages of large overshoot, poor robustness and limited anti-disturbance ability. Therefore, a second-order terminal sliding speed controller based on adaptive estimation of load torque change rate was designed, which made the state of the system quickly converge to the equilibrium point within a finite time. The controller will output the reference torque without the upper bound of the perturbation. In addition, an improved sector segmentation method was used to optimize the voltage vector selection principle in order to reduce the torque ripple which resulted from the commutation. The simulation and experimental results show that the improved DTC system has good speed and control characteristics, strong anti-interference capability and good robustness, which can further reduce the torque ripple.

Keywords: direct torque control (DTC); switched reluctance motor (SRM); second-order terminal sliding mode; sector segmentation; adaptive estimation; robustness

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-19; **Accepted**: 2018-03-23; **Published online**: 2018-04-24 09:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180423.1727.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61304120)

* **Corresponding author**. E-mail: kathrynkent@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0762

一种自冷却结构燃油泵滑动轴承润滑特性分析

符江锋[1,*], 李华聪[1], 樊丁[1], 刘显为[1], 朱嘉兴[1], 李昆[2]
(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中国航发控制系统研究所, 无锡 214063)

摘 要: 为研究低介质黏度和自冷却结构限制下的航空燃油泵滑动轴承润滑特性分布规律,基于油膜动压润滑流动的 Reynolds 方程和等效黏度润滑流动模型,以绝热流动为假设简化滑动轴承内部流动的能量积分方程,构建一种联合 Reynolds 方程和绝热流动能量积分方程的燃油泵滑动轴承热流动润滑流动模型。采用 CFD 数值模拟和有限差分法相结合的混合仿真方法,分别对不同的间隙比、偏心率、宽径比条件下的滑动轴承的油膜压力、油膜厚度、油膜温度、端泄漏量、摩擦阻力等润滑特性进行了仿真分析。仿真结果表明:采用 CFD 计算滑动轴承径向载荷精度优于 4.0%;保持偏心率不变,油膜承载力随着间隙比的增加而单调下降,油膜厚度随着间隙比的增高而增加;保持间隙比不变,油膜的承载力随着偏心率的增大也逐渐增大,油膜厚度随着偏心率的增高而下降,而油膜温度与油膜厚度成反比,且随着偏心率的升高,油膜温度的峰值越来越明显;当偏心率、间隙比一定时,可通过增加宽径比提高滑动轴承的油膜承载力。因此在滑动轴承的设计中,需综合考虑油膜承载力、端泄漏量、油膜厚度和温升间的相互制约因素,合理地优化间隙比、宽径比和偏心率以提高滑动轴承润滑性能。

关 键 词: 燃油齿轮泵; 滑动轴承; 润滑模型; 润滑特性; 自冷却结构
中图分类号: V228.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2052-11

滑动轴承是航空发动机燃油齿轮泵的重要支撑部件。新一代先进燃油泵的高温、高转速、大增压比和强功率负荷技术要求,对滑动轴承性能提出了更加严苛的要求,轴承良好的润滑性能对保障燃油泵的寿命和可靠性具有非常重要的意义。因发动机燃油泵在高空小表速工况时,输出的多余燃油流量会通过回油活门不断返回泵进口[1],导致泵的温升提高,从而加剧轴承的散热问题。高温升会造成燃油黏度降低,油膜厚度变薄,轴承润滑特性变差,致使轴承内部零部件表面灼伤、偏磨、胶合、咬死,引起轴承失效丧失承载能力。因此,研究滑动轴承的润滑特性对提高燃油泵寿命及可靠性具有重要意义。

数值模拟具有效率高、成本低的特点,因此国内外研究人员采用数值仿真技术在滑动轴承润滑性能研究中开展了大量工作。国内外研究人员主要采用数值仿真技术分析滑动轴承润滑性能。如使用差分法、有限元法和有限体积法对 Reynolds 方程进行数值求解[2-3],为了仿真得到更准确的润滑性能,数值求解中边界条件的处理上也逐步由未考虑油膜破裂情况的经典的 Sommerfeld 边界条件,发展至考虑实际情况的 Reynolds 边界条件以及考虑介质的汽化相变的质量守恒边界条件等[4-5]。此外,在轴承润滑分析中也关注了油膜的温度影响因素,并由二维绝热流动的能量方程,发展至考虑三维黏度变化的广义 Reynolds 方程,

收稿日期: 2017-12-08; **录用日期**: 2018-02-11; **网络出版时间**: 2018-03-09 09:00
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180308.1114.002.html
基金项目: 航空科学基金(20150653006); 中央高校基本科研业务费专项资金(G2017KY0003)
* **通信作者**. E-mail: fjf@nwpu.edu.cn

引用格式: 符江锋, 李华聪, 樊丁, 等. 一种自冷却结构燃油泵滑动轴承润滑特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2052-2062. FU J F, LI H C, FAN D, et al. Lubrication characteristics analysis of a type of self-cooling structure fuel pump sliding bearings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2052-2062 (in Chinese).

北航学报 赠阅

这已经成为当前研究热流体润滑的基本理论方程[6-10]。由于轴承内部油膜压力的不均匀分布,必然会引起结构发生弹性甚至是塑性形变,温度的变化也会使轴承的结构发生热变形。因此,国内外研究人员开展了滑动轴承的多场耦合仿真研究[11-18],分析了压力、载荷、温度、结构变形等因素对油膜间的耦合作用机理及滑动轴承润滑特性的分布规律,也形成了弹性流体动压润滑理论[19]。此外,当膜厚比低于 4 时,固体壁面的微元凸峰相互接触使得润滑问题变为混合润滑状态,在分析的过程中需要考虑计入表面形貌的作用[20]。在目前阶段,对于计入表面形貌的润滑计算理论发展得还不够充分,没能建立准确的计算模型和计算方法,在理论分析和实验领域依然存在许多问题有待于研究人员去探索解决的方法。

由于航空燃油泵所采用的滑动轴承与一般滑动轴承结构存在较大差异,出于缩减体积和质量的考虑,燃油泵的滑动轴承与卸荷槽及间隙补偿装置为一体式结构设计,且燃油泵滑动轴承没有独立配置润滑系统,而是通过开孔和开槽等手段,将燃油泵出口的高压燃油作为润滑介质引入滑动轴承内部进行自冷却。由于燃油泵采用的润滑介质为低黏度的航空 3 号煤油,在 0 ~ 100℃ 条件下,燃油介质黏度为滑油介质黏度的 1/100 ~ 1/10。黏度对轴承润滑性能影响非常大,流体的黏性剪切效应是产生动压支撑效果的主要原因。因此,燃油介质的黏度低就意味着动压支撑效果不及滑油介质,当燃油泵径向载荷超出动压油膜的承载能力时,会使固体壁面直接接触,根据微凸体接触理论,微元粗糙峰会发生接触产生大量的热使油膜的温度升高。若滑动轴承设计不合理则温度的升高会导致燃油介质发生剪切稀化现象,使黏度进一步降低,最终导致轴承发生灼伤、胶合等故障。为此本文通过对航空燃油泵滑动轴承的润滑性能进行数值仿真研究,探索低介质黏度和自冷却工作条件下的航空发动机燃油泵的滑动轴承的润滑特性分布规律,为滑动轴承的设计分析提供理论指导。

1　燃油泵滑动轴承润滑模型

图 1 为典型的自冷却结构的航空燃油泵滑动轴承。

图 1 中,滑动轴承对应燃油泵的进口及出口部位,开有与困油区相通的卸荷槽,在燃油泵高压侧卸荷槽开孔,将出口处高压燃油引入轴承进行自冷却润滑,同时在旋转轴的带动下产生动压起到支撑作用。该型滑动轴承是包角为 360°的典型圆柱型结构,为了保证轴与轴孔能够安装和拆卸,同时也为了加工的方便,轴承存在一个轴向的退刀槽,部分结构参数见表 1。

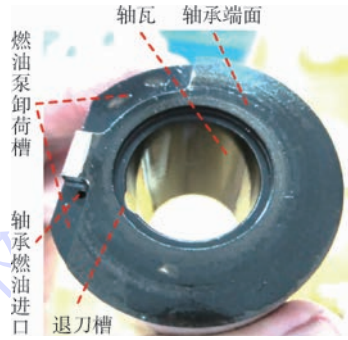


图 1　航空燃油泵滑动轴承

Fig. 1　Sliding bearing of aviation fuel pump

表 1　滑动轴承基本参数

Table 1　Basic parameters of sliding bearing

参　数	数　值
轴承宽度 B/mm	24
轴孔直径 D/mm	20.021
介质黏度 μ/(Pa·s)	9.66×10^{-4}
介质密度 ρ/(kg·m^{-3})	779
轴颈直径 d/mm	19.92
转速 n/(r·min^{-1})	8 000
偏心率 e	0.8
介质比热 C_p/(J·(kg·℃)$^{-1}$)	2 000

1.1　Reynolds 润滑方程及压力边界条件

流体动压润滑是滑动轴承内部油膜产生油膜压力的基本原理,其 Reynolds 润滑方程为

$$\frac{\partial}{r^2\partial\varphi}\left(\frac{h^3}{6\mu}\cdot\frac{\partial p}{\partial\varphi}\right)+\frac{h^3}{6\mu}\cdot\frac{\partial^2 p}{\partial y^2}=\Omega\frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}\varphi}\tag{1}$$

式中:p 为油膜压力;φ 为柱坐标下的角度;r 为轴承半径;h 为油膜厚度;Ω 为轴颈旋转速度。

对于 Reynolds 方程的求解,需要给定其压力的边界条件。对于圆柱型滑动轴承,Sommerfeld 边界条件认为,扩散区及收缩区都存在完整的油膜,周向的油膜压力呈现周期性变化,即

$$p(\Phi)=p(\Phi+2\pi)\tag{2}$$

但目前的实验已经验证,间隙扩散段油膜并不完整,而是呈现出许多细条状。Gümbel 条件或半 Sommerfeld 条件认为,完整的油膜只存在于间隙的收缩段,即 $\Phi=\theta$ 及 $\Phi=\theta+\pi$ 时,$p=p_a$,$\Phi=\theta\sim\theta+\pi$ 时,$p\geqslant p_a$,θ 为周向角度,p_a 为当地测量压力。

间隙的扩散区内油膜完全破裂,即

$$p=p_a\qquad\Phi=\theta+\pi\sim\theta+2\pi\tag{3}$$

式(3)的半 Sommerfeld 条件得到的结果会比较保守。而航空燃油泵滑动轴承通常认为介质不

北航学报 赠阅

产生汽化相变,因此采用 Reynolds 边界条件可比较合理地认为油膜的破裂取决于下列情况:

$$p = p_a \text{ 且} \frac{\partial p}{\partial \Phi} = 0 \tag{4}$$

而在轴向方向也就是 y 方向,轴承两端的压力和外界压力相等,如果把原点取在轴承长度的中点,就可以得到

$$p = p_a \qquad y = \pm \frac{B}{2} \tag{5}$$

在求解 Reynolds 方程时,对于刚性动压润滑模型,认为油膜的厚度分布是已知的,油膜厚度方程为

$$h = \varepsilon \cos \varphi + c$$

式中:c 为半径间隙;ε 为偏心距。

1.2 滑动轴承绝热流动

燃油黏度随温度变化且分布呈现出不均匀性,因此在计算的过程中,需要考虑温度及黏度分布的不均匀性。实际轴承安装在泵壳体内部,通过壳体的热传导量和热辐射量非常少,内部热量的传递主要依靠燃油介质的端泄漏量,因此假设油膜流动为绝热流动。通过建立微元控制体的能量守恒方程,具体中间推导过程略去,得到滑动轴承内部油膜流动的能量方程为

$$J\rho \left[v_x \frac{\partial}{\partial x}(C_p T) + v_y \frac{\partial}{\partial z}(C_p T) \right] = \mu \left[\left(\frac{\partial v_x}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_y}{\partial z} \right)^2 \right] \tag{6}$$

式中:J 为热功当量;T 为油膜温度。

因滑动轴承的油膜厚度非常薄,可以认为沿油膜厚度方向速度、温度不存在梯度,具体中间推导过程略去,得到绝热流动过程沿油膜厚度的能量方程的积分形式为

$$\frac{\partial T^*}{\partial \theta} = \frac{1}{Q_x} \left\{ -\alpha Q_y \frac{\partial T^*}{\partial y} + \frac{2\mu^*}{h} + \frac{6h}{\mu^*} \left[\left(\frac{\partial p}{\partial \theta} \right)^2 + \alpha^2 \left(\frac{\partial p}{\partial y} \right)^2 \right] \right\} \tag{7}$$

式中:* 代表该参数进行了无量纲化;α 为无量纲系数;Q_x 和 Q_y 分别为油膜在 x 和 y 方向上的泄漏量。

为确定温度对黏度的影响,本文中对比了 Reynolds 方程、斯洛特(K. F. Slotte)方程和伏格尔(H. Vogel)方程的计算精度。根据航空 3 号煤油的温度黏度试验数据(-40 ~ 120℃),分别对以上 3 种温度-黏度关系进行拟合分析,对比结果如图 2 所示。可以看出,Reynolds 方程、斯洛特方程和伏格尔方程中,伏格尔方程可以更好地拟合燃油黏度和温度之间的关系,精度是最高的。因此,在本文中后续的计算及仿真中,将使用伏格尔方程作为燃油温度和黏度之间的关系式。

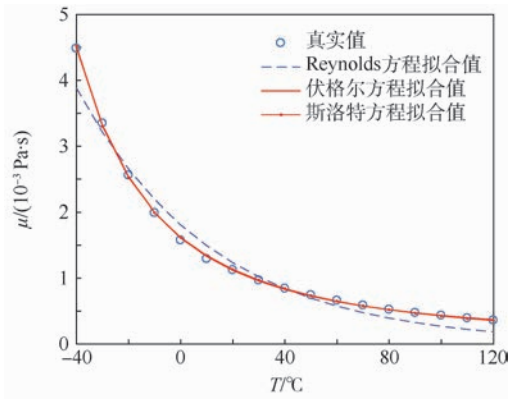


图 2 不同方程拟合值与真实值对比

Fig. 2 Comparison between fitting values of different equations and actual values

1.3 滑动轴承油膜润滑特性计算

1)油膜承载力

将轴颈表面受到的压力进行积分即可得到油膜的承载力 F,用 F_ξ 表示水平方向的受力,用 F_η 表示垂直方向的受力,则有

$$\overline{F}_\xi = \frac{6F_\xi \psi^2}{\mu \omega r B} = -\int_0^{2\pi} \left(\int_{-1/2}^{1/2} p \mathrm{d}y \right) \sin \varphi \mathrm{d}\varphi \tag{8}$$

$$\overline{F}_\eta = \frac{6F_\eta \psi^2}{\mu \Omega r B} = -\int_0^{2\pi} \left(\int_{-1/2}^{1/2} p \mathrm{d}y \right) \cos \varphi \mathrm{d}\varphi \tag{9}$$

式中:ω 为角速度;$\overline{F}_\xi$ 和 $\overline{F}_\eta$ 分别为水平和垂直方向的无量纲承载力;ψ 为滑动轴承间隙比。

2)摩擦阻力

油膜流动与轴颈之间的摩擦作用是导致滑动轴承内部温度升高的主要原因,要计算油膜的温升,需要准确计算轴颈受到的摩擦阻力。摩擦阻力 f 可以看成是由剪切流阻力 F_{t1} 和压力流阻力 F_{t2} 叠加作用,剪切流阻力可分别由油膜承载区和非承载区的计算叠加得到

$$\overline{F}_{t1} = \frac{6F_{t1}\psi}{\mu \Omega r B} = \frac{1}{2} \int_{-1/2}^{1/2} \int_0^{\varphi_p} \frac{\mathrm{d}\varphi \mathrm{d}y}{h} + \frac{1}{2} \int_{-1/2}^{1/2} H_p \int_{\varphi_p}^{2\pi} \frac{\mathrm{d}\varphi \mathrm{d}y}{h^2} \tag{10}$$

式中:φ_p 为油膜破裂的角度;H_p 为破裂边上的油膜厚度。由于燃油泵中滑动轴承的包角为 360°,所以积分的起始角度和终止角度分别为 0 和 2π。

压力流阻力 F_{t2} 可由力偶平衡得到

$$F_{t2} = \frac{1}{2r}(F_\eta e_\xi - F_\xi e_\eta) \tag{11}$$

式中:e_ξ 为单位面积水平方向的受力;e_η 为单位面积垂直方向的受力。

北航学报 赠阅

3）端泄漏量

油膜内部压力迫使润滑介质不断向轴瓦两侧泄漏流出，使泄漏量带走摩擦产生热量。航空燃油泵滑动轴承的压力分布是左右对称的，因此其轴瓦两端的无量纲泄漏量为

$$\overline{Q} = -\frac{2}{3}\int_0^{2\pi} h^3 \frac{\partial p}{\partial y}\mathrm{d}\varphi \tag{12}$$

4）油膜温升

轴颈与油液的摩擦作用是滑动轴承内部温度升高的主要原因。认为各点处油膜的温度保持一致，且全部由端泄漏量通过对流换热作用带走，根据热平衡方程得出油膜的温升为

$$\Delta T = \frac{F_t U}{JC_p \rho Q^*} \tag{13}$$

式中：F_t 为轴颈表面处的摩擦阻力；U 为轴颈滑动速度；Q^* 为滑动轴承的端泄漏量；ΔT为润滑介质的温升。

2　基于 CFD 的径向载荷计算

燃油泵的径向载荷是准确分析润滑性能的重要因素。为了更为精确地计算齿轮齿面上的油压力的作用力产生的径向载荷，本文通过采用 CFD 数值模拟的方法计算齿轮工作面油压引起的径向力，通过对压力分别积分得到其径向载荷。本文中利用 PumpLinx 流体仿真软件对转速为6 400 和 8 000 r/min条件下，不同出口压力工况下的燃油泵模型进行仿真（网格划分、边界条件设定等步骤略过），并将仿真结果与该燃油泵的试验数据进行对比，验证 CFD 仿真方法的准确性。

图 3 为转速分别为 6 400、8 000 r/min 时不同出口压力工况下的压力分布云图。可以看出，该燃油泵的压力分布趋势符合一般燃油泵的变化规律，从进口处至出口处，随着转速的变化越来越大，且随着转速升高，其压力越大。

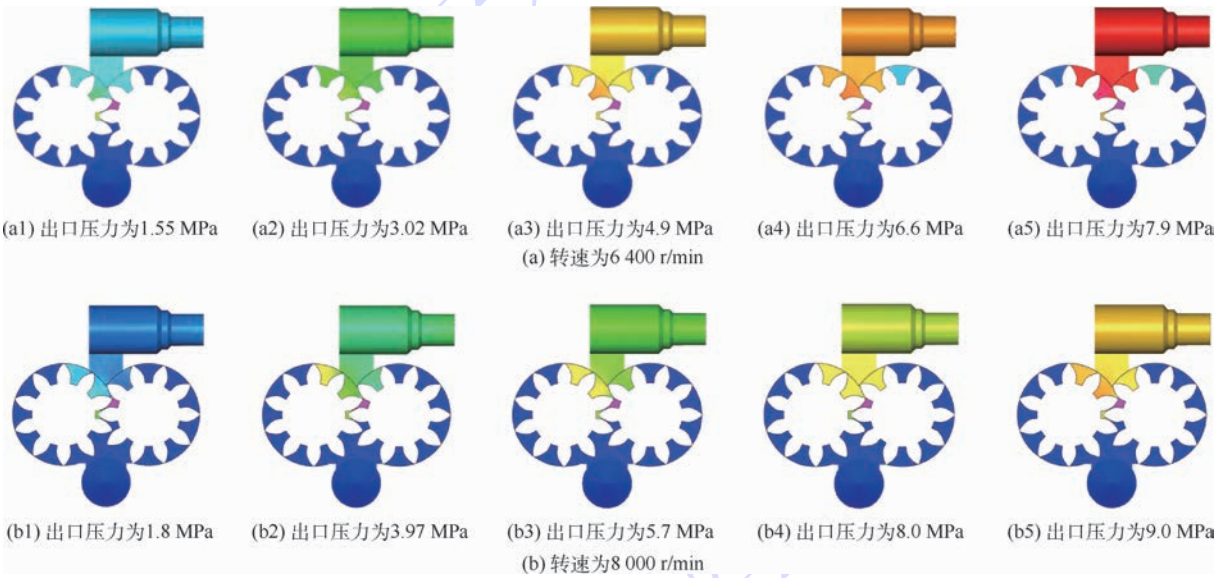


图 3　不同条件下的燃油泵压力分布云图

Fig. 3　Pressure distribution contours under different conditions of fuel pump

图 4 给出了转速为 6400、8 000 r/min 时燃油泵的出口压力 P_{out}、流量的仿真数据与试验数据对比结果，P 为进口压力。可以看出，不同工作工况下的仿真数据与试验数据吻合较好，仿真精度在 0.1% ~4.0% 以内，数值模拟具有高的仿真精度。因此，可基于 PumpLinx 环境下的仿真方法所得出燃油泵进出口的压力分布，对其进行积分得到燃油泵径向载荷。该型燃油泵滑动轴承的径向载荷计算结果如表 2 所示。

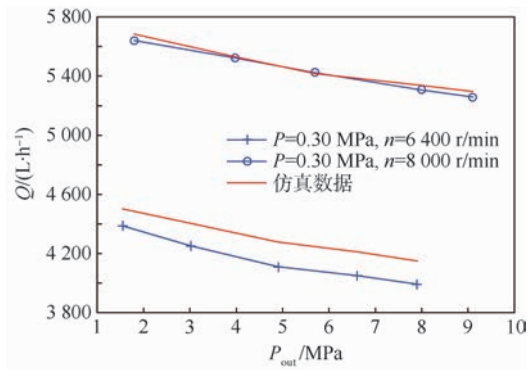


图 4　不同条件下的燃油泵仿真数据与试验数据对比

Fig. 4　Comparison between simulation data and experimental data under differernt conditions of fuel pump

北航学报 赠阅

表 2 滑动轴承径向力计算结果

Table 2 Radial force calculation results of sliding bearing

径向力	扭矩径向力	液压径向力	主动轮合力	从动轮合力
数值/N	1 135.5	4 232.5	3 149.9	5 284.0

3 滑动轴承润滑特性仿真分析

本文在计算滑动轴承的润滑特性中,首先对 Reynolds 方程进行无量纲化,凸显各变量的作用,使方程形式更加紧凑,同时为了避免病态问题的出现,采用有限差分法进行求解。在实现 Reynolds 边界条件和计算过程中采用迭代方法,当计算出的无量纲油膜压力 $p<0$ 时,将此处的压力值强制设置为 0,当周向方向首次出现压力为 0 的节点时,就认为是油膜的破裂点,此后的节点压力同样也设置为 0。为了保证收敛性和收敛速度,在迭代计算的过程中设置了松弛因子 β,将得到的新旧值的差乘以 β,并与旧值求和作为该节点处新的迭代值,直到满足近似解及预先给定的收敛精度。

3.1 不同结构参数对滑动轴承润滑特性仿真分析

本节研究分析不同间隙比、宽径比条件下,滑动轴承油膜压力、端泄漏量、摩擦阻力等润滑特性的变化规律。滑动轴承润滑介质的工作温度定为 30℃,此时燃油介质的黏度为 9.666×10^{-4} Pa·s。

1) 不同间隙比及偏心率下润滑特性分析

图 5 为相同轴颈及宽径比下,不同间隙比和偏心率对滑动轴承油膜承载力的影响。

由图 5 可以看出,当偏心率一定时,滑动轴承的油膜承载力随着间隙比的增加而单调下降。以偏心率为 0.8 为例,在间隙比小于 0.5% 时,油膜的承载力随间隙比的增加迅速下降,当间隙比增加到 1% 以后,油膜的承载力则呈现出较平缓的变化趋势。在其他偏心状态下,油膜承载力与间隙比的变化趋势与此类似。随着轴颈工作偏心率的降低,图中曲线逐步下移,说明当间隙比相同时,随着偏心率的减小,油膜的承载力也在逐渐减小。

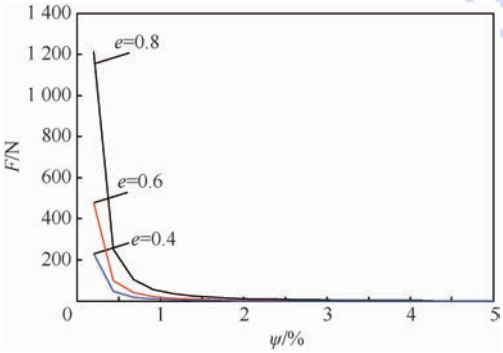


图 5 油膜承载力随间隙比和偏心率的变化

Fig. 5 Variation of oil film bearing capacity with clearance ratio and eccentricity ratio

图 6 给出了间隙比分别为 0.2%、0.3% 和 0.5% 时,轴颈处于不同偏心状态下的油膜压力分布。

当间隙比为 0.2% 时,滑动轴承在不同偏心状态下的一组压力分布情况如图 6(a)所示。在收敛间隙内,油膜的压力逐渐增加,而在扩散间隙内,油膜的压力保持为零,这与 Reynolds 边界条件保持一致。说明收敛间隙区域为滑动轴承的主要承载区,而在扩散间隙处,油膜发生破裂,不能再承担外载荷。此外,随着偏心率的提高可以看出,油膜压力的峰值在不断增加,所以油膜承载力也相应增大。此外,高偏心(偏心率为 0.9)状态下,承载区内部的压力梯度增大,油膜的破裂位置向上游移动,因而偏位角也逐渐减小。当间隙比为0.3% 时(见图 6(b)),在偏心率为 0.1 较低的情况下,油膜压力分布并没有太大的变化,而在大偏心率 0.9 的状态下,油膜压力分布的峰值有了明显的下降。当间隙比为 0.5% 时(见图 6(c)),油膜压力分布的规律与间隙比为 0.2% 和 0.3% 时相一致。但需注意的是,偏心率的提高使油膜压力分布变得更加陡峭,将不利于滑动轴承内部的燃油流出,即不利于滑动轴承的散热。

对比图 6 可以看出,随着间隙比从 0.2% 到 0.3%、0.5% 的逐步增加,油膜的绝对压力分布逐渐下降,因而承载力也在减小。假如油膜中的动压承载力无法承受外部载荷时,固体壁面就会相互接触而导致液体润滑条件失效,润滑状态转变为边界润滑甚至是干摩擦状态,从而引发磨损、胶合等故障的发生,因此润滑性能分析中必须考虑油膜的温升效应,防止滑动轴承内部温升过高。

图 7 给出了不同偏心率和间隙比下油膜厚度的变化情况。从图 7(a)中可以分析得到,在同一间隙比条件下,油膜厚度随着偏心率的增高而下降。而在同一偏心率下,随着间隙比的增高油膜厚度在增加。图 7(b)则给出了偏心率为 0.4、0.6、0.8 时,油膜厚度随间隙比的变化情况。可以看到,当偏心率一定时,油膜厚度与间隙比呈线性正比关系。

2) 不同偏心率及宽径比下润滑特性分析

图 8 给出了滑动轴承宽径比 B/D 与油膜承载力 F 之间的关系。

从图 8 中可以看出,当偏心率一定时,滑动轴承的油膜承载力随着宽径比的增加而增加,这主

北航学报 赠阅

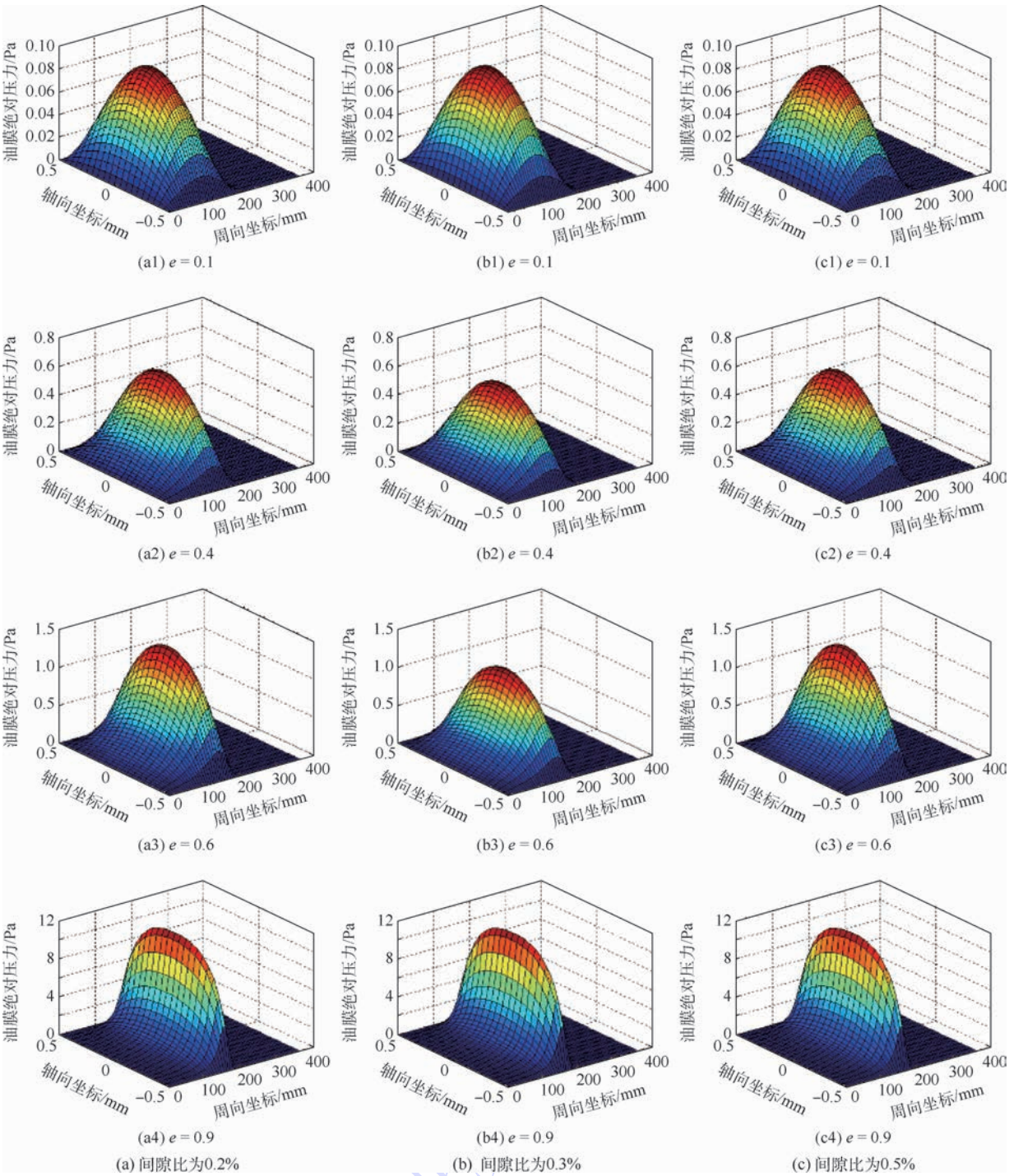


图 6　不同间隙比和偏心率下的油膜压力分布

Fig. 6　Oil film pressure distribution at different clearance ratios and eccentricity ratios

要是因为滑动轴承的宽度增加,轴承的承载范围增大使得承载能力提高。

不同偏心率和宽径比条件下,对滑动轴承内部油膜压力分布沿轴向方向上的变化规律进行仿真,仿真结果如图 9 所示。

由图 9 可以看出,滑动轴承的轴向油膜压力呈现出对称的抛物线性分布,在中间区域压力的梯度最小。随着宽径比的增加,中间区域的压力变得更加平缓。而轴承中心燃油的流动依靠的是压力的梯度差而建立的,即在较大的宽径比条件下,滑动轴承的燃油流量会减少。而滑动轴承内部油膜的流动近似可认为是绝热流动,因此摩擦产生的热量大部分都由燃油的端部泄漏带走,因此流量的下降必然导致油膜内温度的升高,必须考虑温度对润滑性能的影响。

3.2　滑动轴承热流动特性分析

根据图 9 中的分析可知,分析燃油泵滑动轴承润滑特性时必须考虑温度影响,为此本文进行

北航学报 赠阅

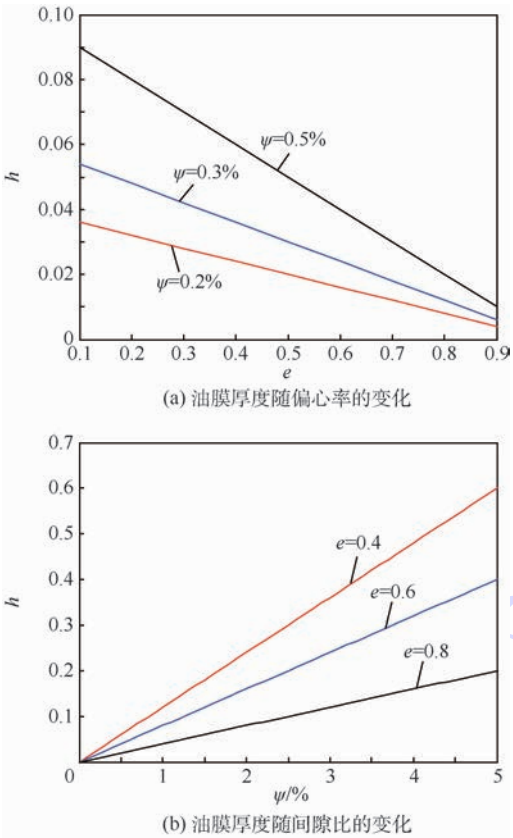


图 7 油膜厚度随偏心率和间隙比的变化

Fig. 7 Variation of oil film thickness with eccentricity ratio and clearance ratio

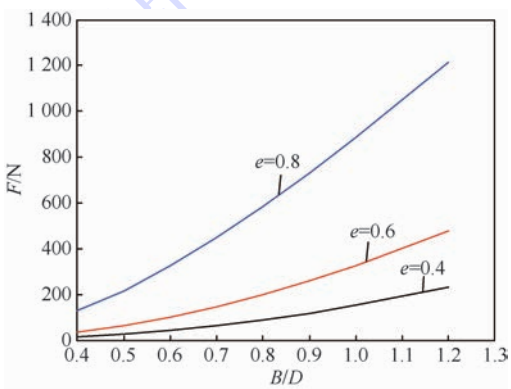


图 8 油膜承载力随宽径比和偏心率的变化

Fig. 8 Variation of oil film bearing capacity with width diameter ratio and eccentricity ratio

滑动轴承热流体润滑仿真计算。图 10 为热流体润滑下滑动轴承无量纲油膜承载力$\bar{F}$、摩擦阻力$\bar{f}$与偏心率的关系。

图 10(a)中,与等温油膜滑动轴承油膜承载力与偏心率的关系类似,热流体润滑的计算结果同样表明,随着偏心率的增大,油膜的承载力会逐渐增大。与等温油膜不同的是,随着偏心率的增加,承载力增加的速度明显加快。

图 10(b)给出了滑动轴承摩擦阻力与偏心率之间的关系。随着轴颈工作位置的偏心率提高,滑动轴承油膜内的摩擦阻力也逐渐降低。这主要是因为随着偏心率的增高,油膜破裂的位置提前,因此剪切流阻力下降。于此同时,偏心率的提高使偏位角减小,根据力偶平衡原则,压力流阻力也因此而减少。摩擦阻力的减小,会使油膜产生的热量下降。但是需要指出的是,如果不能够保证一定的油膜厚度,偏心率的提高有可能使固体壁面的凹凸体互相摩擦,从而生成大量的热。此外,偏心率的提高还会使燃油的端泄漏量减小,因而会影响轴承的散热。因此,不能单纯依靠滑动轴承的摩擦阻力判断油膜的温度是否满足要求。

图 11(a)给出了滑动轴承在不同偏心率下油膜厚度的变化关系。油膜厚度在轴向方向上没有变化,这主要是假设轴颈与轴孔的同心率比较高,不存在轴心偏离的情况。而在周向方向上,油膜厚度从最初 0°时的最大值逐渐降低,至 180°时油膜厚度达到最小值,这一段也就是间隙的收敛段,即轴承的主要的承载区。而在 180° ~ 360°的区间范围内,油膜间隙不断增加,实际上此时已经进入间隙的扩张段,油膜已经发生了破裂。此处的压力较低,没有承载能力。对比不同偏心状态下的最大油膜厚度和最小油膜厚度可以看出,随着偏心率的提高,最小油膜厚度不断下降,而最大油膜厚度不断提高,因而收敛间隙的梯度相应增高,动压效果会更加明显,承载能力也可得到提升。

图 11(b)为根据热流体润滑计算结果得到的偏心率与油膜压力分布之间的关系。在油膜的承载区,油膜压力在中心位置最高,呈现出尖峰形状。在低偏心率情况下,压力分布比较平缓,而在高偏心率情况下,压力分布变得越来越陡峭。这主要是因为油膜在高偏心率条件下会提前破裂,使非承载区的范围扩大,同时压力的尖峰值却在升高,导致压力分布变得陡峭。

图 11(c)给出了油膜温度分布与偏心率间的关系。可以看出,温度峰值主要有 4 个,分别位于轴承中心位置、最小油膜厚度的端部以及承载部位的前部。这主要是因为油膜温度分布与油膜厚度及压力梯度相关。从能量方程的关系来看,油膜温度与油膜厚度成反比,所以在最大油膜厚度处油膜温度最低,而在最小油膜厚度处油膜温度最高。此外,油膜温度与压力在周向方向的梯度的平方成正比,即在 $\pm(\partial p/\partial \varphi)^2$ 处油膜温度最高。油膜温度还与压力在轴向方向的梯度平方 $\pm(\partial p/\partial y)^2$ 成正比,因此油膜温度会在宽度方向上呈现出中间低、两边高的分布。可以看出,随

北航学报 赠阅

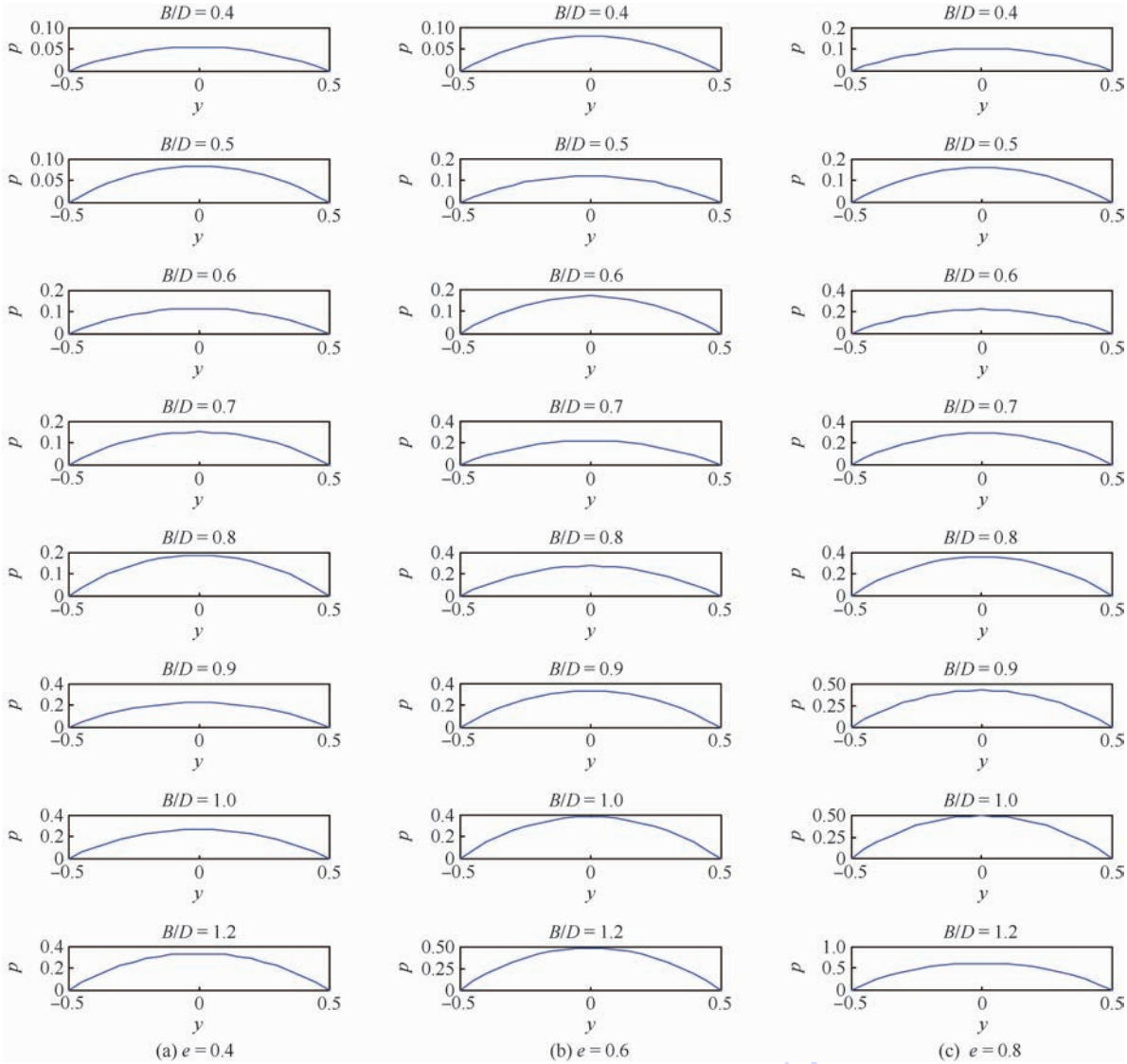


图 9　不同宽径比和偏心率下油膜压力的轴向分布

Fig. 9　Axial pressure distribution of oil film at different width diameter ratios and eccentricity ratios

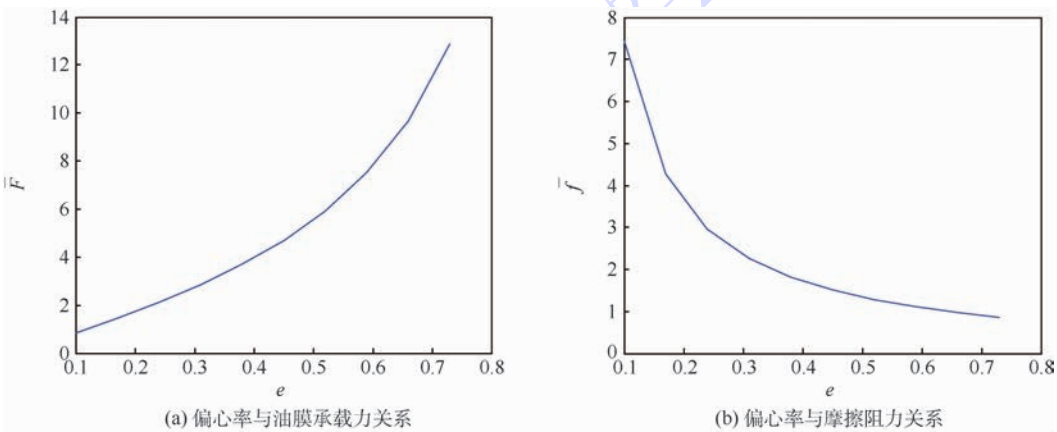


图 10　滑动轴承无量纲油膜承载力、摩擦阻力与偏心率的关系

Fig. 10　Relationship among non-dimensional oil film bearing capacity, friction force and eccentricity ratio of sliding bearing

着偏心率的升高,油膜温度的峰值越来越明显,而温升也不断提高。当油膜温度升高时,润滑介质的黏度是逐渐降低的。当偏心率较低时,由于油膜的温度变化不大,因而黏度场区域均匀。而随着偏心率的升高,油膜温度分布的不均匀性开始表现出来,对应的油膜中的黏度也随之降低。

北航学报 赠阅

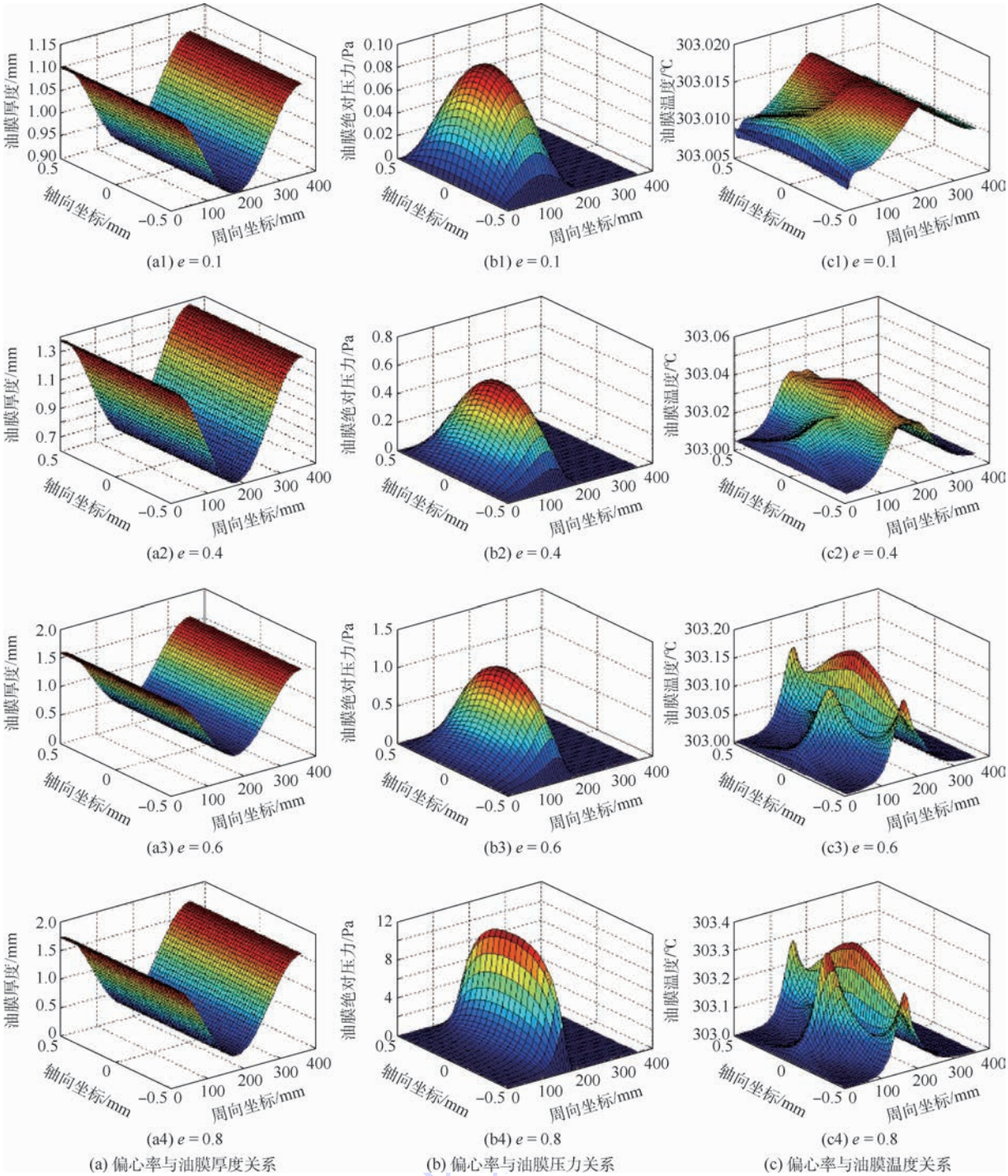


图 11 不同偏心率下的滑动轴承润滑特性

Fig. 11 Lubrication characteristics of sliding bearing under different eccentricity ratios

4 结 论

本文针对低介质黏度的航空燃油泵滑动轴承,开展了滑动轴承的润滑特性分析研究。

1)为了得到更为准确的温度和载荷边界,对比了几类温-黏关系可知,伏格尔方程获得的航空3号煤油温-黏关系的精度最高,计算中可选取该温-黏关系保证润滑性能分析精度。此外,采用CFD数值模拟与试验相结合的方法计算轴承径向载荷,其计算精度在0.1%~4.0%以内,能够为分析润滑特性提供准确的载荷边界。

2)同一偏心率下,滑动轴承的油膜承载力随着间隙比的增加而单调下降,油膜厚度随着间隙比的增高而增加。同一间隙比下,油膜的承载力随着偏心率的减小也逐渐减小,油膜厚度随着偏心率的增高而下降。提高偏心率可提高滑动轴承的油膜承载力,但偏心率的提高会使压力分布变得更加陡峭,不利于滑动轴承的散热和冷却控制,

北航学报 赠阅

仿真中必须考虑油膜的温升效应。当偏心率一定时,可通过增加宽径比提高滑动轴承的油膜承载力,但在较大的宽径比条件下,滑动轴承的燃油流量会减少,流量的下降必然导致油膜内温度的升高。

3)热流体润滑计算中,偏心率的增大会使得油膜承载力提高,端泄漏量减小,油膜厚度下降,摩擦阻力逐渐减小。端泄漏量减小会影响轴承的散热;油膜厚度下降使得其收敛间隙的梯度相应增高而增强动压效果,从而提升轴承的承载能力。摩擦阻力的减小会使油膜产生的热量下降。而油膜温度与油膜厚度成反比,油膜温度在轴承宽度方向上呈现出中间低、两边高的分布,且随着偏心率的升高,油膜温度的峰值越来越明显,温升也不断提高,油膜温度分布的不均匀性加剧,因此对应的油膜中的黏度也随之降低。在滑动轴承的设计中,应综合考虑油膜承载力、端泄漏量、油膜厚度和温升间的相互制约因素,合理地优化间隙比、宽径比和偏心率以提高滑动轴承润滑性能。

参考文献(References)

[1] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报,2004,19(3):375-382.
ZHANG S J. A review of aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(3):375-382(in Chinese).

[2] 岑少起,张少林,郭红. 超重载滑动轴承 EHL 数值解快速收敛及黏压指数的影响[J]. 机械传动,2007,31(1):3-6.
CEN S Q,ZHANG S L,GUO H. The speediness convergence of EHL solution of sliding bearing and influence of the viscosity-pressure relation under super heavy load[J]. Journal of Mechanical Transmission,2007,31(1):3-6(in Chinese).

[3] 张准,朱克勤. 电流变液滑动轴承的数值研究[J]. 力学学报,2003,35(2):135-139.
ZHANG Z,ZHU K Q. Numerical study of journal bearings with electrorheological lubricants[J]. Acta Mechanica Sinica,2003,35(2):135-139(in Chinese).

[4] HUANG P. Numerical calculation of lubrication[M]. Beijing: Tsinghua University Press,2013.

[5] 李强,郑水英,刘淑莲. 计入 JFO 边界条件的滑动轴承性能分析[J]. 机械强度,2010,32(2):102-106.
LI Q,ZHENG S Y,LIU S L. Analysis of the performance of journal bearing with JFO boundary condition[J]. Journal of Mechanical Strength,2010,32(2):102-106(in Chinese).

[6] STÅHL J. Narrow journal bearings[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part J:Journal of Engineering Tribology,2002,216(5):343-346.

[7] GITA T,MARC C. Performance of a plain journal bearing with flooded ends[J]. Tribology Transactions,2002,45(3):310-317.

[8] JOHANSSON L,WETTERGREN H. Computation of the pressure distribution in hydrodynamic bearings using Newton's method[J]. Journal of Tribology,2004,126(2):404-407.

[9] DOWSON D,HUDSON J D,HUNTER B,et al. An experimental investigation of the thermal equilibrium of steadily loaded journal bearings[M]. Boca Raton:CRC Press,1994:251-269.

[10] 苏红,毛军,薛琳. 一种复合式滑动轴承的实验研究[J]. 北京交通大学学报,2003,27(4):11-13.
SU H,MAO J,XUE L. Research and experiment on a compound sliding bearing[J]. Journal of Northern Jiaotong University,2003,27(4):11-13(in Chinese).

[11] DWORK C,NAOR M,PITASSI T,et al. Differential privacy under continual observation[C]// Proceedings of the 2010 ACM International Symposium on Theory of Computing. New York: ACM,2010:715-724.

[12] SHAO J,YANG X,WANG Y,et al. Research on thermal deformation field of heavy hydrostatic thrust bearing rotation-workbench at different auxiliary-hole position[C]// Proceedings of 2011 International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology. Piscataway,NJ: IEEE Press,2011:912-915.

[13] VERMA R S,RAHMAN L,VERMA R K,et al. Post harvest storage method for rose-scented geranium (L'Herit. ex Ait.)[J]. Journal of Essential Oil-Bearing Plants,2013,16(5):693-698.

[14] JIN C,WU B,HU Y. Theoretical calculation of thermal contact resistance of ball bearing under different loads[C]// 6th International Conference on Informatics in Control,Automation and Robotics,2009:181-188.

[15] TAKABI J,KHONSARI M M. On the dynamic performance of roller bearings operating under low rotational speeds with consideration of surface roughness[J]. Tribology International,2015,86:62-71.

[16] DHANDE D Y,PANDE D W. Multiphase flow analysis of hydrodynamic journal bearing using CFD coupled fluid structure interaction considering cavitation[C]// International Conference on Automatic Control and Dynamic Optimization Techniques,2016:964-971.

[17] 蔡林. 流体动压滑动轴承静特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012.
CAI L. Investigation on static performance of hydrodynamics bearing[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2012(in Chinese).

[18] 王迎佳,刘敏珊,岑少起,等. 混合流态下径向滑动轴承的静态特性研究[J]. 润滑与密封,2014,39(5):41-46.
WANG Y J,LIU M S,CEN S Q,et al. Static lubrication characteristics of radial sliding bearings under coexistence fluid state of laminar flow and turbulence[J]. Lubrication Engineering,2014,39(5):41-46(in Chinese).

[19] ZHANG X J,HUANG Y,GUO Y B,et al. A dynamic rheological model for thin-film lubrication[J]. Chinese Physics B,2013,22(1):426-433.

[20] 张振山,戴旭东,张执南,等. 轴颈倾斜的径向轴承热弹性流体动力润滑分析[J]. 上海交通大学学报,2013,47(9):1347-1352.

北航学报 赠阅

ZHANG Z S, DAI X D, ZHANG Z N, et al. Thermoelastohydrodynamic lubrication analysis of misaligned plain journal bearings[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2013, 47(9): 1347-1352(in Chinese).

作者简介：

符江锋 男，博士，助理研究员。主要研究方向：航空发动机控制、航空燃油泵建模与仿真。

Lubrication characteristics analysis of a type of self-cooling structure fuel pump sliding bearings

FU Jiangfeng[1,*], LI Huacong[1], FAN Ding[1], LIU Xianwei[1], ZHU Jiaxing[1], LI Kun[2]

(1. College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: The aim of this paper was to study the lubrication characteristics of sliding bearings for aero-engine fuel gear pumps under low medium viscosity and self-cooling conditions. Based on the Reynolds equation for hydrodynamic lubrication of oil film and equivalent viscosity lubrication flow model, the energy equation of the internal flow was simplified by assuming the adiabatic flow of the gear pump sliding bearing, and the thermal flow lubrication mathematical model of fuel pump sliding bearing was established based on the combination of Reynolds equation and adiabatic flow energy integral equation. Then the lubrication characteristics of sliding bearings, including the oil film pressure, oil film thickness, film temperature, surface leakage, and friction, were simulated and analyzed based on CFD numerical simulation and finite difference method under different clearance ratios, eccentricity ratios and width diameter ratios. The simulation results show that the radial load calculation accuracy of sliding bearing is better than 4.0% by CFD method. The oil film pressure decreases monotonically with the increase of the clearance ratio, and the oil film thickness increases with the increase of the clearance ratio under the condition of constant eccentricity ratio. Under the condition of constant clearance ratio, with the increase of eccentricity ratio, the oil film pressure gradually increases and the oil film thickness decreases, while the oil film temperature is inversely proportional to the film thickness, and the peak value of temperature is more and more obvious. Also, the oil film pressure of the sliding bearing can be increased by increasing the width diameter ratio when the eccentricity ratio and clearance ratio are constant. Therefore, in order to improve the lubrication performance of sliding bearing, it is needed to design a reasonable clearance ratio, width diameter ratio and eccentricity ratio of sliding bearings by considering the factors of oil film pressure, leakage, thickness and temperature rise and the interaction among them.

Keywords: fuel gear pump; sliding bearing; lubrication model; lubrication characteristics; self-cooling structure

Received: 2017-12-08; **Accepted**: 2018-02-11; **Published online**: 2018-03-09 09:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180308.1114.002.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (20150653006); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (G2017KY0003)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0777

基于 UMAC 的 RBF 神经网络 PID 控制

李明*, 封航, 张延顺
(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对通用电机运动控制器(UMAC)下的传统 PID 控制和现有的模糊 PID 控制自适应性和鲁棒性较差,伺服系统的动静态性能不理想的问题,将 RBF 神经网络引入到 UMAC 的 PID 参数调节中,增强伺服系统的自适应性和鲁棒性,并提高系统动静态特性。通过 UMAC 的嵌入式 PLC 程序对算法进行了实现,位置阶跃响应实验和正弦跟踪实验表明,RBF 神经网络 PID 控制下的伺服电机位置阶跃响应上升时间由传统 PID 控制下的 0.164 s 和模糊 PID 控制下的 0.118 s 减小到了 0.017 s,峰值时间由传统 PID 控制下的 0.196 s 和模糊 PID 控制下的 0.131 s 减小到了 0.023 s,调节时间由传统 PID 控制下的 0.216 s 和模糊 PID 控制下的 0.142 s减小到了 0.025 s,电机响应速度变快;RBF 神经网络 PID 控制下的伺服电机位置正弦响应动态跟随最大误差由传统 PID 控制下的 188 counts 和模糊 PID 控制下的 120 counts 减小到了 39 counts,且误差波动较小、平稳,伺服电机动态跟随性能显著提高。

关 键 词: 通用电机运动控制器(UMAC); RBF 神经网络; 自适应性; 鲁棒性; 动静态性能

中图分类号: TP301.6

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2063-08

精密装配过程中,装配动作需要多伺服运动轴协同工作,同时要求各运动轴运动准确度和精度高,响应时间快。通用电机运动控制器(Universal Motion and Automation Controller, UMAC)是一款强大、灵活和易用的可编程多轴运动控制器,其能广泛地满足从最简单到对性能要求极高的应用场合,如准确度、精度、速度、功率、是否组合或独立等要求。因此,UMAC 广泛应用于机器人控制、食品加工、机床、印刷、激光切割、自动焊接等[1-2]。目前,将高性能的 UMAC 引入到精密装配系统进行协同装配的研究正受到越来越多的关注。

UMAC 对精密伺服运动轴的控制主要采用传统的 PID 控制,这种控制方法原理比较简单,使用起来相对方便;同时它具有一定的自适应性和鲁棒性,常常被应用于各类工业环境[3-4]。然而,精密伺服运动控制场合对控制品质要求高,传统的 PID 控制很难适应由运动结构变化引起参数摄动、蠕变等,再加上运动系统负载的变化和干扰的存在,使获取高的控制品质变得更加困难[5-6]。针对这一问题,目前主要采用的方法是将模糊理论引入到 UMAC 的 PID 参数调节上,优化原传统的 PID 控制器,提高伺服系统控制品质。如白晶、王克选等将模糊控制与传统的 PID 控制相结合,设计了一种模糊 PID 控制器,基于被控对象的实时状态来动态调节 PID 控制器的参数[7-9]。模糊 PID 控制在一定程度上加强了系统的自适应性和鲁棒性,提高了被控系统的动静态性能,然而该方

收稿日期: 2017-12-19; **录用日期**: 2018-01-19; **网络出版时间**: 2018-03-15 08:31
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180314.1736.010.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11202010, 61473019)
* **通信作者**. E-mail: liliyalm@buaa.edu.cn

引用格式: 李明, 封航, 张延顺. 基于 UMAC 的 RBF 神经网络 PID 控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2063-2070.
LI M, FENG H, ZHANG Y S. RBF neural network tuning PID control based on UMAC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2063-2070 (in Chinese).

北航学报 赠阅

法在隶属度函数的选取方面需要经验,其使用规则比较复杂。

为了解决目前控制方法下系统自适应性和鲁棒性不强,动静态性能不理想的问题,本文提出了将径向基函数(RBF)神经网络引入到 UMAC 中 PID 控制器的参数调节上。RBF 神经网络是一种高效的前馈式神经网络,其具有强大的非线性映射能力,同时能够自主学习、调整自适应于环境变化。在对模型进行训练的过程中,它能最佳地逼近于实际(线性/非线性)模型并获取全局最优解。同时,相较于模糊理论,不需要隶属度函数调节经验并且使用规则简便,因此被广泛应用于模型预测[10-12]。

在利用 RBF 神经网络 PID 进行控制的过程中,本文首先利用RBF神经网络对被控对象模型进行实时动态预测,然后根据预测结果对 UMAC 的 PID 控制器的 3 个参数 K_p(比例增益 Ix_n30)、K_i(积分增益 Ix_n33)、K_d(微分增益 Ix_n31)进行动态调整,实现了伺服系统的自适应性和鲁棒性加强,以及动静态性能的提高。

1 系统描述

1.1 基于 UMAC 的伺服系统

图 1 为基于 UMAC 的伺服系统结构。在该系统中,工控机负责向 UMAC 发送位置控制指令,UMAC 负责接收伺服电机实际位置和指令位置,做差值比较并向伺服驱动器发送伺服电机转动方向和脉冲信息,驱动设备则根据脉冲和方向信息对信号进行 SVPWM 调制,驱动伺服电机转动。

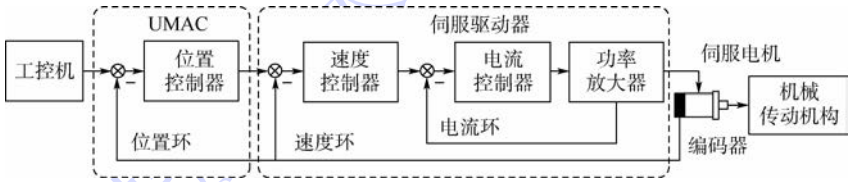


图 1 基于 UMAC 的伺服系统结构

Fig. 1 Structure of servosystem based on UMAC

1.2 PMSM 数学模型及仿真模型的建立

PMSM 数学模型是在不影响控制性能前提下,忽略电机铁心的饱和,永磁材料导磁率为零,不计涡流和磁滞损耗,三相绕组是对称均匀的,绕组中感应电势波形是正弦波的条件下建立的[13-15]。

在假设条件下,PMSM 的转子为圆筒形($L_d = L_q = L$),L_d、L_q 为 d-q 轴定子电感,得到 d-q 旋转坐标系下 PMSM 的状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{i}_d \\ \dot{i}_q \\ \dot{\omega}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{R}{L} & p_n\omega_r & 0 \\ -p_n\omega_r & -\frac{R}{L} & -\frac{p_n\psi_f}{L} \\ 0 & \frac{3}{2}p_n\psi_f & -\frac{B_f}{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_d \\ i_q \\ \omega_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{u_d}{L} \\ \frac{u_q}{L} \\ -\frac{T_L}{J} \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中:R 为电枢绕组电阻;u_d、u_q 为 d-q 轴定子电压;i_d、i_q 为 d-q 轴定子电流;ψ_f 为转子磁场等效磁链;J 为转动惯量;B_f 为黏滞摩擦系数;ω_r 为转子角速度;$\omega = p_n\omega_r$ 为转子电角速度,p_n 为极对数;T_L 为负载扰动。

采用 $i_d \equiv 0$ 的控制方式得 PMSM 的解耦线性状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{i}_q \\ \dot{\omega}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{R}{L} & -\frac{p_n\psi_f}{L} \\ \frac{3}{2}p_n\psi_f\frac{1}{J} & -\frac{B_f}{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_q \\ \omega_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{u_q}{L} \\ -\frac{T_L}{J} \end{bmatrix} \tag{2}$$

根据式(2)建立 PMSM 传递模型,如图 2 所示。

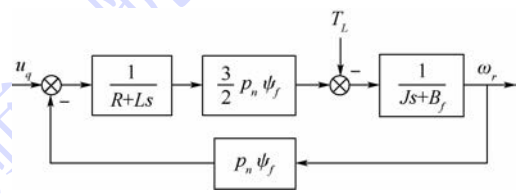


图 2 PMSM 传递模型

Fig. 2 Transfer model of PMSM

2 仿真分析

2.1 RBF 神经网络 PID 控制原理

RBF 神经网络是由 Moody 和 Darken[16] 在 20 世纪80 年代末提出的一种神经网络,其是具有单隐层的三层前馈网络。由于模拟了人脑中局部调整、相互覆盖接受域的神经网络结构,因此,RBF 神经网络是一种局部逼近网络,已证明它能以任意精度逼近任意连续函数[17]。

北航学报 赠阅

2.1.1　网络结构

RBF 神经网络是一种三层前向网络,如图 3 所示,由输入到输出的映射是非线性的,而隐含层到输出空间的映射是线性的,从而大大加快了学习速度并避免局部极小问题。

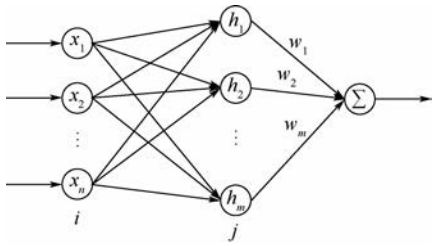


图 3　RBF 神经网络结构

Fig. 3　Structure of RBF neural network

2.1.2　被控对象 Jacobin 信息的辨识算法

在 RBF 神经网络结构中,$\boldsymbol{x}=[x_1,x_2,\cdots,x_n]^{\mathrm{T}}$ 为网络的输入向量。设 RBF 神经网络的径向基向量 $\boldsymbol{h}=[h_1,h_2,\cdots,h_m]^{\mathrm{T}}$,$h_j$ 为高斯基函数。

$$h_j=\exp\left(-\frac{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{c}_j\|^2}{2b_j^2}\right)\qquad j=1,2,\cdots,m \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{c}_j=[c_{j1},c_{j2},\cdots,c_{ji},\cdots,c_{jn}]^{\mathrm{T}}$ $(i=1,2,\cdots,n)$ 为网络的第 j 个节点的中心矢量;b_j 为节点 j 的基宽度参数,且为大于零的数。

设神经网络的基宽向量为

$$\boldsymbol{B}=[b_1,b_2,\cdots,b_m]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

神经网络的权向量为

$$\boldsymbol{W}=[w_1,w_2,\cdots,w_m]^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

辨识神经网络的输出为

$$y_m(k)=w_1h_1+w_2h_2+\cdots+w_mh_m \tag{6}$$

辨识器的性能指标函数为

$$J_{\mathrm{b}}=\frac{1}{2}(y(k)-y_m(k))^2 \tag{7}$$

根据梯度下降法,输出权、节点中心及节点基宽度参数的迭代算法如下:

$$\Delta w_j(k)=\eta(y(k)-y_m(k))h_j \tag{8}$$

$$w_j(k)=w_j(k-1)+\Delta w_j(k)+\alpha(w_j(k-1)-w_j(k-2)) \tag{9}$$

$$\Delta b_j(k)=\eta(y(k)-y_m(k))w_jh_j\frac{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{c}_j\|^2}{b_j^3} \tag{10}$$

$$b_j(k)=b_j(k-1)+\Delta b_j+\alpha(b_j(k-1)-b_j(k-2)) \tag{11}$$

$$\Delta c_{ji}(k)=\eta(y(k)-y_m(k))w_j\frac{x_j-c_{ji}}{b_j^2} \tag{12}$$

$$c_{ji}(k)=c_{ji}(k-1)+\Delta c_{ji}(k)+\alpha(c_{ji}(k-1)-c_{ji}(k-2)) \tag{13}$$

式中:η 为学习速率;α 为动量因子。

Jacobin 阵(即为对象的输出对控制输入变化的灵敏度信息)算法为

$$\frac{\partial y(k)}{\partial\Delta u(k)}\approx\frac{\partial y_m(k)}{\partial\Delta u(k)}=\sum_{j=1}^{m}w_jh_j\frac{c_{ji}-x_j}{b_j^2} \tag{14}$$

式中:$x_j=\Delta u(k)$。

控制器的输入误差为

$$e(k)=r(k)-c(k) \tag{15}$$

式中:$r(k)$ 为系统输入;$c(k)$ 为系统输出。

RBF 神经网络的整定指标为

$$E(k)=\frac{1}{2}e^2(k) \tag{16}$$

比例增益 K_{p}、积分增益 K_{i}、微分增益 K_{d} 采用梯度下降法进行调整:

$$\Delta k_{\mathrm{p}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial k_{\mathrm{p}}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial y}\cdot\frac{\partial y}{\partial\Delta u}\cdot\frac{\partial\Delta u}{\partial k_{\mathrm{p}}}=\eta e(k)\frac{\partial y}{\partial\Delta u}(e(k)-e(k-1)) \tag{17}$$

$$\Delta k_{\mathrm{i}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial k_{\mathrm{i}}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial y}\cdot\frac{\partial y}{\partial\Delta u}\cdot\frac{\partial\Delta u}{\partial k_{\mathrm{i}}}=\eta e(k)\frac{\partial y}{\partial\Delta u}e(k) \tag{18}$$

$$\Delta k_{\mathrm{d}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial k_{\mathrm{d}}}=-\eta\frac{\partial E}{\partial y}\cdot\frac{\partial y}{\partial\Delta u}\cdot\frac{\partial\Delta u}{\partial k_{\mathrm{d}}}=\eta e(k)\frac{\partial y}{\partial\Delta u}(e(k)-2e(k-1)+e(k-2)) \tag{19}$$

$$K_{\mathrm{p}}=k_{\mathrm{p}}+\Delta k_{\mathrm{p}} \tag{20}$$

$$K_{\mathrm{i}}=k_{\mathrm{i}}+\Delta k_{\mathrm{i}} \tag{21}$$

$$K_{\mathrm{d}}=k_{\mathrm{d}}+\Delta k_{\mathrm{d}} \tag{22}$$

式中:k_{p}、k_{i}、k_{d} 为 PID 整定的初值;$\frac{\partial y}{\partial\Delta u}$ 为被控对象的 Jacobian 信息,由式(14)可得。

在 MATLAB/Simulink 下,利用 S-函数对 RBF 神经网络 PID 控制算法进行编程实现,并将其引入到对 PMSM 的控制中得到基于 RBF 神经网络 PID 控制的 PMSM 伺服仿真模型,如图 4 所示。图中:K_ω 为速度放大器的增益;K_{pf}、$K_{\omega f}$ 分别为位置、速度反馈增益。

2.2　仿真实验及结果分析

根据某型 PMSM 电机,设置仿真参数 $R=0.012\,07\ \Omega$,$L=2.79\ \mathrm{mH}$,$p_n=4$,$\psi_f=0.076\,45\ \mathrm{Wb}$,$B_f=0.000\,1\ \mathrm{N/(m/s)}$。给定幅值为 1 000 counts 的阶跃位置信号,并在 $t=1\ \mathrm{s}$ 处给定负载扰动信号 $T_L=0.2\ \mathrm{N\cdot m}$,得到传统 PID 控制、模糊 PID 控制和 RBF 神经网络 PID 控制下的位置阶跃响应曲线如图 5 所示。图中:t_{r1}、t_{r2}、t_{r3} 分别为传统 PID

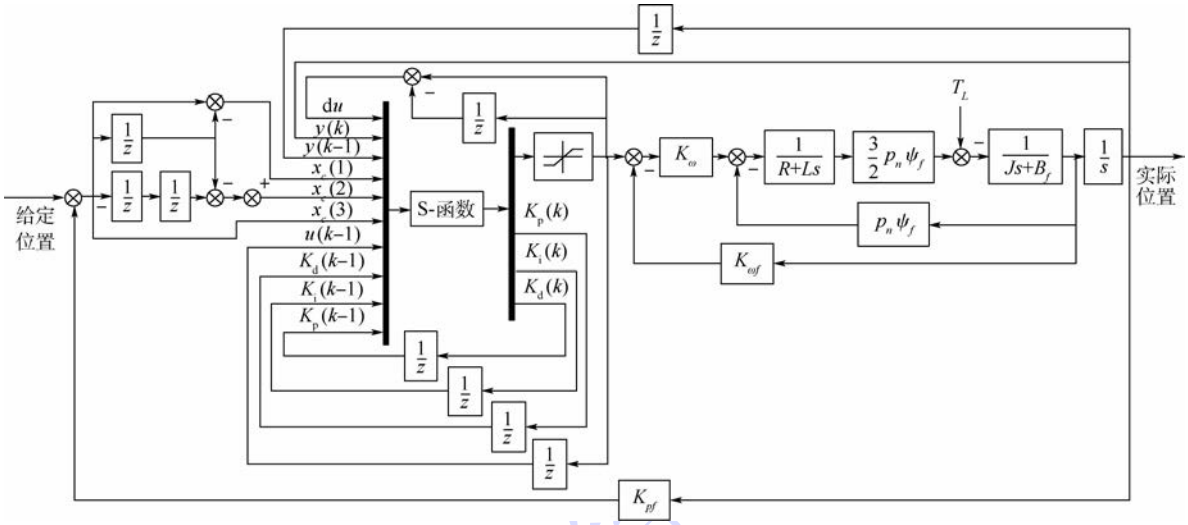


图 4 RBF 神经网络 PID 控制的 PMSM 伺服仿真模型

Fig. 4 Servo simulation model of PMSM based on RBF neural network tuning PID control

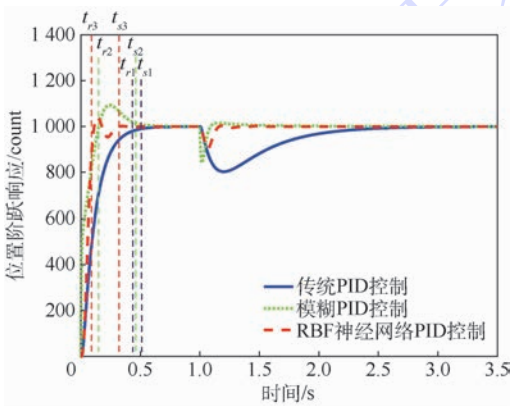


图 5 传统 PID 控制、模糊 PID 控制、RBF 神经网络 PID 控制下位置阶跃响应曲线

Fig. 5 Step response of position by traditional PID control, fuzzy PID control and RBF neural network tuning PID control

控制、模糊 PID 控制和 RBF 神经网络 PID 控制下的位置阶跃响应上升时间；t_{s1}、t_{s2}、t_{s3} 分别为传统 PID 控制、模糊 PID 控制和 RBF 神经网络 PID 控制下的位置阶跃响应调节时间(2%)。

通过仿真结果对比可知，相较于传统的 PID 控制和模糊 PID 控制，RBF 神经网络 PID 控制响应时间快，调节时间短；在外加扰动情况下，RBF 神经网络 PID 控制仍能很好地对输入信号进行跟随，具有较强的自适应性和鲁棒性。

利用 RBF 神经网络对 PID 控制器参数进行调节可以解决现有 UMAC 中自适应性和鲁棒性差、系统动静态性能不理想的问题，因此将 RBF 神经网络方法引入 UMAC 的 PID 参数调节中，下面将基于嵌入式 PLC 对该算法进行实现。

3 控制实现

3.1 UMAC 的 PID 控制器

UMAC 提供了带有速度和加速度前馈的 PID + 陷波滤波控制器，使用者可以针对被控对象的要求直接对相应的参数进行调节，从而达到控制系统所需要的性能[18]。UMAC 的 PID 控制器原理如图 6 所示。

图 6 中：IM 为积分模式(Ix_n34)；K_{vff}为速度前馈增益(Ix_n32)；K_{aff}为加速度前馈增益(Ix_n35)。陷波滤波器的系数分别为：n_1 为 Ix_n36；n_2 为 Ix_n37；d_1 为 Ix_n38；d_2 为 Ix_n39(I 为 UMAC 的设置变量，x_n 为对应的电机编号)。由图 6 可以推出控制器的输出为

$$u(z) = K_p\{K_{vff}(1-z^{-1})R(z) + K_{aff}(1-2z^{-1}+z^{-2})R(z) + (R(z)-C(z))[1+K_i/(1-z^{-1})] - C(z)K_d(1-z^{-1})\} \quad (23)$$

式中：$R(z)$为给定位置；$C(z)$为实际反馈位置。

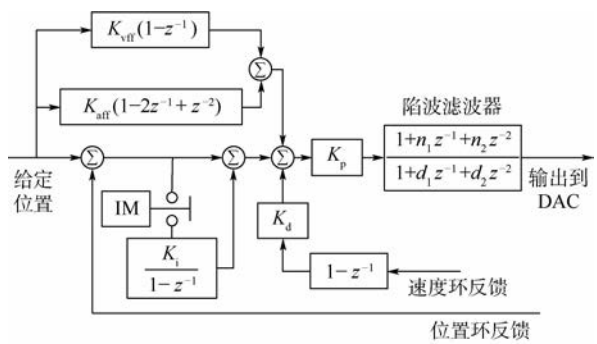


图 6 UMAC 的 PID 算法原理图

Fig. 6 PID algorithm schematic diagram of UMAC

北航学报 赠阅

在此,忽略陷波滤波器对 UMAC 的影响,可以得出 UMAC 主要由常规的 PID 控制器部分和速度、加速度部分组成。

3.2　PLC 程序的设计与实现

在利用 RBF 神经网络实现对 UMAC 的 PID 参数的调整上,主要通过 UMAC 的嵌入式 PLC 程序实现。UMAC 的嵌入式 PLC 程序可以通过反馈通道实时地获取位置反馈,再与给定位置进行比较获取位置误差,根据位置误差再相应地对 UMAC 的 3 个 PID 参数比例增益 K_p、积分增益 K_i、微分增益 K_d 进行调整,其具体实现步骤如下:

步骤 1　首先,根据手动整定信息,设置 k_p、k_i、k_d 的初值;然后,设置 RBF 神经网络的输入层节点数 n、隐含层节点数 m、学习速率 η、动量因子 α。

步骤 2　采样获取 $r(k)$、$c(k)$的值,计算$e(k) = r(k) - c(k)$。

步骤 3　对 RBF 神经网络的输入层参数进行归一化处理,包括 $u(k) - u(k-1)$,$c(k)$,$c(k-1)$,$e(k) - e(k-1)$,$e(k)$,$e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)$,$u(k-1)$,$K_p(k-1)$,$K_i(k-1)$,$K_d(k-1)$。

步骤 4　根据梯度下降法,对输出权 $w_j(k)$、节点中心 $c_{ji}(k)$ 及节点基宽度参数 $b_j(k)$ 进行迭代计算。

步骤 5　计算待预测模型的 Jacobian 信息。

步骤 6　采用梯度下降法计算 Δk_p、Δk_i、Δk_d 及 $K_p(k)$、$K_i(k)$、$K_d(k)$,返回步骤 2。

以上步骤可由图 7 来表示。

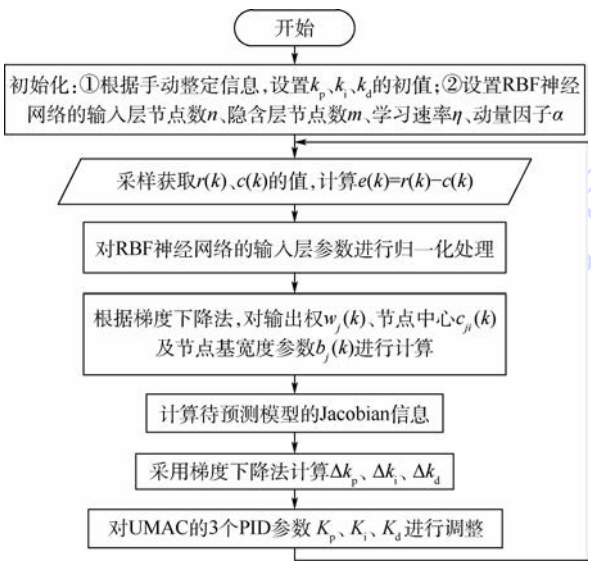


图 7　RBF 神经网络 PID 控制 PLC 程序流程图

Fig. 7　PLC program flowchart of RBF neural network tuning PID control

4　实验验证

图 8 为精密装配系统,其主要由多轴协同运动精密装配平台和以 UMAC 为核心的控制系统组成。

图 9 为精密装配系统下基于 UMAC 的单轴伺服运动实验子系统。该实验子系统主要由 PC、UMAC、某型伺服电机、24 V 开关电源和中间继电器等部分组成。

在实验子系统下,分别进行了传统 PID 控制、模糊 PID 控制和 RBF 神经网络 PID 控制下的伺服系统位置阶跃响应实验和正弦跟踪实验,并对伺服电机期望转动位置、实际转动位置和跟随误差进行了实时采集。

1)给定的阶跃位置信号为

$$\varepsilon(t) = \begin{cases} 0 & t < 0 \\ \dfrac{1}{2}A_1 & t = 0 \\ A_1 & 0 < t \leqslant T_1 \\ 0 & T_1 < t \end{cases} \tag{24}$$

式中:A_1 为阶跃信号幅值,取 1 000 counts;T_1 为阶跃信号保持时间,取 500 ms。

由图 10 可知,RBF 神经网络 PID 控制下的伺服电机位置阶跃响应上升时间由传统PID控制

图 8　精密装配系统

Fig. 8　Precise assembly system

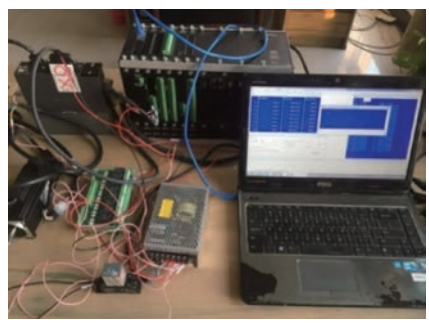


图 9　基于 UMAC 的伺服系统

Fig. 9　Servosystem based on UMAC

北航学报 赠阅

下的 0.164 s 和模糊 PID 控制下的 0.118 s 减小到了 0.017 s，峰值时间由传统 PID 控制下的 0.196 s 和模糊 PID 控制下的 0.131 s 减小到了 0.023 s，调节时间由传统 PID 控制下的 0.216 s 和模糊 PID 控制下的 0.142 s 减小到了 0.025 s(1%)，电机响应速度变快。

2）给定的正弦位置信号为

$$f(t) = A_2 \sin(2\pi f t) \tag{25}$$

式中：A_2 为正弦信号幅值，取 1 000 counts；f 为正弦信号频率，取 1 Hz。正弦信号重复周期数为 2。

通过对比传统 PID 控制、模糊 PID 控制、RBF 神经网络 PID 控制下伺服电机位置正弦响应曲线(见图 11)，RBF 神经网络 PID 控制下的位置动态跟随最大误差由传统 PID 控制下的 188 counts 和模糊 PID 控制下的 120 counts 减小到了 39 counts，且误差波动较小，平稳性更好，电机动态跟随性能显著提高。

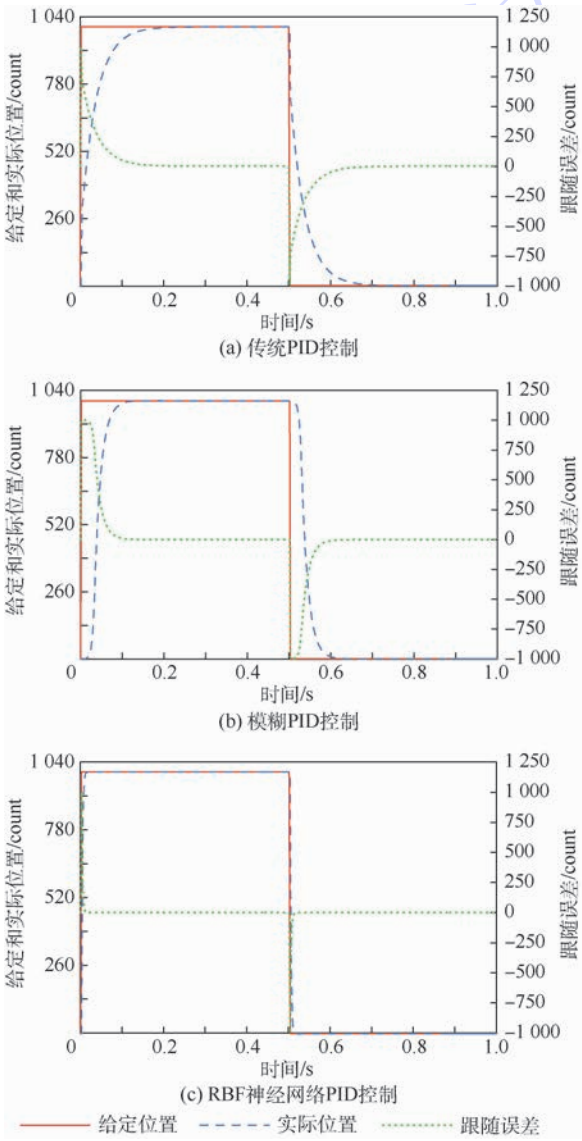


图 10 给定位置条件下位置阶跃响应曲线

Fig. 10 Position step response curves under given position condition

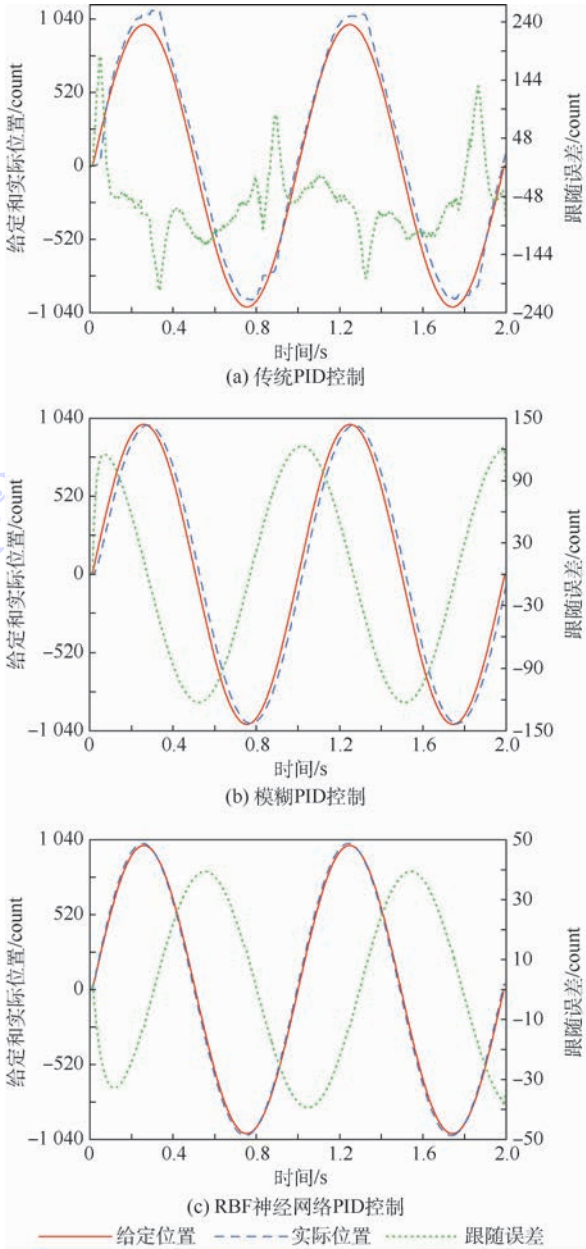


图 11 给定位置条件下位置正弦响应曲线

Fig. 11 Position sinusoidal response curves under given position condition

根据位置阶跃响应实验和正弦跟踪实验结果可知，与传统的 PID 控制和模糊 PID 控制相比，RBF 神经网络 PID 控制可以有效地提高被控伺服电机的动静态性能，提升控制品质。

5 结 论

本文基于 UMAC，将 RBF 神经网络引入到了 PID 控制器的参数调节上，对伺服电机进行了控制。

1）通过仿真实验对比可知，相较于传统的

北航学报 赠阅

PID 控制和模糊 PID 控制,RBF 神经网络 PID 控制响应时间快,调节时间短;在外加扰动情况下,RBF 神经网络 PID 控制仍能很好地对输入信号进行跟随,具有较强的自适应性和鲁棒性。

2)通过位置阶跃响应实验可知,RBF 神经网络 PID 控制下的伺服电机位置阶跃响应上升时间由传统 PID 控制下的 0.164 s 和模糊 PID 控制下的 0.118 s 减小到了 0.017 s,峰值时间由传统 PID 控制下的 0.196 s 和模糊 PID 控制下的 0.131 s 减小到了 0.023 s,调节时间由传统 PID 控制下的 0.216 s和模糊 PID 控制下的 0.142 s 减小到了 0.025 s(1%),电机响应速度变快。

3)通过正弦跟踪实验可知,RBF 神经网络 PID 控制下的位置动态跟随最大误差由传统 PID 控制下的 188 counts 和模糊 PID 控制下的 120 counts减小到了 39 counts,且误差波动较小,平稳性更好,电机动态跟随性能显著提高。

RBF 神经网络 PID 控制有效地提高了基于 UMAC 的电机伺服系统的动静态性能,提升了系统的控制品质。

参考文献(References)

[1] 夏链,俞晓慧,韩江,等. 基于 UMAC 的工业机器人运动控制系统设计[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版),2015,38(8):1009-1012.
XIA L,YU X H,HAN J,et al. Design of motion control system of industrial robot based on UMAC[J]. Journal of Hefei University of Technology(Natural Science),2015,38(8):1009-1012(in Chinese).

[2] SPIESER A,IVANOV A. Design of an electrochemical micromachining machine[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2015,78(5-8):737-752.

[3] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:电子工业出版社,2011:301-319.
LIU J K. MATLAB simulmion of advanced PID control[M]. Beijing:Electronic Industry Press,2011:301-319(in Chinese).

[4] 赵凤姣,厉虹. PID 控制器改进方法研究[J]. 控制工程,2015,22(3):425-431.
ZHAO F J,LI H. Research on improved methods of PID controller[J]. Control Engineering of China,2015,22(3):425-431(in Chinese).

[5] 廖洪波,范世珣,黑墨,等. 光电稳定平台伺服系统动力学建模与参数辨识[J]. 光学精密工程,2015,23(2):477-484.
LIAO H B,FAN S X,HEI M,et al. Modeling and parameter identification for electro-optical stabilized platform servo systems[J]. Optics and Precision Engineering,2015,23(2):477-484(in Chinese).

[6] HUANG W L,KUO F C,CHOU S C,et al. High-performance and high-precision servo control of a single-deck dual-axis PMLSM stage[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2017,90(1-4):865-874.

[7] 王克选,李新国. 基于 PMAC 的模糊自整定 PID 算法设计[J]. 计算机仿真,2013,30(9):331-334.
WANG K X,LI X G. Design of fuzzy self-regulation PID algorithm based on PMAC[J]. Computer Simulation,2013,30(9):331-334(in Chinese).

[8] 白晶,于喜红,秦现生. 基于 PMAC 的码垛机器人模糊 PID 算法研究[J]. 机械设计与制造工程,2016,45(3):46-49.
BAI J,YU X H,QIN X S. Study on fuzzy PID algorithm for palletizing robot based on PMAC[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering,2016,45(3):46-49(in Chinese).

[9] TIAN C X,LI X W,HU Z. The study of fuzzy self-regulation PID algorithm based on PMAC[J]. Machinery & Electronics,2010,57(10):60-63.

[10] SONG Y,LIU Y,ZHU H. A PMSM speed controller based on RBF neural network and single neuron PID[J]. Electronics World,2017,38(2):122-126.

[11] 江维,吴功平,曹琪,等. 输电线路带电作业机器人机械手 RBF 神经网络控制[J]. 东北大学学报(自然科学版),2017,38(10):1388-1393.
JIANG W,WU G P,CAO Q,et al. RBF neural network control of live operation robot manipulator for high voltage transmission line[J]. Journal of Northeastern University(Natural Science),2017,38(10):1388-1393(in Chinese).

[12] 周佳,卢少武,周凤星. 伺服位置控制参数的 RBF 神经网络自整定研究[J]. 组合机床与自动化加工技术,2016(3):75-77.
ZHOU J,LU S W,ZHOU F X. Study on position control parameters auto-tuning of servo system based on RBF neural network[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique,2016(3):75-77(in Chinese).

[13] 舒志兵,周玮,李运华. 交流伺服运动控制系统[M]. 北京:清华大学出版社,2006:66-82.
SHU Z B,ZHOU W,LI Y H. AC servo motion control system[M]. Beijing:Tsinghua University Press,2006:66-82(in Chinese).

[14] ABU-RUB H,IQBAL A,GUZINSKI J. High performance control of AC drives with MATLAB/Simulink models[M]. New York:Wiley,2012.

[15] KUNG Y S,NGUYEN V Q,HUANG C C,et al. Simulink/ModelSim co-simulation of sensorless PMSM speed controller[C]// Industrial Electronics and Applications. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:1405-1410.

[16] DARKEN C,MOODY J. Fast adaptive *k*-means clustering:Some empirical results[C]// IJCNN International Joint Conference on Neural Networks. Piscataway,NJ:IEEE Press,1990:233-238.

[17] 李文鹏. 基于 UMAC 的超精密机床数控系统设计及参数自整定研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016:45-57.
LI W P. Design of ultra-precision machine tool numerical control system and auto-tuning for parameter based on UMAC[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2016:45-57(in Chinese).

[18] 吴晓明,马立廷,郑协,等. 改进的 RBF 神经网络 PID 算法在电液伺服系统中应用[J]. 机床与液压,2015,43(11):63-66.

北航学报 赠阅

WU X M, MA L T, ZHENG X, et al. Improved RBF neural network PID control strategy used in electro-hydraulic servo system [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2015, 43(11): 63-66(in Chinese).

作者简介:

李明 女,博士,讲师。主要研究方向:振动分析与控制、惯性导航与组合导航。

封航 男,硕士研究生。主要研究方向:精密伺服控制、运动控制。

张延顺 男,博士,副教授。主要研究方向:惯性导航与组合导航。

RBF neural network tuning PID control based on UMAC

LI Ming*, FENG Hang, ZHANG Yanshun

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The self-adaptability and robustness of traditional PID control and current fuzzy-PID control adopted by universal motion and automation controller (UMAC) were not strong, and the static-dynamic performance of servosystem controlled by them was not ideal. In this paper, RBF neural network was adopted to automatically adjust PID control parameters, which could strengthen the self-adaptability and robustness of servosystem and improve the controlling characteristics of servo system. This control algorithm was implemented by embedded PLC program of UMAC. The experimental results of step response and sinusoidal tracking response show that the rise time of servo motorposition step response by RBF neural network tuning PID control decreases from 0.164 s by traditional PID control and 0.118 s by fuzzy-PID control to 0.017 s, the peak time decreases from 0.196 s by traditional PID control and 0.131 s by fuzzy-PID control to 0.023 s, and the setting time decreases from 0.216 s by traditional PID control and 0.142 s by fuzzy-PID control to 0.025 s, which mean that the motor responds faster. Meantime, the dynamic following error peak value of motor position sinusoidal response by RBF neural network tuning PID control decreases from 188 counts by traditional PID control and 120 counts by fuzzy-PID control to 39 counts, and the error fluctuation issmall and steady, which mean that the dynamic tracking performance of the motor is significantly improved.

Keywords: universal motion and automation controller (UMAC); RBF neural network; self-adaptability; robustness; static-dynamic performance

Received: 2017-12-19; **Accepted**: 2018-01-19; **Published online**: 2018-03-15 08:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180314.1736.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11202010, 61473019)

* **Corresponding author**. E-mail: liliyalm@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0768

基于信息熵和粗糙集的空中目标威胁评估方法

杨远志[1], 周中良[1,*], 刘宏强[1], 寇添[1], 范翔宇[2]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 装备管理与安全工程学院, 西安 710051)

摘 要: 针对粗糙集(RS)理论在处理评估问题时,无法处理决策属性缺失的信息系统的问题,提出一种基于信息熵(IE)和粗糙集的空中目标威胁评估模型。该模型通过信息熵方法计算各属性权重,选取最大权重的属性替代决策属性,构建完备的粗糙集决策信息系统,并根据属性重要性方法进行离散化处理,基于决策辨识矩阵实现属性约简和权重计算,对空中目标的威胁程度进行量化评估。模型拓宽了粗糙集理论在评估中的适用范围,减少对先验信息的需求与人为主观因素的影响。仿真结果表明,该方法可以实现对空中目标的有效评估。

关 键 词: 空中目标; 地面防空; 粗糙集(RS); 信息熵(IE); 威胁评估
中图分类号: TN97
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2071-07

空中目标威胁评估是地面防空系统进行武器配置和资源管理的基础,对于提高防空系统多目标攻击和生存能力具有极其重要的价值[1]。

空中目标威胁评估是典型的多属性决策问题,根据空中目标对地面防空系统产生威胁的各影响因素,建立科学、合理的威胁评估模型,并求解各目标威胁等级[2]。目前,相关领域学者对于威胁评估的研究已经取得了丰硕的成果:文献[3]基于灰色系统理论改进了威胁评估中的指标权重计算方法,构建威胁评估模型并计算威胁等级;文献[4]针对静态评估无法与实战相结合的问题,将直觉模糊熵与动态直觉模糊方法相结合,确定目标树典型矩阵并对目标属性进行赋权,建立动态多目标威胁评估模型;文献[5]将层次分析法和主成分分析方法相结合,确定目标属性权重,建立威胁评估模型;文献[6]利用相邻指标相对重要性模糊标度值确定评估指标的权重系数,基于遗传算法建立了威胁评估模型,克服局部收敛问题,实现空战态势的有效评估;文献[7]针对指标中存在的模糊不确定性信息问题,提出采用区间数的方法建立多目标威胁评估模型;文献[8]在多目标威胁评估的基础上,采用神经网络方法对多目标协同分配攻击进行建模,实现对多目标的合理评估和分配;文献[9]采用支持向量机方法得到评估指标与威胁度之间的非线性量化关系,量化目标威胁程度。上述方法均可实现对多目标的威胁评估,但灰色理论、模糊理论和层次分析法等均存在人为主观因素的影响,神经网络和支持向量机等方法需要大量的先验信息作为训练样本,难以满足防空作战的需要。

针对上述方法存在的不足,本文融合信息熵(Information Entropy, IE)方法与粗糙集(Rough Set, RS)理论对空中目标威胁程度进行定量评估。粗糙集理论不需要先验知识,能够处理不完备、不精确信息,具有一定的容错性和实效性,且该方法基于数据驱动,能够消除数据冗余,提取决策规则,规避人为主观因素的影响[10]。但是在信息系统缺少决策属性时,经典粗糙集理论无法对其进

收稿日期: 2017-12-11; **录用日期**: 2018-02-09; **网络出版时间**: 2018-03-15 10:16
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180315.1005.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(61472443)
* **通信作者**. E-mail: zzl_panda@163.com

引用格式: 杨远志, 周中良, 刘宏强, 等. 基于信息熵和粗糙集的空中目标威胁评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2071-2077. YANG Y Z, ZHOU Z L, LIU H Q, et al. Threat evaluation method of air target based on information entropy and rough set[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2071-2077 (in Chinese).

北航学报 赠阅

行处理,因此本文提出利用信息熵方法选取权重最大的属性来替代决策属性,构造粗糙集理论可以处理的信息系统,解决粗糙集理论在处理无决策属性问题时的短板,寻找一种新的空中目标威胁评估方法。

1 基于信息熵的目标属性权重计算

信息熵由 Shannon[11] 于 1948 年提出,是信息论中信息无序程度的度量。某属性信息熵越大,信息无序度越高,信息量越小,其在评价中的权重越小,因此信息熵可用于评估系统中属性权重的大小。

本文借鉴信息熵方法,计算各目标属性的信息熵和权重,确定权重最大的属性来替代决策属性,为构建粗糙集理论评估模型建立基础。

1.1 目标属性的确定

根据攻防双方实际作战态势,从空中目标的角度出发,综合考虑影响目标威胁程度的作战参数和性能指标,选取目标的类型、速度、高度、距离、航向角及干扰能力作为评估指标[9,12]。

1.2 属性权重的计算

信息熵计算各属性权重的具体步骤如下[13]:

步骤 1 构造决策矩阵。

假设有 m 个空中目标,n 个目标属性,根据原始样本数据构造决策矩阵 $\boldsymbol{C}=(c_{ij})_{m\times n}$。其中 c_{ij} 为第 i 组数据关于第 j 个属性的值。

步骤 2 计算特征值矩阵。

求取矩阵 $\boldsymbol{C}$ 的特征值,并将对应的特征值向量组成特征值矩阵:

$$\boldsymbol{\lambda}=\begin{bmatrix}\lambda_{11} & \lambda_{12} & \cdots & \lambda_{1n}\\ \lambda_{21} & \lambda_{22} & \cdots & \lambda_{2n}\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ \lambda_{m1} & \lambda_{m2} & \cdots & \lambda_{mn}\end{bmatrix} \tag{1}$$

步骤 3 特征值矩阵规范化。

对 $\boldsymbol{\lambda}$ 矩阵进行规范化处理,消除空中目标不同属性之间的量纲差异。此步骤需要判定 $\boldsymbol{\lambda}$ 矩阵中各属性的性质,划分效益型和成本型,从而得到规范化特征值矩阵 $\boldsymbol{R}=(r_{ij})_{m\times n}$。

其中,效益型是指其值越大,威胁程度越大,计算公式为

$$r_{ij}=\frac{\lambda_{ij}-\min\lambda_{ij}}{\max\lambda_{ij}-\min\lambda_{ij}} \tag{2}$$

成本型是指其值越大,威胁程度越小,计算公式为

$$r_{ij}=\frac{\max\lambda_{ij}-\lambda_{ij}}{\max\lambda_{ij}-\min\lambda_{ij}} \tag{3}$$

步骤 4 矩阵 $\boldsymbol{R}$ 归一化。

对矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的每一列进行归一化处理,得到

$$\boldsymbol{R}'=(r'_{ij})_{m\times n} \tag{4}$$

式中:

$$r'_{ij}=\frac{r_{ij}}{\sum_{i=1}^{m}r_{ij}} \tag{5}$$

步骤 5 计算属性信息熵。

利用式(6)计算属性 c_j 的信息熵:

$$E_j=-\frac{1}{\ln m}\sum_{i=1}^{m}y'_{ij}\ln y'_{ij} \tag{6}$$

考虑到对数函数的性质,规定当 $y'_{ij}=0$ 时,$y'_{ij}\ln y'_{ij}=0$。

步骤 6 得到权重向量。

通过各属性的信息熵可以得到各属性权重并组成权重向量:

$$\boldsymbol{\omega}=(\omega_1,\omega_2,\cdots,\omega_n) \tag{7}$$

式中:

$$\omega_j=\frac{1-E_j}{\sum_{k=1}^{n}(1-E_k)} \tag{8}$$

1.3 确定权重最大的属性替代决策属性

取属性权重向量 $\boldsymbol{\omega}=(\omega_1,\omega_2,\cdots,\omega_n)$ 中最大的权重值记为 ω_0:

$$\omega_0=\max\{\omega_j\}\quad j=1,2,\cdots,n \tag{9}$$

与 ω_0 相对应的目标属性即可作为决策属性,将此决策属性和其他条件属性联合,构造粗糙集理论可以处理的威胁评估模型。

2 基于粗糙集的目标威胁评估

粗糙集理论可以在保持分类能力不变的情况下,通过数据挖掘和知识发现,实现对数据规律的探寻,从而实现对评估问题的求解。本文通过信息熵方法选取目标属性替代决策属性,构建完整的粗糙集理论威胁评估模型。

2.1 构建决策环境

粗糙集理论定义 $\{U,A,F,D\}$ 为决策信息系统。其中,$U=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\}$ 为评估对象的集合;$A=\{a_1,a_2,\cdots,a_m\}$ 为条件属性的集合;$F=\{f_l:U\rightarrow V_l(l\leqslant m)\}$ 为 U 与 A 之间的关系集,V_l 为 $a_l(l\leqslant m)$ 的值域;$D:U\rightarrow V_D$ 为决策。

2.2 离散属性值

采用属性重要性的离散化方法,将原始数据转化为粗糙集可以处理的数据类型,主要步骤

北航学报 赠阅

如下[14]：

步骤 1　选取初始种群，并对其进行初始化处理 pop(G)，$G=1$。

步骤 2　令 Z 为条件属性子集，A 为条件属性集，Y 为决策属性集导出的分类，$U=\bigcup_{i=1}^{p} X_i$ 是论域 U 上定义的知识，则 Z 对于 Y 近似分类的质量：

$$r_Z(Y)=\sum_{i=1}^{n}|Z-(X_i)|/|U| \tag{10}$$

Z 在 A 中的重要性：

$$E_Z(Y)=r_A(Y)-r_{A/Z}(Y) \tag{11}$$

计算各个体的适应度 fitness(i)及适应度的和 sum(G)。

步骤 3　选择操作：轮盘赌选择法在每轮中生成一个[0，1]的均匀随机数，选择累计概率与该随机数最接近的个体作为下一代的个体。杂交操作：随机选取杂交点产生随机数，确定杂交次数及参与杂交的父辈个体，对杂交点后的部分子串进行交换，产生下一代个体。变异操作：随机选取变异个体，确定变异断点，若原为 1，则变异为 0，反之为 1。

步骤 4　统计所有个体，删除重复项。

步骤 5　终止条件 sum(G)/total(G)$>1-\varepsilon$，ε 为给定的小正数，若满足，则结束；否则，$G=G+1$，返回步骤 2。

2.3　属性约简

基于决策辨识矩阵[10]的属性约简方法如下：

步骤 1　构造决策辨识矩阵。

称$\{U,A,F,D\}$为决策信息系统，记为

$$D_d([x_i]_A,[x_j]_A)=\begin{cases}\{a_l\in A\mid f_l(x_i)\neq f_l(x_i)\}\\ \varnothing\end{cases}$$

则 $D_d([x_i]_A,[x_j]_A)$为$[x_i]_A$ 与$[x_j]_A$ 的决策辨识集，称式(13)为决策辨识矩阵：

$$D_d=(D_d([x_i]_A,[x_j]_A)\mid [x_i]_A,[x_j]_A\in U/R_A) \tag{13}$$

式中：R_A 为 U 上的等价关系。

步骤 2　构造决策约简集。

若 B 为决策协调集，$\forall D_d([x_i]_A,[x_j]_A)\neq\varnothing$，有

$$B\cap D_d([x_i]_A,[x_j]_A)\neq\varnothing \tag{14}$$

$\forall C\subset B$ 都不为决策协调集，称 B 为决策约简集。

2.4　计算属性指标下的决策属性的权重表

称$\{U,A,F,D\}$是决策信息系统，每个属性子集 $a\subseteq A$ 决定了一个不可区分的关系 ind(a)：

$$\mathrm{ind}(a)=\{(x,y)\in U*U\mid \forall a\in A,a(x)=a(y)\} \tag{15}$$

关系 ind(a)构成了 U 的一个分类。

$$[x_i]_d\cap[x_j]_d=\varnothing$$
$$[x_i]_d\cap[x_j]_d\neq\varnothing \tag{12}$$

通过对条件属性和决策属性的分类，定义相似度：

$$\beta_{ij}^{i}=\frac{|D_t\cap C_{ij}|}{|C_{ij}|} \tag{16}$$

式中：D_t 为决策属性的第 t 个等价类；C_{ij}为第 i 个条件属性的第 j 个等价类。取 β_{ij}^{i}中的最大值作为对象在决策属性中的局部权重。

结合信息熵求得的属性权重向量，可以得到指标 Q 用于评估目标威胁程度：

$$Q=\sum_{i=1}^{m}\omega_j\beta_{ij} \tag{17}$$

将指标 Q 进行排序，可得到对空中目标的威胁程度排序结果。

3　威胁评估处理流程

将信息熵方法与粗糙集理论相结合，用以构建对空中目标进行威胁评估的方法模型(见图 1)。

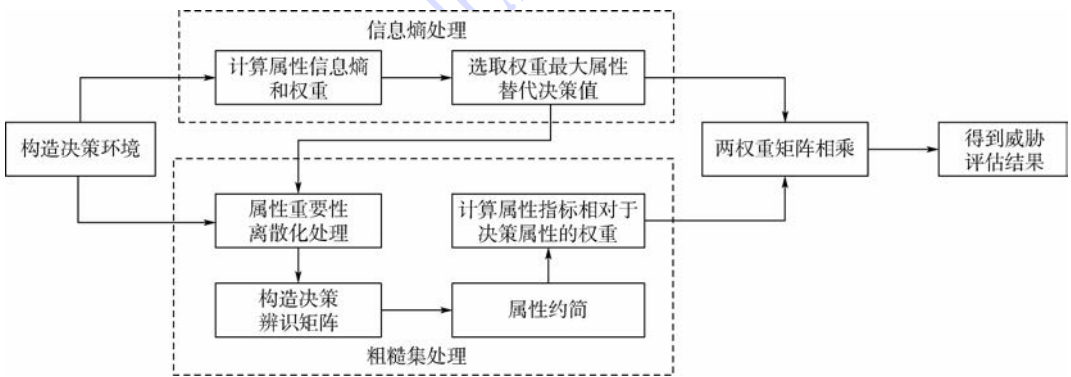


图 1　威胁评估模型

Fig. 1　Model of threat evaluation

地面防空系统将侦收到的空中目标信息用以构建粗糙集处理的决策环境,通过信息熵弥补其无法处理无决策属性信息系统的不足,实现对空中目标的威胁评估,整个评估流程可以分为 2 个模块。一是信息熵处理模块,采用信息熵方法计算各属性的信息熵和权重,选取权重最大的属性替代决策属性并得到权重向量。二是粗糙集处理模块,将得到的决策属性与目标属性用以构建决策信息系统,按照属性重要性的步骤离散决策信息表,得到核心属性并进行属性约简,计算各属性指标下决策属性的权重值。最后,将两模块输出结果进行处理,得到评估目标威胁程度的指标 Q,对指标进行排序,即可得到各目标的威胁程度。

4 仿真分析

提取文献[12]仿真部分的 6 组典型数据并去除其决策属性,作为本文的样本数据,构建已知方案集(即初始信息表),按照本文 IE-RS 模型进行空中目标威胁度量值的评估运算,对比评估运算结果,从而验证本文模型的可行性和有效性。为表示方便,将目标类型、目标速度、目标航向角、目标干扰能力、目标高度、目标距离 6 个目标属性依次简记为 a_1、a_2、a_3、a_4、a_5、a_6。

表 1 中,a_1、a_4、a_5 为定性指标,需要对其进行量化处理以适应粗糙集理论的数据需求方式。对此,本文做出如下量化规则[9,15]:

1) 目标类型:小型目标(如巡航导弹)、大型目标(如轰炸机)、直升机依次量化为 3、2、1。

2) 目标干扰能力:强、中、弱、无依次量化为 4、3、2、1。

3) 目标高度:高、中、低、超低依次量化为 4、3、2、1。

可以得到如表 2 所示的量化数据,作为本文模型处理的初始信息表。

对各目标属性进行分析,可以得到如下结论:a_1、a_2、a_4 为效益型属性;a_3、a_5、a_6 为成本型属性。利用式(1)求取特征值矩阵,式(2) ~ 式(4)实施归一化处理,得到如表 3 所示的归一化决策矩阵。

通过式(6) ~ 式(8)计算得到各属性的权重(见表 4)。

从表 4 的属性权重可以看出 a_5 的权重最大。因此,可以将 a_5 作为决策属性 D,构造完备的信息决策表,并对各属性进行离散化处理,得到如表 5所示的完备离散化数据。

结合式(12) ~ 式(13)得到如表 6 所示的决策辨识矩阵。

表 1 目标威胁数据库数据

Table 1 Data of target threat database

目 标	a_1	a_2/(m·s^{-1})	a_3/(°)	a_4	a_5	a_6/m
t_1	大型目标	500	130	强	高	360
t_2	大型目标	550	90	中	中	160
t_3	小型目标	600	50	中	高	160
t_4	小型目标	750	150	中	超低	400
t_5	直升机	88	140	无	超低	320
t_6	直升机	90	180	弱	低	170

表 2 初始信息表

Table 2 Initial information

目 标	a_1	a_2/(m·s^{-1})	a_3/(°)	a_4	a_5	a_6/m
t_1	2	500	130	4	4	360
t_2	2	550	90	3	3	160
t_3	3	600	50	3	4	160
t_4	3	750	150	3	1	400
t_5	1	88	140	1	1	320
t_6	1	90	180	2	2	170

表 3 归一化决策矩阵

Table 3 Decision matrix after normalization

目 标	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
t_1	0.1977	0.2505	0.2505	0.2738	0.2897	0.2399
t_2	0.1755	0.0430	0.0430	0.0017	0.0017	0.0012
t_3	0.1782	0.0416	0.0416	0.0352	0.0054	0.0024
t_4	0.2672	0.1731	0.1731	0.3355	0.5326	0.4845
t_5	0.0943	0.3586	0.3586	0.3123	0.1704	0.2720
t_6	0.0871	0.1332	0.1332	0.0415	0.0002	0

表 4 各属性权重

Table 4 Weight of different attributes

属 性	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
权 重	0.0286	0.0963	0.0963	0.1808	0.3058	0.2922

表 5 离散化数据

Table 5 Data after discretization

目 标	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
t_1	2	3	3	4	4	4
t_2	2	3	2	3	1	3
t_3	4	4	1	3	1	4
t_4	4	4	4	3	4	1
t_5	1	1	3	1	3	1
t_6	1	1	4	2	1	2

依据式(14)对表 6 进行约简,得到系统的核心属性为 a_1;相对必要属性为 a_3、a_6,约简后的决策系统如表 7 所示。

结合式(15)计算目标对条件属性和决策属性的分类:

$$U/a_1 = \{t_1, t_2\}, \{t_3, t_4\}, \{t_5, t_6\}$$

$$U/a_3 = \{t_1, t_5\}, t_2, t_3, \{t_4, t_6\}$$

$$U/a_6 = \{t_1, t_2, t_3\}, t_4, \{t_5, t_6\}$$

$$U/D = \{t_1, t_3\}, t_2, \{t_4, t_5\}, t_6$$

北航学报 赠阅

表 6　决策辨识矩阵

Table 6　Decision identification matrix

目　标	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
t_1	∅	$a_3a_4a_6$	∅	$a_1a_2a_3a_4$	$a_1a_2a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4a_6$
t_2	$a_3a_4a_6$	∅	$a_1a_2a_3$	$a_1a_2a_3a_6$	$a_1a_2a_3a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4$
t_3	∅	$a_1a_2a_3$	∅	a_3a_6	$a_1a_2a_3a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4$
t_4	$a_1a_2a_3a_4$	$a_1a_2a_3a_6$	a_3a_6	∅	∅	$a_1a_2a_4a_6$
t_5	$a_1a_2a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4a_6$	∅	∅	$a_3a_4a_6$
t_6	$a_1a_2a_3a_4a_6$	$a_1a_2a_3a_4$	$a_1a_2a_3a_4$	$a_1a_2a_4a_6$	$a_3a_4a_6$	∅

通过式(16)计算得到各属性指标下的决策属性的权重如表 8 所示。

最终由式(17)得到各个目标的威胁度量值 Q(见表 9)。

将本文仿真结果与文献[12]样本数据的威胁值进行对比(见图 2)。

将表 9 中 IE-RS 模型得到的各目标威胁度量值进行排序，可以得到空中目标威胁程度为 $t_4 > t_3 = t_2 > t_1 = t_5 > t_6$，将排序结果与文献[12]中的目标威胁原始样本决策进行对比，可以发现其变化规律趋于一致，验证了本文模型仿真结果的正确性，说明采用信息熵方法选取权重最大的属性替代决策属性是可行和有效的，可以较好地判定空中目标的威胁程度，解决在决策属性未知情况下的空中目标威胁评估问题，拓宽粗糙集理论进行评估的适用范围。同时，粗糙集理论基于数据驱动，降低对先验信息的需求和人为主观因素的影响，为构建科学、合理的威胁评估模型提出一种新的工程决策方法。模型可为后续的武器配置和资源管理提供支撑，可作为后续电子对抗或火力打击决策时的理论依据。

表 7　约简后的决策系统

Table 7　Decision system after reduction

目　标	a_1	a_3	a_6	D
t_1	2	3	1	4
t_2	2	2	1	3
t_3	4	1	1	4
t_4	4	4	4	1
t_5	1	3	3	1
t_6	1	4	3	2

表 8　各属性指标下的决策属性权重值

Table 8　Weighted value of decision attribute under different attribute indexes

目　标	a_1	a_3	a_6	D
t_1	0.5	0.5	0.67	1
t_2	0.5	1	0.67	1
t_3	0.5	1	0.67	1
t_4	0.5	0.5	1	1
t_5	0.5	0.5	0.5	1
t_6	0.5	0.5	0.5	1

表 9　各目标威胁值

Table 9　Threat value of different targets

目　标	威 胁 值
t_1	0.5640
t_2	0.6122
t_3	0.6122
t_4	0.6604
t_5	0.5144
t_6	0.5144

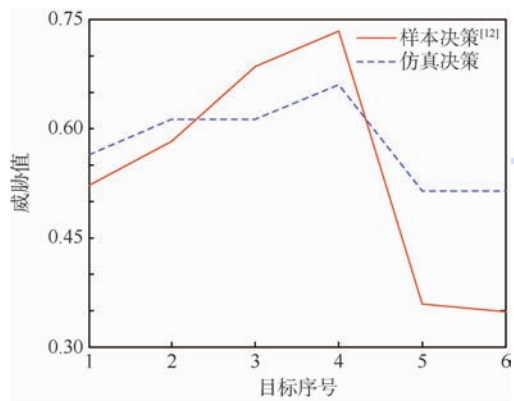


图 2　仿真决策与样本决策对比

Fig. 2　Comparison between simulation decision and original decision

5　结　论

1）采用信息熵方法计算目标属性权重，选取权重最大的属性替代决策属性，构建完备的粗糙集威胁评估模型，实现对空中多目标的定量评估，拓宽了粗糙集理论的适用范围，解决在决策未知情况下的空中目标威胁评估问题。

2）粗糙集理论在数据支持的基础上，可以减少人为主观因素的影响，且离散化过程对数据具有一定程度的容错性，易于实现实时精确评估，为地面防空系统进行空中目标威胁评估、合理配置防空资源提供了一种新的工程决策方法。

参考文献（References）

[1] XU Y J, WANG Y C, MIU X D. Multi-attribute decision making

北航学报 赠阅

method for air target threat evaluation based on intuitionistic fuzzy sets[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2012,23(6):891-897.

[2] 代进进,李相民. 舰艇编队网络化防空作战空袭目标威胁评估[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(3):532-538.
DAI J J, LI X M. Threat evaluation of air strike targets for warship formation networked air-defense operation[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(3): 532-538 (in Chinese).

[3] LI Y X, WANG K Z. Index weight technology in threat evaluation based on improved grey theory[C]// Proceedings of the International Symposium on Information Technology Application Workshops. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 307-310.

[4] 张堃,王雪,张才坤,等. 基于 IFE 动态直觉模糊法的空战目标威胁评估[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(4):697-701.
ZHANG K, WANG X, ZHANG C K, et al. Evaluating and sequencing of air target based on IFE and dynamic intuitionistic fuzzy sets[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2014,36(4):697-701(in Chinese).

[5] YIN G Y, ZHOU S L, ZHANG W G. A threat assessment algorithm based on AHP and principal components analysis[J]. Procedia Engineering, 2011, 15: 4590-4596.

[6] 肖亮,黄俊,徐钟书. 基于空域划分的超视距空战态势威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1309-1313.
XIAO L, HUANG J, XU Z S. Modeling air combat situation assessment based on combat area division[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1309-1313(in Chinese).

[7] KANG B Y, ZHANG Y J, DENG X Y, et al. Evaluation for multi-objective threat based on min-distance among interval numbers[C]// 2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Shenyang: Editorial Office of Control and Decision, 2011: 2036-2039.

[8] FU L, WANG Q, XU J, et al. Target assignment and sorting for multi-target attack in multi-aircraft coordinated based on RBF [C]// 2012 24th Chinese Control and Decision Conference. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012: 1935-1938.

[9] 李姜,郭立红. 基于改进支持向量机的目标威胁估计[J]. 光学精密工程,2014,22(5):1354-1362.
LI J, GUO L H. Target threat assessment using improved SVM [J]. Optics and Precision Engineering, 2014, 22(5): 1354-1362(in Chinese).

[10] 张文修,仇国芳. 基于粗糙集的不确定决策[M]. 北京:清华大学出版社,2006:26-27.
ZHANG W X, QIU G F. Uncertain decision making based on rough sets[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 26-27 (in Chinese).

[11] SHANNON C E. A mathematical theory of communication[J]. Bell System Technical Journal, 1948, 27(4): 379-423.

[12] 刘海波,王和平,沈立项. 基于 SAPSO 优化灰色神经网络的空中目标威胁估计[J]. 西北工业大学学报,2016,34(1):25-32.
LIU H B, WANG H P, SHEN L X. Target threat assessment using SAPSO and grey neural network[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(1): 25-32(in Chinese).

[13] 徐国宾,赵丽娜. 基于信息熵的河床演变分析[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版),2013,46(4):347-353.
XU G B, ZHAO L N. Analysis of fluvial process based on information entropy[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2013, 46(4): 347-353(in Chinese).

[14] 范翔宇,王红卫,索中英,等. 基于粗糙集—信息熵的辐射源威胁评估方法[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(8):1755-1761.
FAN X Y, WANG H W, SUO Z Y, et al. Radiator threat evaluating method based on rough set and information entropy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1755-1761(in Chinese).

[15] 武华,苏秀琴. 基于群广义直觉模糊软集的空袭目标威胁评估方法[J]. 控制与决策,2015,30(8):1462-1467.
WU H, SU X Q. Threat assessment of aerial targets based on group generalized intuitionistic fuzzy soft sets[J]. Control and Decision, 2015, 30(8): 1462-1467(in Chinese).

作者简介:

杨远志 男,博士研究生。主要研究方向:武器系统总体技术与作战运用。

周中良 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:武器系统总体技术与作战运用。

刘宏强 男,博士研究生。主要研究方向:武器系统总体技术与作战运用。

寇添 男,博士研究生。主要研究方向:武器系统总体技术与作战运用。

范翔宇 男,博士研究生。主要研究方向:武器系统总体技术与作战运用。

北航学报 赠阅

Threat evaluation method of air target based on information entropy and rough set

YANG Yuanzhi[1], ZHOU Zhongliang[1,*], LIU Hongqiang[1], KOU Tian[1], FAN Xiangyu[2]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Equipment Management and Safety Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the problem that rough set (RS) theory cannot deal with information system without decision when evaluation issues are processed, an air target threat evaluation model based on information entropy (IE) and RS is put forward. The model adopts IE method to calculate the attribute weights, chooses the attribute with maximal weight to replace the decision attribute, and establishes a complete RS decision information system. Furthermore, the data is discretized via attribute importance method. Then attribute reduction and weight calculation have been realized with decision identification matrix, and the threat degree of air targets could be quantitatively evaluated. The model provides rough set theory a broader application field, reduces the requirement for prior information as well as the influence of subjective factors. The simulation results show that the proposed method can realize an effective evaluation for air target.

Keywords: air target; surface air defense; rough set (RS); information entropy (IE); threat evaluation

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-11; **Accepted**: 2018-02-09; **Published online**: 2018-03-15 10:16
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180315.1005.004.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61472443)
* **Corresponding author**. E-mail: zzl_panda@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0790

表面触觉再现技术现状和评估方法

燕学智*, 李瑞格, 武秋爽
(吉林大学 通信工程学院, 长春 130022)

摘 要: 表面触觉再现技术可通过裸指触摸屏幕来感知物体特性,在多媒体终端实现高效自然的交互,具有巨大的研究价值,因而得到国内外研究学者的广泛关注。然而,现有研究多集中于力觉交互设备,未对表面触觉再现设备进行系统分析,且对设备的各项性能评价过于主观,未给出客观可信的表面触觉再现技术评估标准。首先,在充分研究现有表面触觉再现技术的基础上,重点对近十年表面触觉再现技术进行补充和完善。将表面触觉再现设备分为振动式、压力式、压膜式、静电力式和电刺激式,重点从工作原理、装置构成和性能指标等方面对典型设备进行详细分析和介绍,总结设备在触觉表达方面存在的优缺点。然后,针对现有评价方式过于粗糙和主观的问题,提出一种表面触觉再现技术的评估方法。通过制造难度、工作区间等7种评价指标全面评价设备的性能,采用专家打分法和层次分析法获得振动式、压力式、压膜式、静电力式4种设备在每种评价指标下的权重,并对4种设备在多媒体终端应用中的性能优劣进行排序,为不同领域下选择和评价表面触觉再现设备提供参考。最后,总结现有设备的不足,讨论其未来的研究和改进方向。

关 键 词: 表面触觉再现技术; 触觉再现设备; 性能评估方法; 研究现状; 人机交互
中图分类号: TP399
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2078-18

近年来,智能手机、平板电脑等多媒体终端日益普及,成为应用最为广泛的人机交互媒介[1],触摸屏技术也成为当下最为普遍的交互方式之一。然而,绝大多数触摸屏操作依赖于视觉和听觉[2-3],仅有大约15%的信息来自触觉,相比于视听交互技术的迅速发展,触觉交互技术研究仍处于起步阶段。触觉反馈的缺失会降低操作效率和用户体验[4],限制触摸屏产品在嘈杂和视觉障碍环境中的应用。

2001年, Robles-de-la-Torre 和 Hayward[5] 在 Nature 上撰文证明人类对物体形状的触觉感知取决于手指受到的作用力,为触觉再现技术的实现提供了重要的理论依据。早期的触觉再现研究主要针对间接式力触觉反馈技术,研究者主要通过鼠标、机械臂、指点杆等媒介间接控制力触觉感知。典型应用包括 Rosenberg 和 Brave[6] 的力反馈操作杆、Sensable 公司的笔式触觉再现设备(Phantom 设备)和 IBM 公司[7] 的 trackpoint 力反馈设备等。上述力触觉再现设备能够产生几牛顿量级的触觉感知,模拟多种触觉感受,在机器人遥操作、军事、医学等方面发挥了重要作用[8]。然而,该类设备的触觉接口与视觉接口分离,难以再现复杂精细的特性信息[9],在多目标复杂任务中甚至会干扰目标选择,且装置体积较大,携带不便,难以与现有的多媒体终端产品结合应用。相比之下,表面触觉再现技术具有体积小、功耗低、

收稿日期: 2017-12-25; **录用日期**: 2018-01-12; **网络出版时间**: 2018-04-13 17:03
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180413.1548.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61631010); 国家重点研发计划(2016YFB10013)
* **通信作者**. E-mail: yanxz@jlu.edu.cn

引用格式: 燕学智, 李瑞格, 武秋爽. 表面触觉再现技术现状和评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2078-2095.
YAN X Z, LI R G, WU Q S. Status and evaluation method of surface tactile representation technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2078-2095 (in Chinese).

北航学报 赠阅

集成性高等优势，易与现有触摸屏产品集成应用，成为多媒体终端触觉再现的最佳选择。

表面触觉再现技术可通过裸指触摸屏幕来感知视觉对象的形状、纹理等触觉特征，利用人类的触觉感知通道提高人机交互操作的真实性和沉浸感，在生活、娱乐、教学、军事等领域展现出独特优势[10]。现有的表面触觉再现技术的现状研究大多集中于两方面：①对典型的原理样机设备的具体介绍；②对触觉再现技术的简单比较和重难点分析。2006 年，陈旭和宋爱国[11]对针式振动触觉再现、空气压力触觉再现、静电阵列触觉再现和锯齿表面触觉再现设备进行具体介绍和简单的性能比较。2007 年，王爱民和戴金桥[12]分别对力觉再现技术和触觉再现技术的研究进展进行介绍。2008 年，陆熊和宋爱国[13]也从上述两方面着手，分类介绍国内外的研究现状及相关应用。2008 年，Chouvardas 等[14]对手指皮肤结构和典型的触觉再现设备进行介绍。2011 年，郝飞等[15]对振动式、压力式、电刺激式和温度刺激式设备进行介绍，并简单比较了 4 种方式的性能。然而，上述研究所提设备多为早期的穿戴式或体积较为庞大的非表面触觉再现设备，未对近年来的成果进行系统性的分析和总结。除此之外，由于表面触觉再现原理多样，设备性能受多种因素影响，导致该领域评价标准表述不一，难以得出有效的性能评价。现有研究对设备的各项性能评价均过于主观，未给出客观可信的评估标准，制约了表面触觉再现技术的设计开发与实际应用。

本文对近十年的表面触觉再现技术进行了介绍。根据表面触觉再现原理的不同，将现有技术分为振动式、压力式、压膜式、静电力式和电刺激式，详述 5 种技术的工作原理、性能指标和优缺点，对该领域的最新进展进行梳理和完善。针对现有评价方式过于粗糙和主观的问题，提出了一种表面触觉再现技术的评估方法。通过制造难度、工作区间、可调范围、感知强度、功率损耗、再现效果和用户体验 7 种性能指标来全面评价现有设备，采用专家打分法和层次分析法获得 4 种设备在每种性能指标下的权重，为各领域选择和评价所需设备提供参考，弥补了现有评价方式的缺陷。本文将所提方法应用于多媒体终端领域，得到 4 种设备在该领域下的 7 种性能指标合成权重及性能排序，为设备的终端应用提供参考。总结现有设备的不足，讨论未来的研究和改进方向。

1　表面触觉再现设备

表面触觉再现设备通过在皮肤表面产生轻微刺激，使皮肤浅层感受器兴奋进而引起各种感觉，增加交互过程中的沉浸感。现阶段多媒体设备趋向小型化、智能化和便捷化，设计扩展性强和兼容性好的轻便型表面触觉再现设备成为研究重点。下面将具体介绍 5 种不同类型的设备，并总结设备的优势与不足。

1.1　振动式表面触觉再现设备

振动式表面触觉再现设备通过控制线性马达、音圈电机等各种振动器使装置部分或整体振动，刺激操作者手指产生振动触感。按照振动方式的不同，可将振动式表面触觉再现设备分为形状表面触觉再现设备和分布式振动表面触觉再现设备 2 类[16]。前者通过振动器控制插针阵列等皮肤接触器的升降位移再现触觉，后者则通过分布排列的振动器施加固定频率振动使皮肤产生形变再现触觉，2 种设备的触觉再现原理如图 1 所示。虽然形状表面触觉再现设备中并无明显的振动环节，与现有对振动设备的认知不符，但早期的振动式表面触觉再现设备定义较为广泛，所有依靠振动器直接产生振动或间接带动接触器产生振动的设备都可归类为振动式表面触觉再现设备。

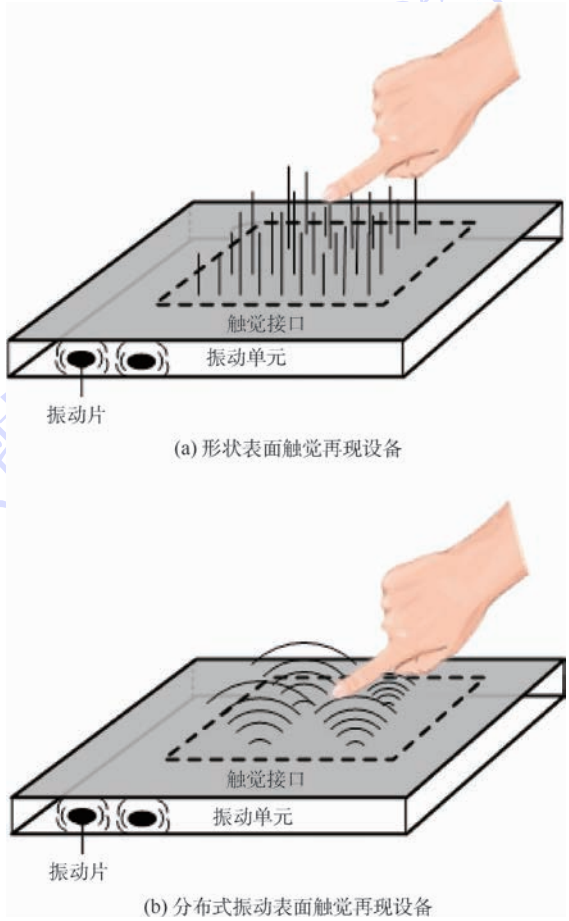


图 1　2 类振动式表面触觉再现设备

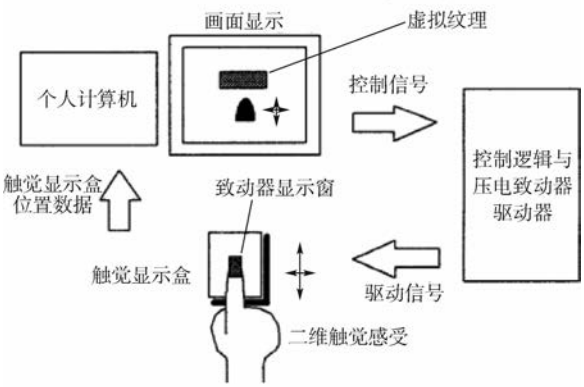
Fig. 1　Two types of vibratory surface tactile representation device

北航学报 赠阅

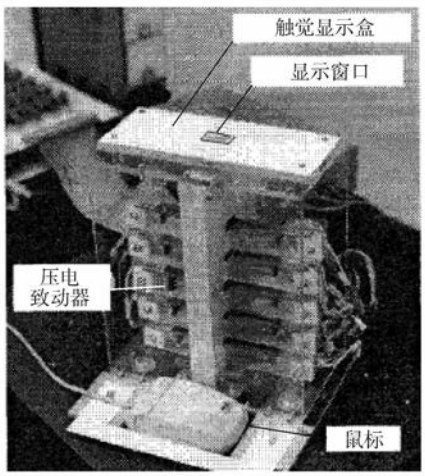
1.1.1 形状表面触觉再现设备

1997 年，Ikei 等[17]通过压电致动器驱动 50 个半径为 0.5 mm 的振动插针以 250 Hz 频率振动，使插针产生 5 ~ 57 μm 位移，用以刺激手指皮肤，如图 2 所示。该设备可产生 10 种可区分的感知量级，但装置体积较大，且触感微弱。

2000 年，Hayward 和 Cruz-Hernandez[16]研制出一种形状表面触觉再现设备，由皮肤接触器、黄铜薄膜、压电致动器和控制系统组成，在 ±200 V 电压下产生 ±5 mm 位移，振感较强烈，但工作区间仅为 12 mm × 12 mm，且分辨率低，如图 3 所示。2002 年，Wagner 等[18]研制出一种针式形状表面触觉再现设备，36 个 RC 伺服电机带动 6 × 6 的插针阵列运动，可再现 16 种简单形状，如图 4 所示，但插针转换速率仅为 38 mm/s，且整体再现范围过小，触觉再现效果受限。



(a) 设备原理



(b) 设备结构

图 2 Ikei 表面触觉再现装置原理及结构[17]

Fig. 2 Principle and structure of surface tactile representation device by Ikei[17]

1.1.2 分布式振动表面触觉再现设备

2009 年，Yatani 和 Truong[19]研发出 SemFeel 设备，将 5 个振动电机嵌入手机后端，通过调节电

图 3 Hayward 表面触觉再现设备[16]

Fig. 3 Surface tactile representation device by Hayward[16]

图 4 触觉显示样机[18]

Fig. 4 Tactile display prototype[18]

机振动强度再现定位、线性、循环等 11 种振动模式，如图 5 所示。该设备可帮助用户区分不同的按钮操作，准确度可达 90%，但设备体积较大。

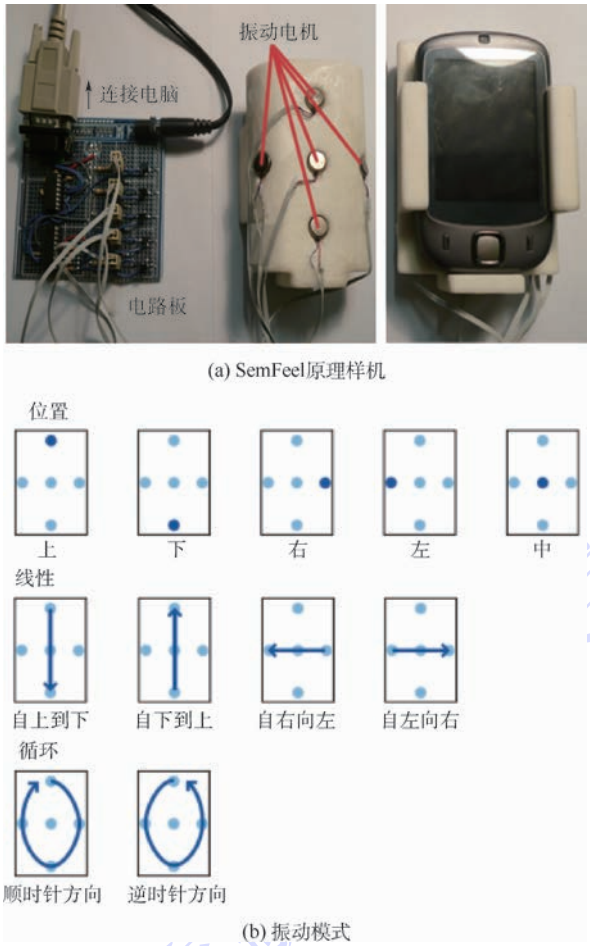
2010 年，韩国 Yang 等[20]研制出 T-mobile 设备，可为手机提供线性和循环 2 种方向信息，如图 6所示。该设备由 12 个振动嵌板组成，每个嵌板均可独立控制，加载 8 种 PWM 信号，同一嵌板振动间隔需超过 18 ms，不同嵌板振动间隔需超过 24 ms，但设备的振动嵌板体积过大且与显示器脱离，携带不便。

振动式表面触觉再现是研究最早的表面触觉再现技术，早期的形状表面触觉再现设备存在制造难度大等一系列问题，难以应用于实际，因此逐渐被淘汰。随着制造工艺的发展，振动式表面触觉再现设备的集成化和便捷化程度有所提升，且工作区间可达整个屏幕，触感强烈，有效提高了交互性能。但该类设备需带动屏幕整体振动，过程中产生的机械形变难以控制，触感粗糙，反馈形式单一，可调范围小，且振动过程会产生较大的功率损耗，难以应用于大尺寸触摸屏设备。

1.2 压力式表面触觉再现设备

压力式表面触觉再现设备使用气体、形状记

北航学报 赠阅



(a) SemFeel原理样机

(b) 振动模式

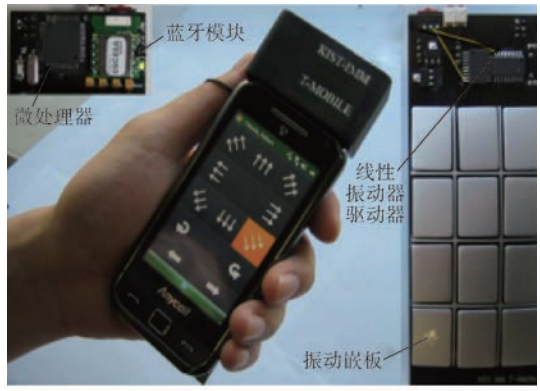
图 5　SemFeel 设备[19]

Fig. 5　SemFeel device[19]

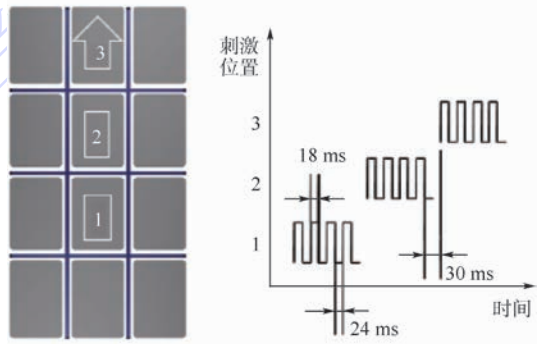
忆合金等对手指施加变化的压力，模拟手指接触物体时的形变，从而再现触觉感知[21]。由于空气具有良好的压缩性，气体的挤压和膨胀不会造成用户的不适感和不安全感，而形状记忆合金具有恢复性强、延展性好、可实现多种变形形式等特点，因此基于气体和形状记忆合金材料的压力式表面触觉再现技术受到了广泛关注。

1998 年，Asamura 等[22]研制出一种磁针式压力表面触觉再现设备，如图 7 所示。设备由安装在用户手掌下部的 4 个两两间距 2 mm 的磁针和 4 个垂直放置的通电线圈构成，可产生正向和反向 2 种驱动模式。正向驱动模式可同时刺激皮肤浅层和深层触觉感受器，再现轮廓信息；而反向驱动模式则只能刺激浅层触觉感受器，再现纹理信息。但该设备存在感觉不真实、工作区间小、结构复杂等问题。同年，Asamura 等[23]研制出一种气压表面触觉再现设备，通过控制激励信号参量选择性刺激不同深度的皮肤感受器，1V/100 Hz 的输入信号可产生 2.8 kPa 气压，如图 8 所示。

2004 年，Makino 和 Shinoda[24]将吸入压力刺激(SPS)和多基元触觉刺激(MPTS)2 种技术应



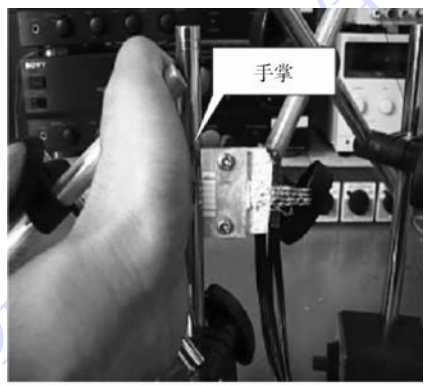
(a) T-Mobile样机



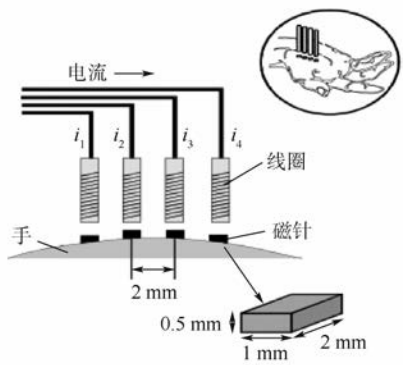
(b) 信号加载方式

图 6　T-mobile 设备[20]

Fig. 6　T-mobile device[20]



(a) 应用示意图

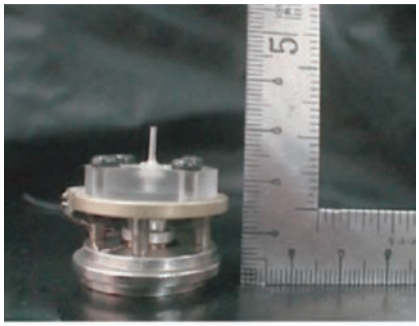


(b) 系统原理和结构

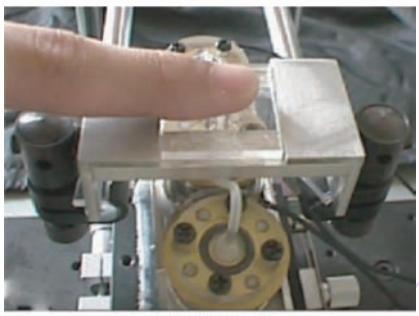
图 7　磁针式触觉感知系统[22]

Fig. 7　Tactile perception system using magnet needles[22]

用于掌上表面触觉再现设备，使该设备选择性刺激 RAI 和 SAI 2 种浅层皮肤感受器。SPS 技术可



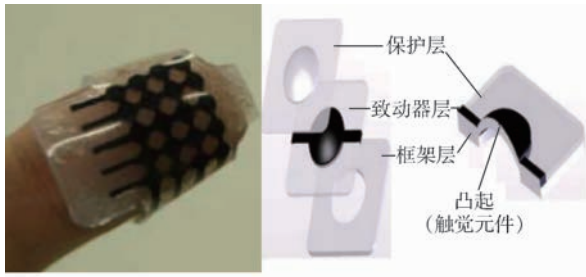
(a) 控制器



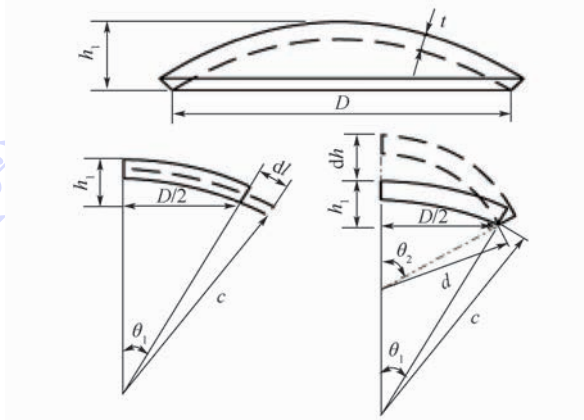
(b) 实验场景

图 8 气动和针型触觉再现设备结构[23]

Fig. 8 Structure of tactile representation device using air and pin[23]



(a) 设备示意图及其横截面视图



(b) 结构变形图

图 9 可穿戴触觉显示设备的 3D 结构[25]

Fig. 9 3D structure of wearable tactile display device[25]

产生较为稳定的触觉刺激,精确控制皮肤形变量;MPTS 技术可组合多个触觉产生单元,实现较大面积的触觉再现。该装置解决了刺激单元与皮肤接触不稳定、难以精确控制等问题,但仍存在结构复杂、制造工艺高等问题。

2008 年,Koo 等[25]使用 25 μm 厚的电活化聚合物研制出一种柔软的指套型表面触觉再现设备,可产生 0 ~ 3.5 kV 电压,使 4 × 5 排列的电活化聚合物阵列在电场作用下改变凸起高度,刺激指尖皮肤,如图 9 所示。该设备灵活性高,制造工艺简单,但最大只能产生 471 μm 位移,总体有效区域仅为 11 mm × 14 mm,可调范围小,感知强度较弱,所需电压高,功率损耗大。

压力式表面触觉再现设备安全性高,不会造成操作者的不适感和抵触心理,用户体验良好,但气压表面触觉再现设备存在气体外泄等不可控因素,控制过程中精度有限,且设备需要较为复杂和精细的制造工艺,加工难度大,难以实现大范围连续细腻的触觉再现效果。

1.3 基于压膜效应的表面触觉再现设备

空气压膜指当两平板中的某一个作高频振动时,气体无法及时溢出而在两板间形成的高压空气薄膜[26]。标准 Reynolds 方程[26]可描述空气压膜效应:

$$\sigma = \frac{12\mu\omega R^2}{P_a h_0^2} \tag{1}$$

式中:σ 为压膜系数,反映了空气黏滞力与压缩力间的量化关系;R 为平板半径;P_a 为标准大气压;h_0 为两平板间距;ω 为平板振动频率;μ 为空气黏滞系数。

2001 年,Wiesendanger[27]首次提出利用空气压膜效应实现表面触觉再现。当手指在高频振动的屏幕上滑动时,手指与屏幕间的压膜使手指悬浮于屏幕表面,从而减小手指和屏幕间的摩擦系数,其原理示意图如图 10 所示。图中:h 为手指和屏幕间距;Δh 为平板振幅;r 为手指和屏幕接触区域的半径,则接触区域面积可表示为 $S = \pi r^2$;F_p 为手指压力;F_N 为平板支持力;F'_N 为手指实际接触力。由于 $h \ll S$,因此接触区域内的气压 P 大于标准大气压 P_a,使手指受到垂直向上的挤压力 F_a。通过控制屏幕振幅,可控制压膜厚度,间接控制手指所受摩擦力,再现触感。

2007 年,Winfield 等[28]在 Wiesendanger[27]研究基础上研制出 T-PaD 设备,建立激励电压与振动力之间的映射关系,通过调节电信号控制薄膜振动的频率和强度,再现多种纹理信息,如图 11 所示。T-PaD 设备采用摩擦系数大的厚玻璃片作为振动层,增加了可调范围,其由 33 kHz、0 ~ 40 V 电信号驱动,可产生多级触感,但工作区间仅为 25 mm 的圆形区域。

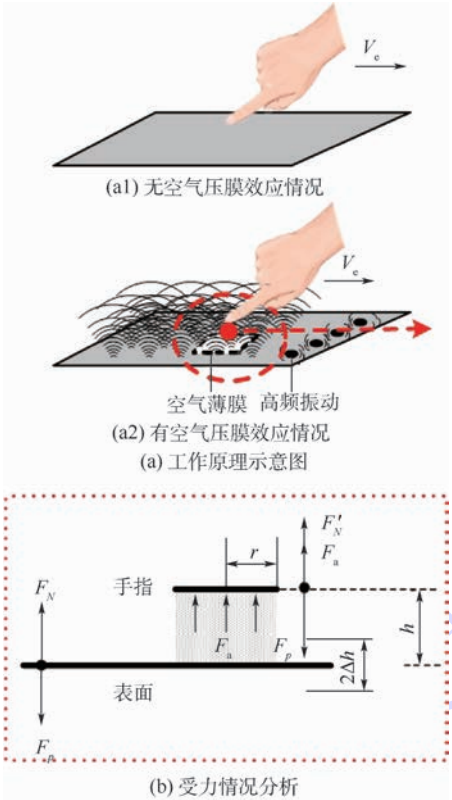


图 10　空气压膜效应原理

Fig. 10　Principle of air squeeze-film effect

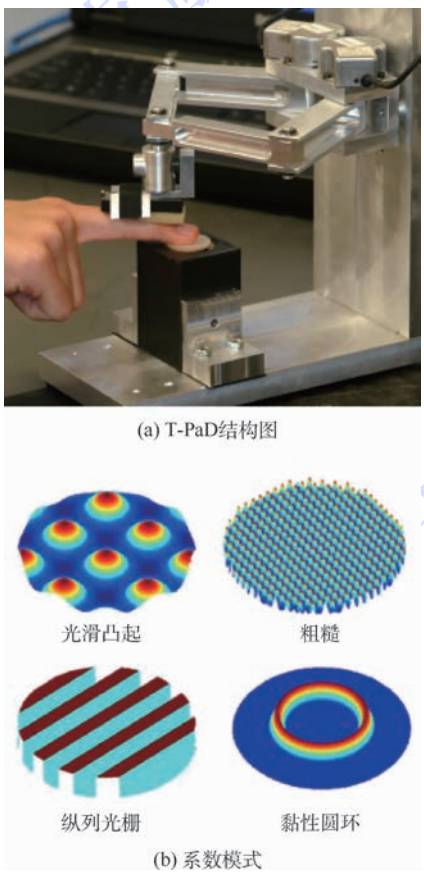


图 11　T-PaD 设备[28]

Fig. 11　T-PaD device[28]

2010 年，Marchuk 等[29]研制出 LATPaD 设备，工作区间约为 83 mm × 49 mm，适合与手机、小型平板电脑等结合使用，如图 12 所示。该设备底层为 LCD 屏幕，上层为透明玻璃板和安装于板上的压电振动片，可产生 0 ~ 1 N 法向力和 −0.5 ~ 0.5 N 切向力。2011 年，英国哥伦比亚大学 Lévesque 等[30]在 LATPaD 上验证可变摩擦力对单指平移操作性能的影响，并将其应用于时间/音量调节、文件拖拽等应用中。2012 年，Lévesque 等[31]又将设备应用于单指滚动交互，进一步研究设备的应用场景。

2011 年，Amberg 等[32]研制出 STIMTAC 装置，如图 13 所示。第一代设备用 USR60 超声电机和 LVDT 产生振动，工作区间仅为几厘米，之后采用轻便的力传感器代替笨重的光学传感器，用 USB 实现供电和信息传输，耗电量降低 90%，从体积和能耗方面提升了设备性能。

2012 年，Dai 等[33]研制出 SlickFeel 设备，使用 30 kHz 电信号和 500 Hz 电信号分时控制，可产生滑动和点击 2 种触觉反馈，如图 14 所示。触觉振动单元由 1.7 mm 厚的玻璃片和 2 个压电片封装而成，固定于 Kindle Fire 上，利用平板电脑的定位装置判断手指运动状态并对运动信息进行处理，控制触觉振动单元产生对应反馈，原理如图 15所示。

近年来，除了对设备性能的不断优化，研究者还对空气压膜效应原理性问题展开研究。2014年，

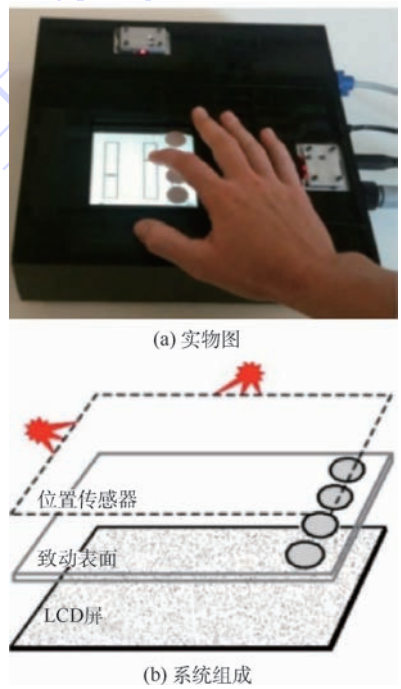


图 12　LATPaD 设备[29]

Fig. 12　LATPaD device[29]

北航学报 赠阅

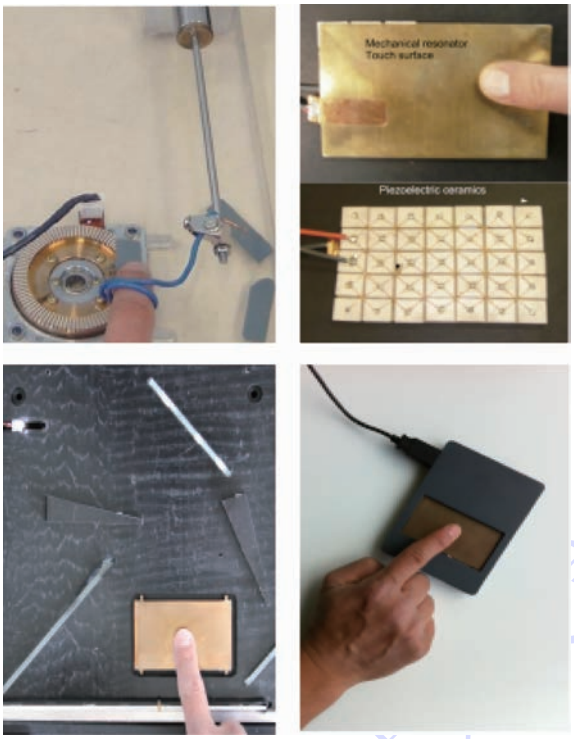


图 13 STIMTAC 设备[32]

Fig. 13 STIMTAC device[32]

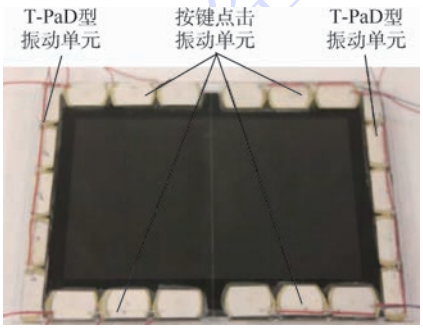


图 14 SlickFeel 设备[33]

Fig. 14 SlickFeel device[33]

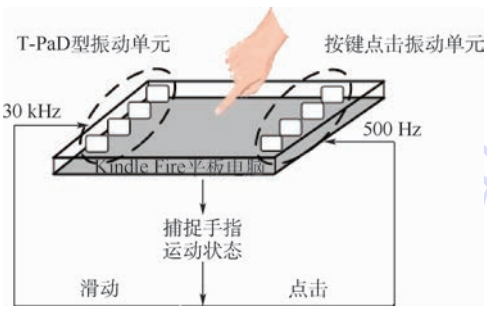


图 15 SlickFeel 设备工作原理

Fig. 15 Principle of SlickFeel device

马露[34]推导得到气膜可压缩程度与装置共振频率间的关系和手指接触位置处的空气压膜强度，证明气膜压强随表皮凸起高度的增加而增加。2015 年，Sednaoui 等[35]研究发现表面摩擦系数随超声振动幅度的增加呈现指数减小，在振动幅度达到 3 μm 时减小到某一下限。2016 年，Wiertlewski 等[36]证明手指皮肤的动态性是造成摩擦减小的主要原因，也得到振动幅度与摩擦力间的对应关系。研究者通过受抑全内反射方法得到高频振动情况皮肤向反向运动，但中间空气不能及时溢出，阻碍皮肤反弹运动，造成手指与设备间出现空隙，使摩擦力减小。2017 年，Gueorguiev 等[37]通过 E-ViTa 设备获得超声脉冲信号过渡时间和持续时间的感知差异阈值仅为 2.06 ms 和 2.4 ms，证明人体对脉冲信号敏感，为脉冲信号的应用提供参考。

基于空气压膜效应的表面触觉再现设备工作区间大，制造工艺较为简单，且能够产生较为强烈的触感和连续细腻的再现效果，但设备需借助屏幕整体振动产生触觉感知，功耗较大。

1.4 基于静电力的表面触觉再现设备

1953 年，Mallinckrodt 等[38]发现金属表面在通电时的触感较未通电时粗糙，进而研究发现，当干燥手指在覆有绝缘物质的通电金属表面滑动时，手指会有“胶质”触感。该现象是由于手指内部的导电流体和金属层构成的平行电容结构充放电所致，手指表皮角质层和金属表面绝缘层则充当电容极板间的电介质。

当在导电金属层施加周期性变化的信号 $V(t)$ 时，金属层将交替分布正负电荷，如图 16 所示。当 $V(t)$ 为正电压时，绝缘层上下表面分别分布正负电荷，皮肤角质层则由于电荷感应原理带有负电荷；当 $V(t)$ 在正负电压转换过程时，绝缘层的正电荷向下移动，负电荷向上移动，手指因此同时携带正负电荷；暂态结束后，金属层将均匀分布负电荷，手指则携带正电荷。

综上，随 $V(t)$ 周期性变化，皮肤和导电金属间会产生周期性的静电吸引力，该静电吸引力不足以直接使手指产生弹性形变，因此静止状态的手指难以感知吸引力的存在。但当手指滑动时，静电力的变化会使手指所受摩擦力变化，从而再现各类表面触觉感知，其力学模型如图 17 所示。图中：f_e 为静电吸引力，f_r 为滑动摩擦力，方向与手指运动方向相反。

1970 年，Strong 和 Troxel[39]应用静电力表面触

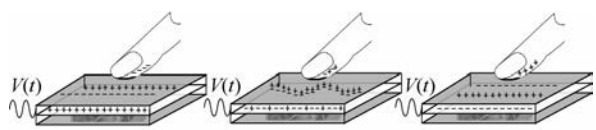


图 16 手指电荷分布情况

Fig. 16 Charge distribution in fingers

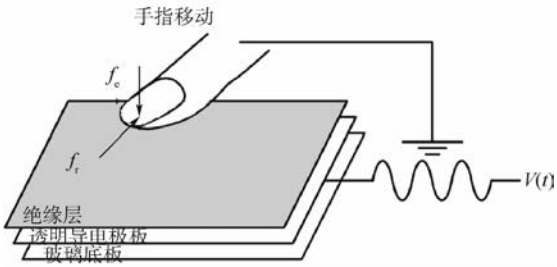


图 17　基于静电力的表面触觉再现力学模型

Fig. 17　Surface tactile representation mechanical model based on electrostatic force

觉再现原理研制出一种阵列型设备，并深入研究影响 $f_e(t)$ 的因素，将 $f_e(t)$ 和 $f_r(t)$ 表示为

$$f_e(t) = \frac{\varepsilon_0 A V^2(t)}{2\left(\frac{T_i}{\varepsilon_i} + \frac{T_{sc}}{\varepsilon_{sc}}\right)^2} \tag{2}$$

$$f_r(t) = \mu(F_n + f_e(t)) \tag{3}$$

式中：ε_0 为真空介电常数；A 为手指接触区域面积；$V(t)$ 为瞬态电压；T_i 和 T_{sc} 分别为设备绝缘层和皮肤角质层的厚度；ε_i 和 ε_{sc} 分别为设备绝缘层和皮肤角质层的相对介电常数；F_n 为手指压力。2006 年，Kaczmarek 等[40] 根据式(4)所示的平板电容结构标准力学模型提出另一种静电力模型，如式(5)所示。

$$f_e(t) = \frac{\varepsilon_0 A V^2(t)}{2\left(\frac{T_{sc}}{\varepsilon_{sc}}\right) T_{sc}} \tag{4}$$

$$f_e(t) = \frac{\varepsilon_0 A V^2(t)}{2\left(\frac{T_i}{\varepsilon_i} + \frac{T_{sc}}{\varepsilon_{sc}}\right)(T_i + T_{sc})} \tag{5}$$

上述模型符合平行电容结构的标准力学模型，因此被广泛应用于静电力表面触觉再现领域[41-46]。由式(3)和式(5)可得，$f_r(t)$ 的变化主要取决于 $f_e(t)$ 的变化，而 $f_e(t)$ 则取决于 $V(t)$ 的变化情况，因此静电力设备实际是通过控制激励信号幅度等参量实现表面触感再现。

2006 年，Yamamoto 等[41] 将 50 个长为37 mm、宽为 0.8 mm 的电极两两相距 2.54 mm 排列成矩形电极阵列，在 100 ~ 200 V 电压作用下可产生 0 ~ 900 mN摩擦力，如图 18 所示。设备的位置传感器将手指位置输入系统，控制导轨在纹理表面移动，并将表面受力信息反馈入系统，生成刺激信号产生对应触感。该设备的纹理再现信息取自于真实表面，可信度较高，且易与移动终端结合，但设备采用电极阵列形式，触觉再现不连续，呈现的纹理模糊，感觉微弱。

2010 年，Disney 研究中心 Bau 等[42] 使用 3 M 电容式触摸屏研制出 TeslaTouch 设备，如图 19 所示。设备使用投影仪将图像投射到 3M 平板，使用红外照相机捕捉手指位置并实时改变激励信号，产生与视觉信息对应的触感，其再现原理如图 20所示。该设备灵活性和集成性均很高，且功耗较低，但对较为尖锐和突出的图像纹理渲染效果较差。

2016 年，吉林大学孙晓颖团队[43-46] 研制出基于 Windows 平台和 Android 平台的静电力表面触觉再现终端，实现了视觉对象形状等特性的表面触觉再现，如图 21 所示。该设备包括表面触觉再现面板、控制单元和定位单元 3 部分，再现流程如图 22所示。设备的触觉分辨率为 1 mm，触觉刷新频率为 60 s，交互范围为 12 寸，最大反馈力为 1 N。

电极阵列形式的静电力表面触觉再现设备可实现简单图形图像的纹理渲染，但设备加工难度增加，屏幕透明性差，难以提供良好的视觉-触觉-

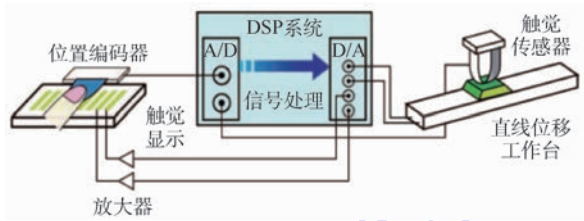


图 18　触觉再现系统原理[41]

Fig. 18　Principle of tactile representation system[41]

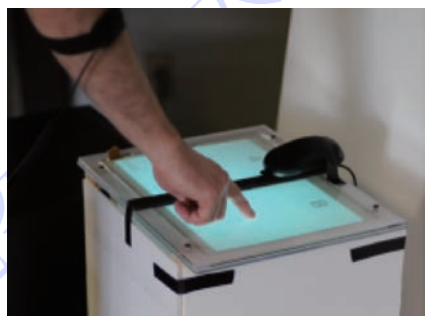


图 19　TeslaTouch 设备[42]

Fig. 19　TeslaTouch device[42]

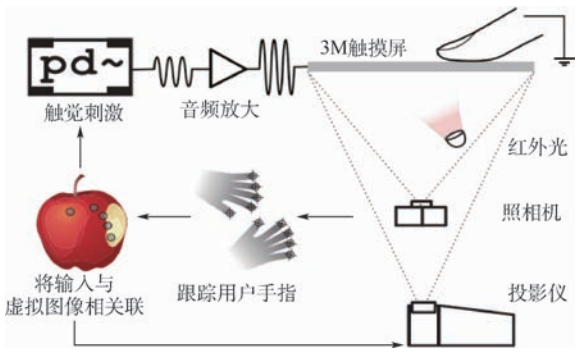


图 20　TeslaTouch 设备原理[42]

Fig. 20　Principle of TeslaTouch device[42]

北航学报 赠阅

(a) 基于Windows系统

(b) 基于Android系统

图 21 静电力表面触觉再现移动学习终端

Fig. 21 Electrostatic surface tactile display mobile learning terminal

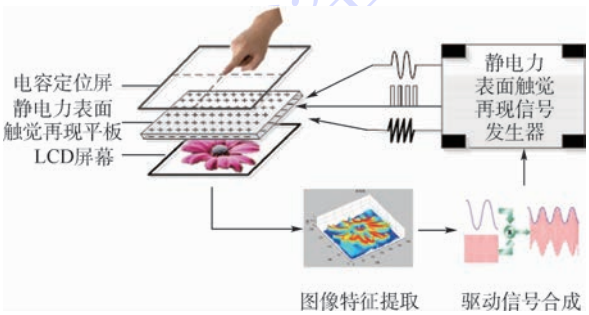


图 22 静电力表面触觉再现设备实现流程

Fig. 22 Implementation process of electrostatic surface tactile representation device

听觉多通道交互体验，因此研究重点转为表面触觉再现设备与多媒体终端的融合优化问题，融合设备也因制造方便、工作区间大等优势获得广泛重视。静电力式表面触觉再现设备不依赖任何运动部件，也不会引发屏幕的物理变化，具有无噪声、低功耗、质量轻、使用便捷等特点，且易于应用于现有多媒体终端，具有广阔的市场前景。然而由于原理限制，静电力表面触觉再现设备只能在手指滑动过程中获取纹理信息，无法在静态情况呈现触觉，且触感较微弱，对温湿度等环境条件极为敏感[47]，再现效果因人而异。

1.5 电刺激式表面触觉再现设备

电刺激式表面触觉再现设备通过表面电极产生电流，直接刺激人体皮肤内的感觉神经，再现触感[48]。2010 年，刘捷等[49]研制出一种电触觉替代视觉系统(Electrotactile Vision Substitution System，ETVSS)(见图 23)，通过图像采集及处理单元将汉字转换成二值图像，使用电刺激器控制 16×16 的电极阵列对应位置处的电机产生电流，刺激手指皮肤产生触感。2012 年，Kajimoto[50] 使用 SH-7144F 实时监测皮肤阻抗，并根据皮肤阻抗变化实时改变电刺激的脉冲宽度，从而改善电刺激式表面触觉再现设备触感不唯一的问题，如图 24 所示。

2015 年，Kitamura 等[51]针对现有电刺激式表面触觉再现设备所需电压过高、体积庞大等问题，研制出一种包括中间 1 个主刺激电极和周围 6 个接地电极的电刺激式表面触觉再现设备，如图 25 所示。该设备通过刺激皮肤浅层感受器再现触感，降低了设备所需的电压。2016 年，Tezuka 等[52]针对上述设备触感单一的问题对设备进行改进，将 6 个接地电极换成放置于指甲处的平板接地电极，可同时刺激皮肤浅层和深层感受器，从而再现多种触感，如图 26 所示。

2017 年，Franceschi 等[53]针对现有假肢难以提供触感特性的问题，将分布式传感器和电极阵列相结合，研制出一种电刺激式表面触觉再现设备，可实现线型、几何形状、字母、轨迹和方向变化信息，为假肢用户提供全面的触觉体验，如图 27 所示。2017 年，Kaczmarek 等[54]在现有电刺激式表面触觉再现设备上探究驱动信号频率和刺激

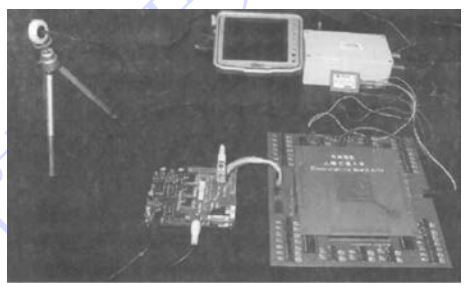


图 23 电触觉替代视觉系统[49]

Fig. 23 ETVSS[49]

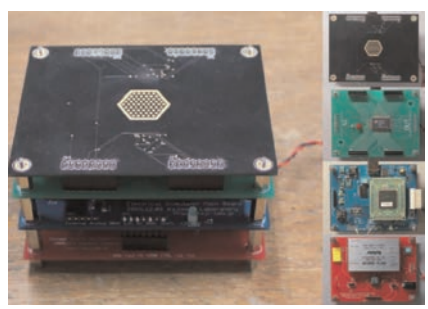


图 24 Kajimoto 表面触觉再现设备结构[50]

Fig. 24 Structure of surface tactile representation device by Kajimoto[50]

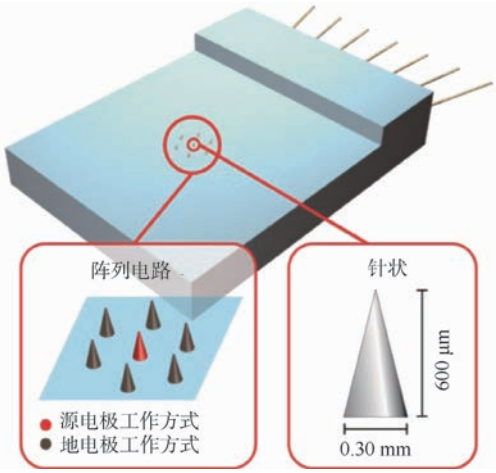
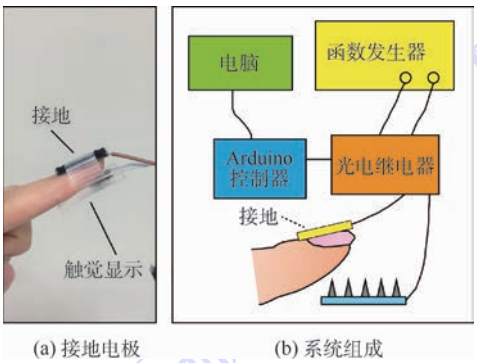


图 25　电刺激式表面触觉再现设备[51]

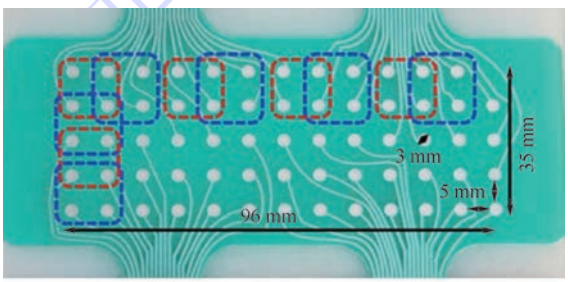
Fig. 25　Electrotactile surface tactile representation device[51]



(a) 接地电极　　(b) 系统组成

图 26　改进的电刺激式表面触觉再现设备[52]

Fig. 26　Improved electrotactile device[52]



(a) 柔性阵列电路结构

(b) 柔性阵列与手臂皮肤的结合

图 27　电子皮肤和电刺激阵列设备[53]

Fig. 27　E-skin and electrode array device[53]

电流在再现触感时的相互作用，证明刺激电流越大信号频率的感知范围越大，信号频率越高刺激电流的感知效果越好。此外，电刺激式表面触觉再现触感可通过两维度的模型表示，其中感知频率和信号频率、感知强度和刺激电流之间存在强对应关系。

1.6　组合表面触觉再现设备

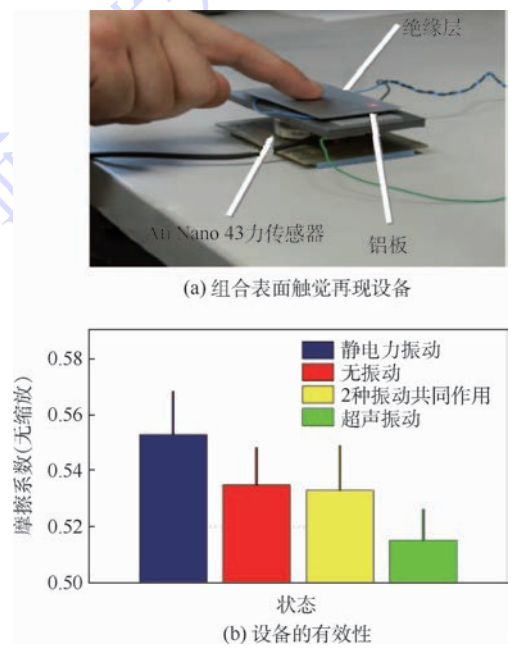
Giraud 等[55]提出，当振动底层是导电材料时，基于静电力的表面触觉再现设备和基于压膜效应的表面触觉再现设备可以相结合，并以 STIMTAC 设备为载体研制出组合式表面触觉再现设备，如图 28 所示。该设备利用空气压膜效应减小摩擦系数，利用静电吸引力增大摩擦力，合力效果如下：

$$F_t = (\mu_0 - \Delta\mu)(F_p + f_e) \tag{6}$$

式中：F_t 为手指感知到的合力；μ_0 为设备初始摩擦系数；$\Delta\mu$ 为空气压膜效应产生的摩擦系数的改变；F_p 为手指压力，f_e 为静电吸引力。

组合式表面触觉再现设备利用 2 种原理拓宽触觉再现力的调节范围，可实现更为丰富的触觉再现效果，但 2 种原理之间是否相互干扰尚不明确。2015 年，Giraud 团队的 Vezzoli 等[56]针对上述问题，通过仿真和实验 2 种方法证明 2 种技术间的干扰对操作者触觉感知效果影响较小，肯定了组合式表面触觉再现设备的有效性。

Yang[57]将绳动表面触觉再现设备 FingViewer-I 与基于压膜效应的表面触觉再现设备 STIMTAC 相结合，利用 FingViewer-I 力反馈设备实现形状再现，输出力在 0.3 ~ 1.2 N 之间；利用 STIMTAC触觉反馈设备实现纹理再现，振动板



(a) 组合表面触觉再现设备

(b) 设备的有效性

图 28　组合表面触觉再现设备实验装置[55]

Fig. 28　Combination surface tactile representation devices[55]

北航学报 赠阅

以 52.2 kHz 高频振动可产生 0.2 N 的反馈力。系统通过激励信号控制绳动张力和表面摩擦力，再现触觉感知，设备样机及控制流程如图 29 所示。力反馈设备的加入明显改善了表面触觉再现设备感知强度微弱的问题，增加触觉的调节范围，有效增强触觉真实性，拓宽了表面触觉再现技术的应用领域，但设备存在一定程度的空间差异，影响感知精度，且绳动表面触觉再现设备需佩戴指环，限制了设备的自然交互，使用户体验下降。

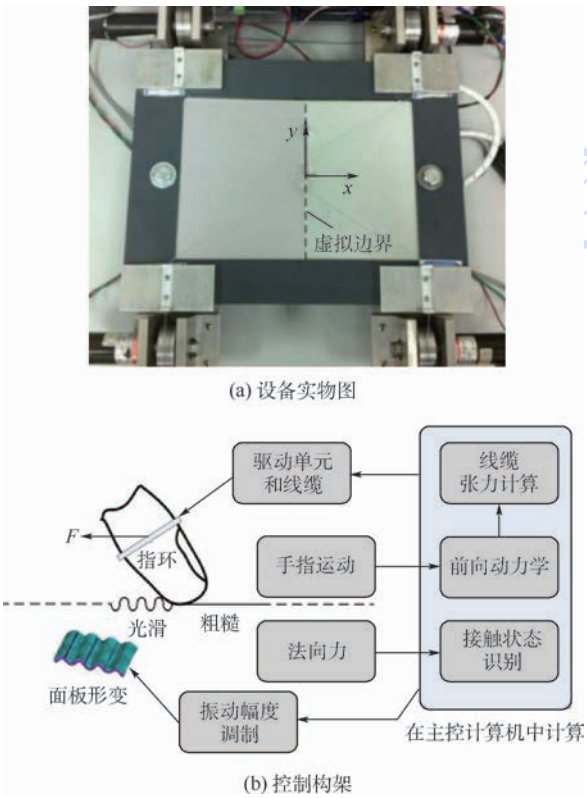


图 29 集成表面触觉再现设备[57]

Fig. 29 Integrated surface tactile representation device[57]

2 表面触觉再现设备性能评估

由于表面触觉再现原理多样，性能受多种因素影响，导致表面触觉再现设备的评价指标层出不穷，很多评价指标无法直接量化，难以形成有效的量化评估标准。在上述研究基础上，本文使用制造难度、工作区间、可调范围、感知强度、功率损耗、再现效果和用户体验 7 种性能评价指标对表面触觉再现设备进行评价，综合运用专家打分法和层次分析法获得振动式、压力式、压膜式和静电力式表面触觉再现设备在 7 种评价指标下的性能优劣。此外，本文使用所提方法对 4 种设备在多媒体终端应用中的性能优劣进行排序，为其他领域提供参考范例。

2.1 综合评价方法

专家打分法亦称为德尔斐法[58]，需要通过匿名方式征询有关专家的意见，对专家意见进行统计、处理、分析和归纳，从而做出合理的评价。该方法可将量化指标和非量化指标结合评价，根据具体评价对象确定恰当的评价项目并制定评价等级和标准，每个等级标准以打分形式体现，具有原理清晰、计算简单、评价准确等优势。层次分析法[59]将定性方法与定量方法有机结合，将人的思维过程数学化和系统化，将多目标、多准则、难以全部量化处理的决策问题化为多层次单目标问题，从而获得科学有效的决策。2 种方法均能有效评价表面触觉再现技术中难以直接量化的各项指标，具有重要意义。该评价方法主要包括 3 个步骤：递阶层次结构模型的建立、判断矩阵的构造、单一准则下相对权重的计算，下面将对这 3 个步骤进行具体介绍。

2.2 递阶层次结构模型的建立

为综合评价表面触觉再现设备在某领域的性能，需首先通过信息搜集和专家咨询在该领域建立设备性能的递阶层次结构模型，如图 30 所示。A 表示目标层，是表面触觉再现设备在某领域的性能；B 表示准则层，B_k 为影响 A 的性能指标评价因子；C 表示方案层，是需要评价的设备种类。综合现有设备的性能评价方式，本文提出 7 种性能指标评价因子，以期能够全面评价 4 种设备在某领域的性能：制造难度、工作区间、可调范围、感知强度、功率损耗、再现效果、用户体验。制造难度指设备制造工序的复杂程度，制造所需的时间和精准度，该指标主要为设备的实用性和商业化前景提供参考。工作区间指设备有效反馈触觉的面积，即用户在操作中能够感知到触觉的最大区域。可调范围指设备可变参量的调节范围，即

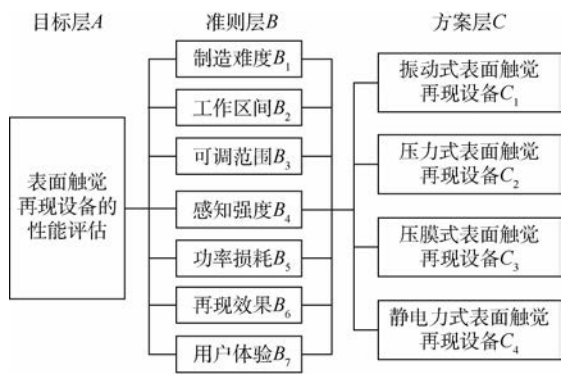


图 30 设备性能评价的递阶层次结构模型

Fig. 30 Hierarchical structure model for device performance evaluation

设备触感再现的丰富程度。感知强度指设备再现的触感强弱，即用户触摸到设备后产生的皮肤形变程度。可调范围与感知强度间并无联系，某些设备虽然能再现多种触感，但感知强度普遍较弱，某些设备虽然感知强度大，但再现的触感单一。功率损耗为设备的触觉再现效果提供客观性评价，指电源转化过程中损失的功耗。再现效果和用户体验为设备的触觉感知效果提供主观性评价。再现效果指设备再现真实感，即设备呈现的触感是否真实自然。用户体验指用户对于正在使用的设备的认知印象和回应，通俗来讲就是“该设备触摸起来是否舒适”。

2.3　判断矩阵的构造

为分析 4 种表面触觉再现设备的 7 种性能，构造 7×7 的设备性能成对判断矩阵 $\boldsymbol{X}$ 和 4×4 的指标评价因子判断矩阵 $\boldsymbol{Y}_k(1\leqslant k\leqslant 7)$。

$$\boldsymbol{X}=(B_{ij})\qquad 1\leqslant i\leqslant 7,1\leqslant j\leqslant 7 \tag{7}$$

$$\boldsymbol{Y}_k=(C_{ij})\qquad 1\leqslant i\leqslant 4,1\leqslant j\leqslant 4 \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{Y}_k$ 为指标 B_k 的评价因子判断矩阵；B_{ij} 为评价因子 B_i 与 B_j 对设备性能的重要性之比；C_{ij} 为某指标评价因子对表面触觉再现设备 C_i 与 C_j 的重要性之比。

Saaty[60] 提出用 1～9 这 9 个数字及其倒数作为标度来确定 B_{ij} 和 C_{ij} 的值，每个数字标度对应的含义如表 1 所示。

为获得 4 种设备在 7 种性能评价指标方面的性能优劣，首先计算 7 种评价指标对 4 种设备性能的影响权重，为设备的客观物理评价及应用选择提供参考。此外，将所提的评价方法应用于多媒体终端领域，通过计算 4 种设备在 7 种评价指标下的合成权重，获得 4 种设备在多媒体终端应用中的性能优劣。根据图 30 所述的设备性能评价层次结构模型和表 1 所述的 Saaty 法判断矩阵标度，制作性能评价打分表，邀请 3 名表面触觉再现领域的专家对本模型各评价因子进行打分，并根据专家从事表面触觉再现领域的年限对其打分结果进行加权平均，最终可得到专家的设备性能成对判断矩阵 $\boldsymbol{X}_m=[\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\boldsymbol{X}_3]$ 和指标评价因子判断矩阵 $\boldsymbol{Y}_{mk}=[\boldsymbol{Y}_{1k},\boldsymbol{Y}_{2k},\boldsymbol{Y}_{3k}]$，$\boldsymbol{X}_m$ 和 $\boldsymbol{Y}_{mk}$ 表示第 m 名专家的打分结果。为保证评价结果的准确性和可信性，本文所选专家均在表面触觉再现领域具有较为深入的研究，参与或承担过表面触觉再现方向的重要科研项目。在专家打分前，笔者向专家充分说明该递阶层次结构模型的建立方法和打分方式，并介绍 Saaty 法判断矩阵标度的使用方法。

表 1　判断矩阵标度及其含义[60]

Table 1　Judgement matrix scale and meaning[60]

B_{ij}（或 C_{ij}）	含　义
1	i 与 j 同等重要
3	i 比 j 稍微重要一些
5	i 明显比 j 重要
7	i 比 j 重要很多
9	与 j 相比，i 极其重要
2,4,6,8	判断标准的中间值
倒数	如果 i 与 j 的重要程度是 B_{ij}，则 j 与 i 的重要程度 $B_{ji}=1/B_{ij}$

2.4　单一准则下相对权重的计算

通过计算专家的设备性能成对判断矩阵 $\boldsymbol{X}_m$ 和指标评价因子判断矩阵 $\boldsymbol{Y}_{mk}$ 的最大特征根和特征向量，可得到设备的性能权重。所得判断矩阵计算方法均相同，为简化表述，令 $\boldsymbol{A}$ 代表任一判断矩阵，则 $\boldsymbol{A}_{ij}$ 为 $\boldsymbol{A}$ 的第 i 行第 j 列元素，表示因素 i 与因素 j 对 $\boldsymbol{A}$ 的重要性之比，由专家打分获得，计算步骤如下[61]：

步骤 1　将判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的每一列正规化，得正规化矩阵 $\boldsymbol{A}'$，其中 A'_{ij} 为正规化矩阵的第 i 行第 j 列元素：

$$A'_{ij}=A_{ij}\Big/\left(\sum_{l=1}^{n}A_{lj}\right)\qquad i,j=1,2,\cdots,n \tag{9}$$

步骤 2　将 $\boldsymbol{A}'$ 按行加总，得行和向量 $\boldsymbol{A}''$，其中 A''_i 为行和向量的第 i 行元素：

$$A''_i=\sum_{j=1}^{n}A'_{ij} \tag{10}$$

步骤 3　将 $\boldsymbol{A}''$ 正规化，得权重向量 $\boldsymbol{W}$，其中 W_i 为 $\boldsymbol{W}$ 的第 i 行元素：

$$W_i=A''_i\Big/\left(\sum_{i=1}^{n}A''_i\right) \tag{11}$$

步骤 4　计算判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的最大特征值 $\lambda_{\max}$ 并进行一致性检验，计算方法如下：

$$\lambda_{\max}=\sum_{i=1}^{n}[(\boldsymbol{AW})_i/(nW_i)] \tag{12}$$

$$\mathrm{CR}=\frac{\mathrm{CI}}{\mathrm{RI}}=\frac{\lambda_{\max}-n}{(n-1)\mathrm{RI}} \tag{13}$$

式中：$(\boldsymbol{AW})_i$ 为判断矩阵和权重向量相乘后所得列向量的第 i 个分量；CI 为一致性指标；RI 为平均随机一致性指标，由多次随机判断矩阵重复计算获得，如表 2 所示[62]；CR 为一致性判断依据，当 CR＜0.1 时，认为判断矩阵的不一致程度在允许范围，可使用 $\boldsymbol{W}$ 作为权向量进行后续计算。

步骤 5　将准则层和方案层的权重向量合成，计算目标层的合成权重，并对各权重进行排序和一致性检验，得到各种表面触觉再现设备的总

北航学报 赠阅

体性能排序。

2.5 计算结果及综合分析

根据 2.4 节所述方法对准则层和方案层的权重向量进行计算,并对目标层的权重向量进行合成,得到表面触觉再现设备的各项性能指标权重及在多媒体移动终端应用中的总体性能评价,计算结果如表 3 ~ 表 10 所示。

对目标层的总权重向量进行一致性检验,可得 CR = 0.057 9 < 0.1,满足一致性条件。

表 2 平均随机一致性指标[62]

Table 2 Mean random consistency index[62]

n	RI
1	0
2	0
3	0.52
4	0.89
5	1.12
6	1.24
7	1.36
8	1.41
9	1.46

表 3 表面触觉再现设备的制造难度权重

Table 3 Manufacture difficulty weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.434 1
压力式	0.111 3
压膜式	0.187 8
静电力式	0.266 9
CR	0.042 4

表 4 表面触觉再现设备的工作区间权重

Table 4 Operating range weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.345 4
压力式	0.135 8
压膜式	0.198 6
静电力式	0.320 1
CR	0.014 2

表 5 表面触觉再现设备的可调范围权重

Table 5 Adjustable range weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.112 7
压力式	0.244 2
压膜式	0.315 9
静电力式	0.327 3
CR	0.053 2

表 6 表面触觉再现设备的感知强度权重

Table 6 Perceptual intensity weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.422 0
压力式	0.263 6
压膜式	0.185 4
静电力式	0.129 0
CR	0.051 3

表 7 表面触觉再现设备的功率损耗权重

Table 7 Power loss weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.306 4
压力式	0.129 5
压膜式	0.102 3
静电力式	0.461 8
CR	0.042 9

表 8 表面触觉再现设备的再现效果权重

Table 8 Represented effect weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.069 7
压力式	0.133 5
压膜式	0.251 1
静电力式	0.545 7
CR	0.074 1

表 9 表面触觉再现设备的用户体验权重

Table 9 User experience weight of surface tactile representation devices

设 备	权 重
振动式	0.144 1
压力式	0.105 0
压膜式	0.177 3
静电力式	0.573 6
CR	0.048 9

表 10 准则层和方案层对目标层的合成权重

Table 10 Synthetical weight of criterion layer and scheme layer for target layer

性能评价指标(权值)	振动式设备	压力式设备	压膜式设备	静电力式设备
制造难度(0.075 1)	0.236 6	0.099 1	0.132 4	0.101 7
工作区间(0.039 3)	0.188 3	0.120 9	0.140 0	0.122 0
可调范围(0.064 3)	0.061 4	0.217 5	0.222 7	0.124 7
感知强度(0.094 6)	0.230 0	0.234 8	0.130 7	0.049 1
功率损耗(0.111 3)	0.167 0	0.115 3	0.072 1	0.176 0
再现效果(0.207 4)	0.038 0	0.118 9	0.177 0	0.207 9
用户体验(0.407 9)	0.078 5	0.093 5	0.125 0	0.218 6
合成权重	0.109 4	0.124 0	0.137 9	0.177 0

由表 3 ~ 表 9 可得，4 种表面触觉再现设备在 7 种性能评价指标方面各有利弊。振动式表面触觉再现设备在制造难度、工作区间和感知强度方面具有优势，但可调范围和再现效果不佳；静电力式表面触觉再现设备在可调范围、功率损耗、再现效果和用户体验方面具有优势，但感知强度较弱；压力式表面触觉再现设备的制造难度、工作区间和用户体验差；压膜式表面触觉再现设备的功率损耗较大。由于不同应用领域所需性能差异较大，得到的设备优劣也各不相同，不宜采用统一的评价尺度进行判断。本文所提的 7 种性能评价指标和评价方法能够帮助各领域研究者整合所需参数，提高评价的有效性。

表 10 给出了准则层和方案层对目标层的合成权重，第一列 1 × 7 个权值为准则层权值，第 2 ~ 5列 4 × 7 个权值为 4 种设备的方案层权值，合成权重为准则层权值分别对方案层权值进行加权求和而得。由表 10 可得，4 种表面触觉再现设备在多媒体终端应用中的性能优劣排序由高到低为：静电力式、压膜式、压力式、振动式，其中基于静电力的表面触觉再现设备具有较高的研究意义和价值，而振动式表面触觉再现设备虽为目前最为常见的表面触觉再现设备，在多媒体终端上的集成化和市场化程度高，但因内在物理结构的限制，导致其只能产生离散化的触觉感知，真实感较差，发展空间有限。

综上所述，各种表面触觉再现设备在多媒体终端应用上均存在自身优势和不足，在实际应用中，操作者应合理选择表面触觉再现方法，根据不同需求和环境选择适合的表面触觉再现设备。总体而言，相比振动式表面触觉再现设备和压力式表面触觉再现设备产生的离散化触觉感知效果，基于压膜效应的表面触觉再现设备和基于静电力的表面触觉再现设备可再现连续细腻的纹理触觉，与人体皮肤的感知特性相符，具有较大的发展前景，是现阶段国内外研究重点和热点。其中，基于压膜效应的表面触觉再现设备适合再现刚度信息和表面轮廓信息，而基于静电力的表面触觉再现设备则适合产生较为柔软和精细的纹理信息。

3　问题与展望

近年来，表面触觉再现技术发展迅速，是电子产业变革和发展的重要推动力，但是目前绝大多数表面触觉再现设备仍停留在研究阶段，难以应用于实际，主要难点集中在以下 4 个方面：

1）精确性。人体触觉感知系统复杂，感知能力强，可以感知细微的表面变化，感知机理具有连续性和非局部性，而现有设备的触觉分辨率和呈现维度低，无法做到精确渲染再现。

2）实时性。由于多媒体移动终端的嵌入式系统内部处理器计算性能及数据传输能力等方面的限制，现有表面触觉再现设备只能实现静态图片的触觉特征提取，图片纹理复杂时会产生延迟现象，更无法实现高清图像、高清视频和 3D 视频的触觉再现特征提取和渲染。

3）便捷性。现有表面触觉再现设备体积过大，与多媒体移动终端的集成度较差，不能满足终端应用所必需的低成本、低功耗、小型化等要求，难以实现商业化生产和应用。

4）量化性。人体认知能力受情感、年龄等多种因素影响，个体差异程度较为明显，难以对人体的触觉感知进行准确测量、量化和评价。

综上所述，未来表面触觉再现设备的研究应从以下几个方面着手：

1）表面触觉再现方式。研究多种触觉虚拟替代技术的融合方法，以实现更加丰富和自然的触觉反馈效果，提高表面触觉再现精确性。

2）触觉渲染算法。研究复杂度低、计算量小的触觉特征提取和渲染算法，实现多媒体内容的快速精确提取和自然真实渲染，解决表面触觉再现实时性问题。

3）材料和加工。结合先进的加工技术，采用各种新型材料，设计集成化和小型化程度更高，触觉质感更真实的表面触觉再现设备，实现表面触觉再现的便捷性。

4）评价体系。从心理物理学定性评价和表面触觉再现测量定量评价两方面着手，设计精确合理的评测实验，搭建完善的测量平台，形成系统的触觉真实感评测体系，解决表面触觉再现的量化性问题。

4　结　论

1）本文将表面触觉再现设备划分为振动式、压力式、压膜式、静电力式和电刺激式，重点介绍了 5 种设备的实现原理、关键技术和性能指标，并对设备的优缺点进行分析和总结，主要如下：

① 振动式表面触觉再现设备再现区间大，触感强烈，但振动过程会产生较大的功率损耗，且触觉反馈形式较为单一，只能提供简单的振动信息。

② 压力式表面触觉再现设备安全性高，用户体验良好，但存在气体外泄等不可控因素，制造工艺较为复杂，加工难度较大，难以实现大范围连续

北航学报 赠阅

细腻的触感。

③ 基于压膜效应的表面触觉再现设备工作区间大,制造工艺简单,可实现较为连续的再现效果,但设备功耗较大。

④ 基于静电力的表面触觉再现设备无噪声、低功耗、质量轻、使用便捷,适合应用于现有多媒体终端上,具有广阔的应用前景,但无法实现静态条件下的触觉呈现,对温湿度等环境条件较为敏感。

2) 本文提出一种表面触觉再现技术的评估方法,采用专家打分法和层次分析法,从制造难度等 7 个方面对 4 种再现技术进行综合评价,有效提高了评价的可靠性,对设计和优化表面触觉再现设备具有重要的意义。经过评估,得到 4 种表面触觉再现设备在多媒体终端应用领域的性能排序由高到低为:静电力式、压膜式、压力式、振动式。

参考文献(References)

[1] 蒋树强,闵巍庆,王树徽. 面向智能交互的图像识别技术综述与展望[J]. 计算机研究与发展,2016,53(1):113-122.
JIANG S Q,MIN W Q,WANG S H. Survey and prospect of intelligent interaction-oriented image recognition techniques[J]. Journal of Computer Research and Development,2016,53(1):113-122(in Chinese).

[2] 张全贵,闫健卓,王普. 基于语义虚拟接口的三维用户界面组态[J]. 北京工业大学学报,2012(7):1062-1067.
ZHANG Q G,YAN J Z,WANG P. 3D user interface configuration based on semantic virtual connector[J]. Journal of Bejing University of Technology,2012(7):1062-1067(in Chinese).

[3] 季白桦,袁修干,温文彪. 三维人体运动数据提取的人机交互方法及实验[J]. 北京航空航天大学学报,2000,26(1):91-94.
JI B H,YUAN X G,WEN W B. Interactive method and experiment in 3D human motion data abstraction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2000,26(1):91-94(in Chinese).

[4] CAMPBELL P. Editorial on special issue on big data:Community cleverness required[J]. Nature,2008,455(7209):1.

[5] ROBLES-DE-LA-TORRE G,HAYWARD V. Force can overcome object geometry in the perception of shape through active touch[J]. Nature,2001,412(6845):445-448.

[6] ROSENBERG L,BRAVE S. Using force feedback to enhance human performance in graphical user interfaces[C]// Proceedings of ACM International Conference Companion on Human Factors in Computing Systems. New York:ACM,1996:291-292.

[7] CAMPBELL C S,ZHAI S,MAY K W,et al. What you feel must be what you see:Adding tactile feedback to the trackpoint[C]// Proceedings of Interact 99:IFIP Conference on Human Computer Interaction. Amsterdam:IOS Press,1999:383-390.

[8] 陈彦钊,周以齐,程祥利,等. 面向脊髓损伤早期康复的虚拟现实训练环境[J]. 北京工业大学学报,2014,40(2):272-277.
CHEN Y Z,ZHOU Y Q,CHENG X L,et al. VR training environment for early spinal cord injury rehabilitation[J]. Journal of Beijing University of Technology,2014,40(2):272-277(in Chinese).

[9] 王飞,杨湘龙,冯允成. 虚拟现实仿真技术及在飞机装配中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2001,27(2):213-216.
WANG F,YANG X L,FENG Y C. Virtual reality simulation and its application on aircraft assembling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2001,27(2):213-216(in Chinese).

[10] 张运超,陈靖,王涌天,等. 基于移动增强现实的智慧城市导览[J]. 计算机研究与发展,2014,51(2):302-310.
ZHANG Y C,CHEN J,WANG Y T,et al. Smart city guide using mobile augmented reality[J]. Journal of Computer Research and Development,2014,51(2):302-310(in Chinese).

[11] 陈旭,宋爱国. 纹理触觉再现技术的研究现状及发展[J]. 工业仪表与自动化装置,2006(3):72-74.
CHEN X,SONG A G. An overview on the development of texture haptic display[J]. Industrial Instrumentation & Automation,2006(3):72-74(in Chinese).

[12] 王爱民,戴金桥. 人机交互中的力/触觉设备进展综述[J]. 工业仪表与自动化装置,2007(2):14-18.
WANG A M,DAI J Q. The advancement of haptic devices in man-machine interaction[J]. Industrial Instrumentation & Automation,2007(2):14-18(in Chinese).

[13] 陆熊,宋爱国. 力/触觉再现设备的研究现状与应用[J]. 测控技术,2008,27(8):6-10.
LU X,SONG A G. Recent developments of haptic device and its applications[J]. Measurement & Control Technology,2008,27(8):6-10(in Chinese).

[14] CHOUVARDAS V G,MILIOU A N,HATALIS M K. Tactile displays:Overview and recent advances[J]. Displays,2008,29(3):185-194.

[15] 郝飞,卢伟,宋爱国,等. 信息触觉表达技术的研究现状与应用[J]. 测控技术,2011,30(1):6-9.
HAO F,LU W,SONG A G,et al. Recent developments and applications of tactile information display technology[J]. Measurement & Control Technology,2011,30(1):6-9(in Chinese).

[16] HAYWARD V,CRUZ-HERNANDEZ M. Tactile display device using distributed lateral skin stretch[C]// Proceedings of IEEE Symposium on Haptic Interfaces for Virtual Environment and Teleoperator Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2000:1309-1314.

[17] IKEI Y,WAKAMATSU K,FUKUDA S. Texture presentation by vibratory tactile display[C]// Proceedings of IEEE Annual Virtual Reality International Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,1997:199-205.

[18] WAGNER C R,LEDERMAN S J,HOWE R D. A tactile shape display using RC servomotors[C]// Proceedings of IEEE Symposium on Haptic Interfaces for Virtual Environment and Teleoperator Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2002:354-355.

[19] YATANI K,TRUONG K N. SemFeel:A user interface with se-

mantic tactile feedback for mobile touch-screen devices[C]// Proceedings of the 22nd Annual ACM Symposium Uist'09. New York:ACM,2009:111-120.

[20] YANG G H,JIN M,JIN Y,et al. T-mobile:Vibrotactile display pad with spatial and directional information for hand-held device[C]//2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway. NJ:IEEE Press,2010:5245-5250.

[21] 寇良朋. 基于气动载荷的手指力学响应研究[D]. 南京:南京理工大学,2013.
KOU L P. Mechanical response research of fingers under pneumatic dynamic load[D]. Nanjing:Nanjing University of Science and Technology,2013(in Chinese).

[22] ASAMURA N,TOMORI N,SHINODA H. A tactile feeling display based on selective stimulation to skin receptors[C]// Proceedings of IEEE on Virtual Reality International Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,1998:36-42.

[23] ASAMURA N,YOKOYAMA N,SHINODA H. Selectively stimulating skin receptors for tactile display[J]. IEEE Computer Graphics & Applications,1998,18(6):32-37.

[24] MAKINO Y,SHINODA H. Selective stimulation to skin receptors by suction pressure control[C]//SICE 2004 Annual Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2004:2103-2108.

[25] KOO I M,JUNG K,KOO J C,et al. Development of soft-actuator-based wearable tactile display[J]. IEEE Transactions on Robotics,2008,24(3):549-558.

[26] SALBU E O J. Compressible squeeze films and squeeze bearings [J]. Journal of Basic Engineering,1964,86(2):355-364.

[27] WIESENDANGER M. Squeeze film air bearings using piezoelectric bending elements[D]. Lausanne:Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne,2001:20-21.

[28] WINFIELD L,GLASSMIRE J,COLGATE J E,et al. T-PaD:Tactile pattern display through variable friction reduction[C]// Proceedings of IEEE Symposium on Haptic Interfaces for Virtual Environment and Teleoperator Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2007:421-426.

[29] MARCHUK N D,COLGATE J E,PESHKIN M A. Friction measurements on a large area TPaD[C]//Proceedings of Haptics Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,2010:317-320.

[30] LÉVESQUE V,ORAM L,MACLEAN K,et al. Enhancing physicality in touch interaction with programmable friction[C]// Proceedings of the SIGCHI Conference on Human Factors in Computing Systems. New York:ACM,2011:2481-2490.

[31] LÉVESQUE V,ORAM L,MACLEAN K. Exploring the design space of programmable friction for scrolling interactions[C]// Proceedings of IEEE Haptics Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:23-30.

[32] AMBERG M,GIRAUD F,SEMAIL B,et al. STIMTAC:A tactile input device with programmable friction[C]// Proceedings of the 24th Annual ACM Symposium Adjunct on User Interface Software and Technology. New York:ACM,2011:7-8.

[33] DAI X,GU J,CAO X,et al. SlickFeel:Sliding and clicking haptic feedback on a touchscreen[C]//Adjunct Proceedings of the 25th Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York:ACM,2012:21-22.

[34] 马露. 基于摩擦力控制的触觉再现系统的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014:25-32.
MA L. Research on tactile rendering system based on friction control[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014:25-32(in Chinese).

[35] SEDNAOUI T,VEZZOLI E,DZIDEK B,et al. Experimental evaluation of friction reduction in ultrasonic devices[C]//Proceedings of World Haptics Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:37-42.

[36] WIERTLEWSKI M,FENTON F R,COLGATE J E. Partial squeeze film levitation modulates fingertip friction[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America,2016,113(33):9210-9215.

[37] GUEORGUIEV D,VEZZOLI E,SEDNAOUI T,et al. Feeling multiple edges:The tactile perception of short ultrasonic square reductions of the finger-surface friction[C]//Proceedings of IEEE World Haptics. Piscataway. NJ:IEEE Press,2017:125-129.

[38] MALLINCKRODT E,HUGHES A L,JR S W. Perception by the skin of electrically induced vibrations[J]. Science,1953,118 (3062):277-278.

[39] STRONG R M,TROXEL D E. An electrotactile display[J]. IEEE Transactions on Man Machine Systems,1970,11(1):72-79.

[40] KACZMAREK K A,NAMMI K,AGARWAL A K,et al. Polarity effect in electrovibration for tactile display[J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering,2006,53(10):2047-2054.

[41] YAMAMOTO A,NAGASAWA S,YAMAMOTO H,et al. Electrostatic tactile display with thin film slider and its application to the tactile telepresentation systems[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics,2006,12(2):168-177.

[42] BAU O,POUPYREV I,ISRAR A,et al. TeslaTouch:Electrovibration for touch surfaces[C]//Proceedings of the 23rd Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York:ACM,2010:283-292.

[43] 董杨瑞. 静电力触觉再现驱动信号合成技术研究[D]. 长春:吉林大学,2016.
DONG Y R. Research on driviong signal synthesis technology of electrostatic force tactile representation[D]. Changchun:Jilin University,2016(in Chinese).

[44] WU S W,SUN X Y,WANG Q L,et al. Tactile modeling and rendering image-textures based on electrovibration[J]. The Visual Computer,2017,33(5):637-646.

[45] WANG T T,SUN X Y. Electrostatic tactile rendering of image based on shape from shading[C]//International Conference on Audio,Language and Image Processing. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:775-779.

[46] 吴赛文，陈建，孙晓颖. 面向视频感知的静电力触觉渲染方法[J]. 计算机应用,2016,36(4):1137-1140.
WU S W,CHEN J,SUN X Y. Electrostatic force tactile rendering method for video perception[J]. Journal of Computer Application,2016,36(4):1137-1140(in Chinese).

[47] TANG H,BEEBE D J. A microfabricated electrostatic haptic display for persons with visual impairments[J]. IEEE Transactions on Rehabilitation Engineering,1998,6(3):241-248.

[48] SAUNDERS F A. Information transmission across the skin: High-resolution tactile sensory aids for the deaf and the blind [J]. International Journal of Neuroscience, 1983, 19(1-4): 21-28.

[49] 刘捷,张竹茂,任秋实,等. 基于电触觉替代视觉系统的汉字识别[J]. 中国医疗器械杂志,2010,34(5):313-316.
LIU J, ZHANG Z M, REN Q S, et al. Recognition of Chinese character on electrotactile vision substitution system[J]. Chinese Journal of Medical Instrumentation, 2010, 34(5): 313-316 (in Chinese).

[50] KAJIMOTO H. Electrotactile display with real-time impedance feedback using pulse width modulation[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2012, 5(2): 184-188.

[51] KITAMURA N, CHIM J, MIKI N. Electrotactile display using microfabricated micro-needle array[J]. Journal of Micromechanics & Microengineering, 2015, 25(2): 025016.

[52] TEZUKA M, KITAMURA N, TANAKA K, et al. Presentation of various tactile sensations using micro-needle electrotactile display[J]. PLOS One, 2016, 11(2): e0148410.

[53] FRANCESCHI M, SEMINARA L, DOSEN S, et al. A system for electrotactile feedback using electronic skin and flexible matrix electrodes: Experimental evaluation[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2017, 10(2): 162-172.

[54] KACZMAREK K A, TYLER M E, OKPARA U O, et al. Interaction of perceived frequency and intensity in fingertip electrotactile stimulation: Dissimilarity ratings and multidimensional scaling[J]. IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering, 2017, 25(11): 2067-2074.

[55] GIRAUD F, AMBERG M, LEMAIRE S B. Merging two tactile stimulation principles: Electrovibration and squeeze film effect [C]// Proceedings of World Haptics Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 199-203.

[56] VEZZOLI E, MESSAOUD W B, AMBERG M, et al. Physical and perceptual independence of ultrasonic vibration and electrovibration for friction modulation[J]. IEEE Transactions on Haptics, 2015, 8(2): 235-239.

[57] YANG Y. Design and control of an integrated haptic interface for touch screen applications[D]. Lille: Lille University, 2013.

[58] 李应南,陈向科. 基于层次分析法和专家打分法的交叉口交通安全评价研究[J]. 中华民居,2014(15):245-248.
LI Y N, CHEN X K. Traffic safety evaluation research at intersection based on the analytic hierarchy process and expert scoring method[J]. China Homes, 2014(15): 245-248 (in Chinese).

[59] 任玉辉,肖羽堂. 层次分析法在校园火灾危险性分析中的应用[J]. 安全与环境工程,2008,15(1):85-88.
REN Y H, XIAO Y T. Application of analytic hierarchy process to the campus fire hazard analysis[J]. Safety and Environmental Engineering, 2008, 15(1): 85-88 (in Chinese).

[60] SAATY T L. A scaling method for priorities in hierarchical structures[J]. Journal of Mathematical Psychology, 2000, 15(3): 234-281.

[61] 侯遵泽,杨瑞. 基于层次分析方法的城市火灾风险评估研究[J]. 火灾科学,2004,13(4):203-208.
HOU Z Z, YANG R. City fire-safety evaluation with the method of analytic hierarchy process[J]. Fire Safety Science, 2004, 13(4): 203-208 (in Chinese).

[62] 汪应洛. 系统工程[M]. 2 版. 北京:机械工业出版社,2003:130-140.
WANG Y L. Systems engineering[M]. 2nd ed. Beijing: Mechanical Industry Press, 2003: 130-140 (in Chinese).

作者简介:

燕学智 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:触觉再现、人机交互、超声定位。

李瑞格 女,硕士研究生。主要研究方向:触觉再现、虚拟现实、人机交互。

武秋爽 女,硕士研究生。主要研究方向:触觉再现、虚拟现实、人机交互。

北航学报 赠阅

Status and evaluation method of surface tactile representation technology

YAN Xuezhi*, LI Ruige, WU Qiushuang

(College of Communication Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China)

Abstract: Surface tactile representation technology can display characteristics of the displayed contents through our bare fingers, realizing efficient and natural interaction on multimedia terminal screens. However, most studies in this field focus on the force tactile interaction device, and do not systematically analyze the surface tactile representation device. Moreover, their performance evaluation methods for the devices are too subjective to provide an objective and reliable evaluation standard. Based on the sufficient studies of the existing tactile representation technology, this paper focuses on supplementing and improving the surface tactile representation technology in the last decade. We divide surface tactile representation devices into five types: Vibration, stress, air squeeze-film, electrostatic and electrotactile devices. Then, we introduce and analyze the typical devices from working principles, device structures and performance indexes in detail. Finally, advantages and disadvantages of these devices are summarized. In addition, to solve the problem that the existing evaluation method is too rough and subjective, this paper presents an evaluation method to the surface tactile representation technology and seven evaluation indexes such as manufacturing difficulty and work area are used to comprehensively evaluate the performance of the surface tactile representation devices. Expert evaluation method and analytic hierarchy process are used to obtain the weights of four devices under each evaluation index. We also obtain the performance sorting of four kinds of devices in multimedia terminal application, providing reference for selection and evaluation of the surface tactile representation devices in other fields. Finally, we summarize the shortages of the existing devices and discuss the future research and improvement directions.

Keywords: surface tactile representation technology; tactile representation device; performance evaluation method; research status; human computer interaction

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-01-12; **Published online**: 2018-04-13 17:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180413.1548.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61631010); National Key R&D Program of China (2016YFB10013)

* **Corresponding author**. E-mail: yanxz@jlu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0030

鸬鹚起飞阶段的脚蹼力学建模及运动学计算

巩潇[1], 黄晋国[2,3], 陈泓宇[2], 王田苗[2], 梁建宏[2,*]

(1. 工业和信息化部计算机与微电子发展研究中心 机器人测试实验室, 北京 100048;
2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 3. 北京航空航天大学 高等理工学院, 北京 100083)

摘 要: 鸬鹚在水面起飞的过程中,进行周期性扑翼运动的同时,其脚蹼也不断进行周期性拍水运动。为探究脚蹼周期性拍击水面对鸬鹚水面起飞的贡献以及定量计算每个拍水周期中脚蹼力的大小,探讨了鸬鹚起飞过程中后肢力量的贡献以及需要腿部力量辅助的原因;同时,比较自然界生物在水面行走或奔跑方式的异同,从而研究鸬鹚等水栖鸟类在水面上连续拍水的机理。通过蛇怪蜥蜴和鸬鹚脚蹼水上运动模式和机理的对比,类比研究脚蹼对水面冲击而产生支持身体冲量的大小与脚蹼在拍水时与水接触变化的过程;定义鸬鹚腿部自由度,建立鸬鹚起飞过程脚蹼周期性拍水运动的运动学模型,分析腿部关节角度与脚蹼中心坐标的D-H矩阵,并研究关节角速度与脚蹼中心速度的雅可比矩阵,通过现有的视频分析验证模型可靠性,并对鸬鹚脚掌运动以及水平、竖直方向的运动做了基本计算。

关 键 词: 鸬鹚水面起飞; 脚蹼; 力学建模; 运动学模型; 运动学计算
中图分类号: Q811.213
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2096-10

自从20世纪初,莱特兄弟创造出了能够让人类实现翱翔于天际的梦想的飞机后,飞机的设计和相应的理论得到了极大发展,特别是给人类的交通运输方式带来了天翻地覆的变化。为了满足人类各领域的发展需要,各种创新式的飞机不断涌现,如为容纳更多旅客的大型客机,为满足高机动性的直升机,还有能够在水面起降的水上飞机等[1]。

在自然界中,水空两栖的生物比比皆是,如各种海鸟、飞鱼、飞行乌贼等,它们都是可以自如转换水空运动状态的典型生物,而这种由自然界进化而产生的特性,可以给人类的设计带来极大的参考价值,依据自然界已有的生物,研究和分析其机理从而进行结构设计是仿生学的重要内容。

起飞是所有飞行的关键,鸟类如何完成从地面(水面)到空中的转变,不仅对其自身的活动和生存至关重要,而且对研究鸟类从非飞行祖先的飞行进化史也至关重要。目前已知的飞鸟翅膀看起来是完整的、功能齐全的,与之相比较,同样体型结实、肌肉强劲的运动员却不能跃起在空中飞翔,原因在于鸟类拥有可以支持其飞行的强劲肌肉和翼型,以及特有的进化体型和运动方式。关于鸟类飞行的进化问题的争论已经存在了几十年了[2],即第一个飞起来的生物是如何支撑自己的体重,以及这一套机理是如何完成的。所有假设都赞成无论从地面、树木还是水面起飞的飞行进化场景,都必须处理地(水)对空过渡问题,但飞行鸟类的起飞机制在很大程度上是未知的。起跳的力量是如何产生的,目前在任何鸟类中都还是未知的;翅膀和后肢的相对定量耦合作用也并未进行过评估。考虑到鸟类的后肢不直接支持翼

收稿日期: 2018-01-12; **录用日期**: 2018-06-19; **网络出版时间**: 2018-06-27 11:48
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180626.1611.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(51475028,61703023); 中国博士后科学基金(2016M600892); 智能机器人与系统高精尖创新中心开放基金(2016IRS07); 北京航空航天大学研究生创新实践基金(YCSJ-01-201707)
* **通信作者**. E-mail: dommy_leung@263.net

引用格式: 巩潇, 黄晋国, 陈泓宇, 等. 鸬鹚起飞阶段的脚蹼力学建模及运动学计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2096-2105. GONG X, HUANG J G, CHEN H Y, et al. Dynamics modeling and kinematics calculation of webbed-feet during cormorant's take-off[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2096-2105 (in Chinese).

北航学报 赠阅

型,但是在大多数飞行物种中并没有减少或丢失,并且发展成现在常见的适合跳跃力学的三元四肢结构[3],可以推测它们可能会产生起飞所需的部分加速度。本文主要研究鸬鹚起飞过程中后肢脚蹼部分的力学建模和运动学分析验证。

1　生物后肢运动

1.1　后肢力在起飞力学中的作用

Earls[4]通过高速摄像机和测力器研究欧洲琼鸟和鹌鹑在起飞过程中脚部贡献的速度,发现脚部在最初一个周期内产生 80% ~90% 的起飞速度。Provini 等[5]通过使用高速摄像机来观察珍珠鸟和钻石鸽,同时通过数字粒子图像示踪技术计算空气动力来测量由后肢产生的地面反作用力,结果发现在起飞后 2 个扑翼周期内 2 种鸟的后肢均贡献了绝大部分速度。Chen 和 Sun[6]通过研究蜂蝇快速起飞过程中的运动加速度,同时利用 CFD 仿真求出蜂蝇翅膀的空气动力,从而估算起飞过程中其腿部的作用力,发现起飞时腿部作用力为体重的 3 倍[6],结果如图 1 所示。所以,后肢力在起飞过程起着非常重要的作用,对完全起飞前的加速和在空中平衡有很大的影响,因此本文研究十分有意义。

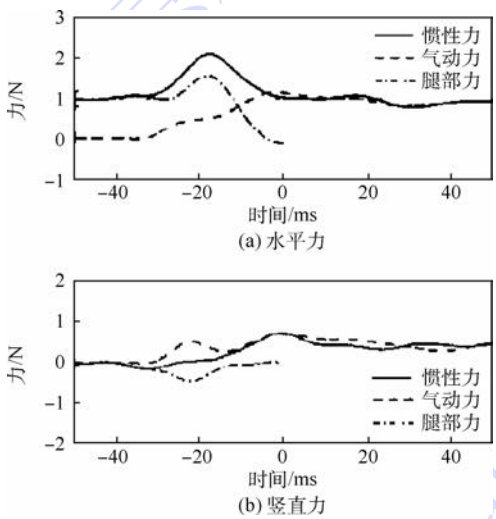


图 1　蜂蝇起飞过程受力[6]

Fig. 1　Force of fly take-off process[6]

1.2　水鸟水面起飞

在自然界中,很多拥有飞行能力的水鸟在水面上起飞时都需要使用脚蹼不断拍击水面以获得足够的动量支撑其在水面上的运动和加速前进。如图 2 所示,红喉潜鸟在水面上起飞时被观察到脚蹼会周期性地拍击水面,当滑行速度达到 10 m/s时便可起飞,在此期间,脚蹼提供一部分前进加速度以及在水面上的一部分支持力[7];当鸭

图 2　水鸟水面起飞

Fig. 2　Waterfowl taking-off from water surface

子躲避天敌或者搜寻食物时,也会采用这种脚蹼助推模式的运动,利用脚蹼和扑翼在水面上奔跑,以减小波浪阻力的影响[8];鹈鹕也是一种有类似行为模式的鸟类,其能在水上以 10 Hz 的频率奔跑,产生的升力能支撑 55% 的体重;鸬鹚是一种典型的水面短距起飞生物,体长 0.84 m,全身密度为 0.738 g/cm^3,翼载荷为 1.58 g/cm^2,脚掌载荷为 25.3 g/cm^2,翅膀和脚蹼的高频拍击运动使其助跑距离只需约 5 m[9]。这些鸟类在水面上的运动模式相似,脚蹼拍水原理和脚蹼接触水后的变化过程有很大关联性[10]。

1.3　大型水面行走生物

1.3.1　蛇怪蜥蜴水面行走机理描述

对于目前的情况,除了蛇怪蜥蜴,对于定量分析大质量和大密度生物水上机理特性的研究还比较少,但是对蛇怪蜥蜴在水面行进的机理以及对其水动力学的分析理论已经发展了 20 年,从 Glasheen 和 McMahon[11]在 *Nature* 上第一次提出完整的蛇怪蜥蜴脚蹼水动力模型,研究者对蛇怪蜥蜴的探究便不断深入。对于鸬鹚等水鸟,其与蛇怪蜥蜴有相似的运动特性和表现,利用这 2 种不同生物之间的共同点去定量分析鸬鹚脚蹼的水动力模型,使能够可靠地进行脚蹼力建模。

大型水面行走生物如蛇怪蜥蜴和水鸟,如果拥有足够大的接触面积,人也可以直接站立于水面。但蛇怪蜥蜴和水鸟的脚蹼面积并不足以支撑其仅依靠浮力和表面张力在水面上行走,通过大量对蛇怪蜥蜴的研究[12-14]发现,这一类生物通过脚蹼连续交替拍击水面来获得足够支持自身在重

北航学报 赠阅

力方向上平衡的力。哈佛大学的 Hsieh[15] 在 2003 年利用高速摄像机记录了蛇怪蜥蜴的水面运动过程,并将其水上前进过程分为猛击、滑动、上挥、下挥 4 个步态;2004 年,Hsieh 和 Lauder[13] 通过 PIV 技术测量了蛇怪蜥蜴水上运动时的流场变化,并证明了蛇怪蜥蜴腿部垂直拍打水面时产生了最大的支撑力和推进力。如图 3、图 4 所示[15],通过高速摄像机和 PIV 分析可知,蛇怪蜥蜴拍水的过程分为 3 个阶段:①拍水阶段,脚蹼垂直向下拍击水面,推动水体并远离水面,同时产生环绕脚蹼的空气腔。②划水阶段,当水被脚蹼向后推开时,脚蹼仍保持在空气腔内。③复位阶段,脚蹼在离开水面的附近产生一个反方向推进的涡环,表示将动量转移到流体中,该涡环直径为 3 cm,周围水流向涡环中间,向下并与运行方向相反,在空气腔破碎前,脚蹼及时从水里抽出。

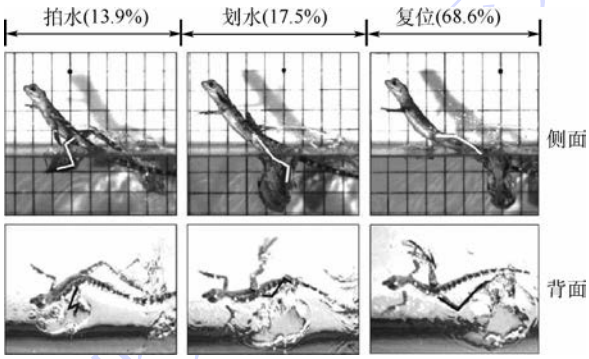


图 3 蛇怪蜥蜴的水面运动[15]

Fig. 3 Movement of basilisk lizard on water surface[15]

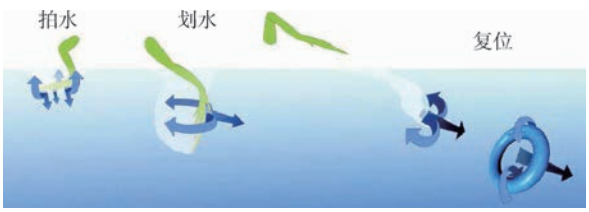


图 4 蛇怪蜥蜴脚蹼拍击水面流场变化过程[15]

Fig. 4 Hydrodynamic process of basilisk lizard's webbed-feet fluttering water[15]

1.3.2 鸬鹚脚蹼与蛇怪蜥蜴脚蹼相似性

蛇怪蜥蜴在水面奔跑时,脚蹼中心速度约为 2.5 m/s,脚蹼特征长度量级为 10^{-2} m,其弗劳德数均在该范围内[16],约为 7;鸬鹚脚蹼中心速度约为 2 ~ 3 m/s,脚蹼特征长度约为 12 cm[9],其弗劳德数范围为 3 ~ 8。经过对比,蛇怪蜥蜴和鸬鹚在水面上运动的弗劳德数比较相近,所以这 2 种生物脚蹼在水面下的运动情况、空气腔状态和受力机理是相似的,因此可以通过分析蛇怪蜥蜴在水中的受力情况探讨鸬鹚脚蹼的水动力学建模。

由于鸬鹚和蛇怪蜥蜴在水中的运动轨迹相仿,所以研究蛇怪蜥蜴脚蹼中心在水中不同运动阶段的力学模型和依据对鸬鹚脚蹼动力学建模有很重要的意义。

2 鸬鹚脚蹼力学建模

2.1 鸬鹚脚蹼动力学模型

Glasheen 和 McMahon[11] 对蛇怪蜥蜴在水面上奔跑的行为进行了高速摄像机录像分析,在拍击过程中,脚蹼力的冲量可以被表示为

$$\boldsymbol{I}_{\text{slap}} = m_{\text{virual}}\boldsymbol{u}_{\text{peak}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{I}_{\text{slap}}$、$m_{\text{virual}}$和 $\boldsymbol{u}_{\text{peak}}$分别为拍水阶段脚蹼的冲量、脚蹼质量和脚蹼速度峰值。

如图 5 所示,在划水过程中,水静态压力和水动态压力组成水阻力。水阻力在竖直方向分量的积分为关于划水时间的冲量:

$$\boldsymbol{I}_{\text{stroke}} = \int \mathbf{Drag}(t)\cos\varphi(t)\,\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中:$\mathbf{Drag}(t)$为水阻力;$\varphi(t)$为脚蹼与竖直方向的夹角。

在复位过程中,假设空气腔破裂前蛇怪蜥蜴的脚已经离开水面,因此竖直向下的力可以被忽略。Glasheen 和 McMahon[14] 又根据低弗劳德数的圆盘垂直入水实验测出划水阻力的参数。弗劳德数是流体惯性力和重力的比值,用来表征部分淹没物体穿过水的阻力大小[17],其表达式为

$$Fr = \frac{\boldsymbol{u}^2}{\boldsymbol{g}l} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{u}$ 为物体在水中速度,m/s;$\boldsymbol{g}$ 为重力加速度;l 为与水接触特征长度,m。

当 Fr = 1 ~ 80 时,圆盘在水中阻力表示为

$$\mathbf{Drag}(t) = C_d(0.5S\rho\boldsymbol{u}^2 + S\rho\boldsymbol{g}h(t)) \tag{4}$$

式中:C_d 为阻力系数,约为 0.703;ρ 为水体密度,一般情况下为 10^3 kg/m^3;S 为圆盘与水有效接触面积,m^2;$h(t)$为物体在水中入水深度,m。

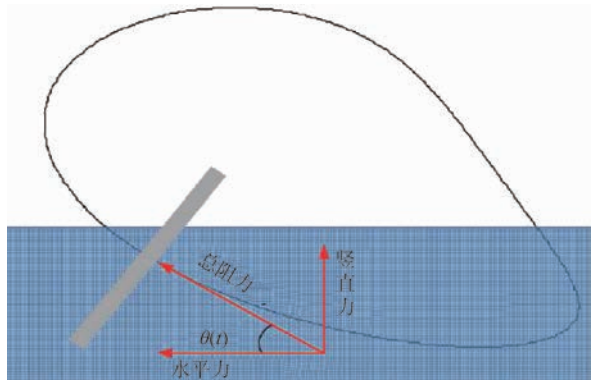


图 5 划水阶段受力

Fig. 5 Force in stroke stage

北航学报 赠阅

对于一个周期内的鸬鹚脚蹼拍水运动，其运动形式和弗劳德数均与蛇怪蜥蜴相近，因此假设 Glasheen 和 McMahon[14] 提出的水动力学方程式(4)对分析鸬鹚脚蹼水中运动受力同样适用。

根据式(4)中流体动力学项和流体静力学项进行分析，在流体动力学项 $0.5S\rho\boldsymbol{u}^2$ 中，$\boldsymbol{u}$ 为脚蹼中心在水下各处运动轨迹速度，可分解为水平方向速度 $\boldsymbol{u}_x$ 和竖直方向速度 $\boldsymbol{u}_y$：

$$\boldsymbol{u}_x = \boldsymbol{u}_{xr} + \boldsymbol{u}_{cx} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{u}_y = \boldsymbol{u}_{yr} + \boldsymbol{u}_{cy} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{u}_{xr}$、$\boldsymbol{u}_{yr}$ 为鸬鹚脚蹼中心相对质心坐标系 $OX_cY_cZ_c$ 的速度；$\boldsymbol{u}_{cx}$、$\boldsymbol{u}_{cy}$ 为质心在对地坐标系 $OX_gY_gZ_g$ 中的速度。对于水下 $\boldsymbol{u}_x$、$\boldsymbol{u}_y$ 不同状态时，水动力学假设与上相同。

考虑流体静力学项 $S\rho\boldsymbol{g}h(t)$，其本质为阿基米德浮力，方向始终竖直向上。因此，根据式(4)，将脚蹼水动力在竖直和水平方向的分量分解如下：

$$\mathbf{Drag}_v(t) = C_d(0.5S\rho\boldsymbol{u}_y^2 + S\rho\boldsymbol{g}h(t)) \tag{7}$$

$$\mathbf{Drag}_h(t) = C_d(0.5S\rho\boldsymbol{u}_x^2) \tag{8}$$

2.2　鸬鹚脚蹼运动学模型

根据观察发现[18-19]，鸬鹚在水面起飞阶段，脚蹼拍击水面的频率与扑翼扑动的频率相等。与天鹅、鹮鹳、野鸭及红喉潜鸟[7-10]等其他水鸟起飞时双脚交替拍击水面不同，鸬鹚在起飞时，双脚随着扑翼下扑一齐拍击水面，其 2 条腿动作的节律和相位完全一样，可以视为运动参数、几何参数及受力情况完全相同的 2 个机构，在分析和研究时，只需要分析单腿的运动状态和受力情况。

2.2.1　鸬鹚腿部运动简化模型

根据观察[18-19]，鸬鹚的腿部运动在二维平面上拥有 3 个自由度，分别为髋关节、膝关节和踝关节。其中，髋关节角度为大腿和体轴夹角，膝关节角度为大腿和小腿夹角，踝关节角度为脚蹼平面和小腿夹角，如图 6 所示。

在准备入水前，髋关节和膝关节角度 θ_1 和 θ_2 达到最大，入水后大腿和小腿同时向后蹬，最后出水时膝关节角度几乎为零，大腿和小腿保持在同一直线上出水。当脚蹼在水中时，由于水花阻挡且其处于水面下，所以无法观察到踝关节角度的变化，根据出入水瞬间踝关节角度为零以及鸬鹚在水池划水时踝关节角度为零，假设鸬鹚脚蹼中心水下轨迹近似等于踝关节角度为零时的脚蹼中心轨迹。但同时假设鸬鹚在每个时刻为获得最大水动力，脚蹼平面会主动改变平面角度以保持与脚蹼中心划水速度的垂直，从而获得每时刻的最大水动力。

脚蹼运动可以简化为一个二维二自由度三连杆模型。如图 7 所示，三连杆中 l_1 代表体轴，l_2 代表鸬鹚髋关节到膝关节的部分，l_3 代表鸬鹚膝关节到脚蹼中心的部分，l_4 代表体轴上髋关节到尾部的距离。

设定地面坐标系表示为 $OX_gY_gZ_g$，鸬鹚质心坐标系为 $OX_cY_cZ_c$，并且为基底坐标系，膝关节坐标系为 $OX_1Y_1Z_1$，脚蹼中心坐标系为 $OX_2Y_2Z_2$。

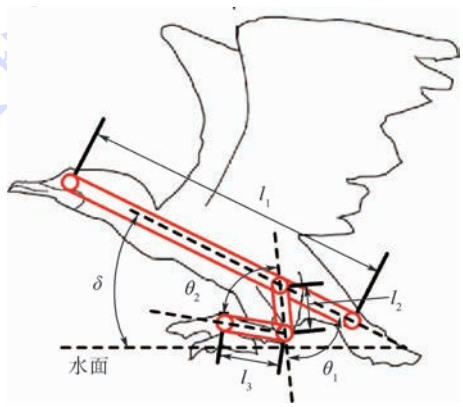


图 6　鸬鹚腿部关节角度及简化模型 D-H 坐标系

Fig. 6　Cormorant's leg joint angle and simplified model D-H coordinate system

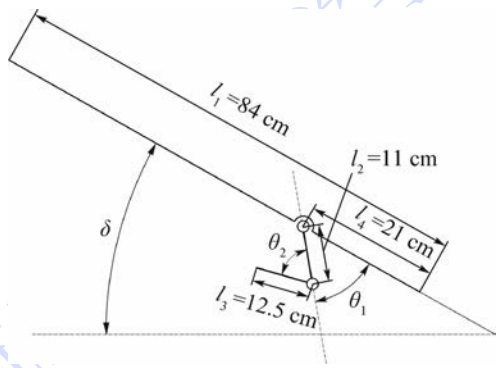


图 7　鸬鹚腿部模型机构简图

Fig. 7　Schematic diagram of cormorant leg model

2.2.2　腿部 D-H 矩阵及雅可比矩阵分析

已知腿部各关节角度值，若要解析当前脚蹼中心位置，则需要分析简化模型的 D-H 转换。根据建立的坐标系，D-H 矩阵参数由表 1 表示。

根据表 1 和 D-H 变换矩阵，可列出相邻两关节之间的坐标转换关系式 ${}^c\boldsymbol{T}_1$ 和 ${}^1\boldsymbol{T}_2$。因此，脚蹼

表 1　D-H 参数

Table 1　D-H parameters

序　号	关节角 θ	连杆偏距 d	连杆长度 a	连杆转角 α
1	$\pi+\delta+\theta_1$	0	D_2	0
2	$\pi-\theta_2$	0	D_3	0

注：序号 1、2 表示髋关节与膝关节的 D-H 转换关系。

北航学报 赠阅

质心坐标和脚蹼中心坐标的总转换矩阵为 ${}^{c}\boldsymbol{T}_2 = {}^{c}\boldsymbol{T}_1 {}^{1}\boldsymbol{T}_2$，表达式如下：

$$ {}^{c}\boldsymbol{T}_1 = \begin{bmatrix} -\cos(\delta+\theta_1) & \sin(\delta+\theta_1) & 0 & -D_2\cos(\delta+\theta_1) \\ -\sin(\delta+\theta_1) & -\cos(\delta+\theta_1) & 0 & -D_2\sin(\delta+\theta_1) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{9} $$

$$ {}^{1}\boldsymbol{T}_2 = \begin{bmatrix} -\cos\theta_2 & -\sin\theta_2 & 0 & -D_3\cos\theta_2 \\ \sin\theta_2 & -\cos\theta_2 & 0 & D_3\sin\theta_2 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{10} $$

$$ {}^{c}\boldsymbol{T}_2 = \begin{bmatrix} -\cos(\delta+\theta_1-\theta_2) & -\sin(\delta+\theta_1-\theta_2) & 0 & D_3\cos(\delta+\theta_1-\theta_2)-D_2\cos(\delta+\theta_1) \\ \sin(\delta+\theta_1-\theta_2) & -\cos(\delta+\theta_1-\theta_2) & 0 & D_3\sin(\delta+\theta_1-\theta_2)-D_2\sin(\delta+\theta_1) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{11} $$

假设脚蹼中心在 $OX_cY_cZ_c$ 坐标系中的坐标为 (X,Y,Z)，在 $OX_2Y_2Z_2$ 坐标系中的坐标为(0,0,0)，则由转换矩阵可得

$$ \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} = {}^{c}\boldsymbol{T}_2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \tag{12} $$

即

$$ \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_3\cos(\delta+\theta_1-\theta_2)-D_2\cos(\delta+\theta_1) \\ D_3\sin(\delta+\theta_1-\theta_2)-D_2\sin(\delta+\theta_1) \\ 0 \end{bmatrix} \tag{13} $$

由式(13)求解鸬鹚脚蹼中心和关节角度的逆问题，表达式如下：

$$ \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arcsin\left(\dfrac{D_3^2-D_2^2-X^2-Y^2}{2D_2\sqrt{X^2+Y^2}}\right)-\arctan\left(\dfrac{Y}{X}\right)-\delta \\ \arcsin\left(\dfrac{D_3^2-D_2^2-X^2-Y^2}{2D_2\sqrt{X^2+Y^2}}\right)-\arcsin\left(\dfrac{D_2^2-D_3^2-X^2-Y^2}{-2D_3\sqrt{X^2+Y^2}}\right) \end{bmatrix} \tag{14} $$

按照式(14)可求得鸬鹚脚蹼中心及其关节运动的正变换和逆变换。通过生物运动捕捉[20]，获得鸬鹚脚蹼关节角度值随时间变化的数据，通过 D-H 矩阵可以转化成鸬鹚脚蹼中心在质心坐标系中的坐标，从而计算和分析脚蹼中心在水下的速度和位移曲线，为脚蹼力计算提供输入量。

研究鸬鹚脚蹼中心运动时，其速度是对水动力影响的关键因素，所以依据雅可比矩阵可以求解出各关节速度和脚蹼中心速度的关系，下面是本文采用解析方法求解脚蹼中心雅可比矩阵的具体思路。

$$ \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \boldsymbol{J} \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{15} $$

对于二维平面内二自由度的关节和位移运动，根据雅可比矩阵定义[21]方法求

$$ \begin{bmatrix} \mathrm{d}X \\ \mathrm{d}Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial X}{\partial\theta_1} & \dfrac{\partial X}{\partial\theta_2} \\ \dfrac{\partial Y}{\partial\theta_1} & \dfrac{\partial Y}{\partial\theta_2} \end{bmatrix} \tag{16} $$

则可根据式(16)求出鸬鹚脚蹼中心和关节的雅可比矩阵：

$$ \boldsymbol{J} = {}^{c}\boldsymbol{T}_2 \begin{bmatrix} -D_3\sin(\delta+\theta_1-\theta_2)+D_2\sin(\delta+\theta_1) & D_3\sin(\delta+\theta_1-\theta_2) \\ D_3\cos(\delta+\theta_1-\theta_2)-D_2\sin(\delta+\theta_1) & -D_3\cos(\delta+\theta_1-\theta_2) \end{bmatrix} \tag{17} $$

通过雅可比矩阵，可根据关节角速度值解算出脚蹼中心速度，从而有效解算各类误差。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3　鸬鹚脚蹼运动学分析验证

针对已有的鸬鹚视频资料进行生物运动学捕捉，通过对捕获到的关键点的坐标进行有效的数据处理方法，获得目标运动参数。分别对鸬鹚脚部关键关节角度值、鸬鹚的水平位移和竖直位移进行数据捕捉实验，再获得以上值在对应时段每时刻数组后，绘制相应轨迹图和时间图，讨论鸬鹚水面起飞特点。

3.1　腿部关节角度值的捕捉

由于鸬鹚水面起飞过程持续时间较短且难以观测，往往不易被高速摄像机捕捉或记录。但是可以根据已有的鸬鹚起飞瞬间的慢速视频来对鸬鹚髋关节和膝关节部位的运动进行分析和截取。根据现有影视资料[18-19]，其拍摄帧率为 150 帧/s，每帧时间为 1/150 s。基于 MATLAB 的图形轨迹捕获软件，通过对视频解析并将其分割成图片帧来进行每帧轨迹点的捕获，软件允许在同一帧内捕获多点或者连续多帧持续追踪一点，但软件的直接测量是某点相对于边界坐标系的坐标，所以鸬鹚的关节角度值只能通过间接测量的方式求出。在第 2 节已知鸬鹚的脚蹼运动可视为二维平面内的三连杆运动，髋关节角度值 θ_1 为体轴 l_1 与大腿 l_2 的夹角，膝关节角度值 θ_2 为大腿 l_2 与小腿 l_3 的夹角，可以通过向量内积的性质及反余弦函数来测量 5 个周期内的角度值。为了能够完整求解2 个角度值，需要进行以下 5 个点的捕捉，各点的相对位置如图 8 所示，相应的计算后处理如表 2 所示。

输出数据经过这种方法求出后，可初步分析出 θ_1 和 θ_2 5 个运动周期内的变化曲线，如图 9 所示。

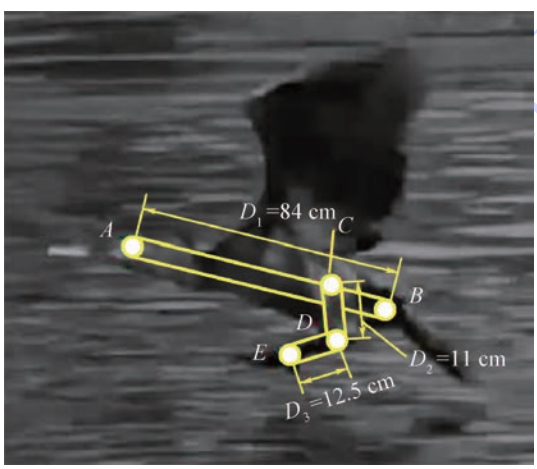


图 8　鸬鹚捕捉点标记

Fig. 8　Tag of cormorant's capture points

表 2　关节角度测量值表示

Table 2　Expression of joint angle measurements

测 量 值	横坐标表示	纵坐标表示
A	x_A	y_A
B	x_B	y_B
C	x_C	y_C
D	x_D	y_D
E	x_E	y_E
θ_1	$\arccos\left(\frac{\mathrm{dot}([x_A-x_B,y_A-y_B],[x_C-x_D,y_C-y_D])}{\mathrm{norm}([x_A-x_B,y_A-y_B],[x_C-x_D,y_C-y_D])}\right)$	
θ_2	$\arccos\left(\frac{\mathrm{dot}([x_D-x_E,y_D-y_E],[x_D-x_C,y_D-y_C])}{\mathrm{norm}([x_D-x_E,y_D-y_E],[x_D-x_C,y_D-y_C])}\right)$	

注：dot 和 norm 在 MATLAB 中分别表示点乘和取模的函数。

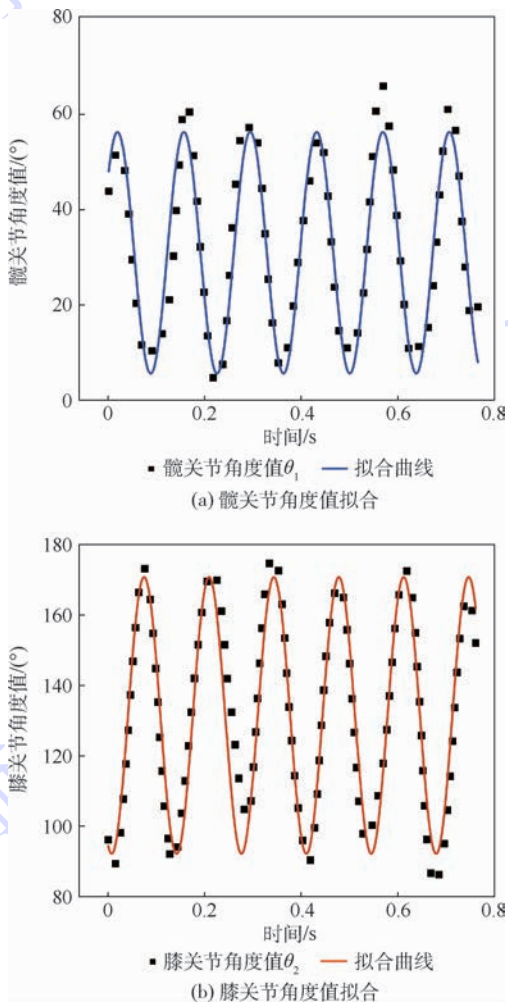


图 9　髋关节和膝关节角度值拟合

Fig. 9　Fitting of angle of hip joint and knee joint

拟合结果为：$y = y_0 + P\sin\left(\pi\frac{x-x_c}{\omega}\right)$。$\theta_1$：$y_0=31$，$x_c=-0.02$，$\omega=0.07$，$P=25.4$；$\theta_2$：$y_0=131.5$，$x_c=0.04$，$\omega=0.07$，$P=39.3$。

根据当前插值得到鸬鹚腿部关节角度值数据，以及式(11)和式(17)的 D-H 转换矩阵和雅可比矩阵计算可得鸬鹚脚蹼中心相对质心坐标系

北航学报 赠阅

的轨迹,如图 10 所示。可以明显看出,鸬鹚脚蹼中心运动轨迹与蛇怪蜥蜴有尺度上的缩放关系,所以进一步说明了这类水上奔跑生物的机理非常相近。

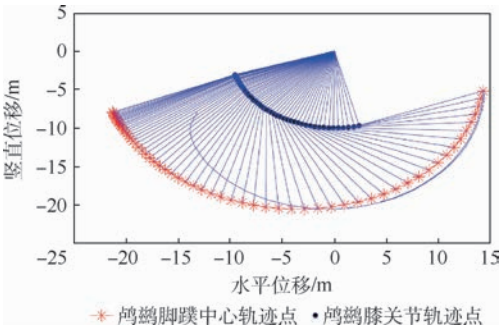


图 10 脚蹼中心轨迹

Fig. 10 Center trajectory of webbed-foot

3.2 位移的捕捉

捕捉鸬鹚在 5 个周期内竖直方向和水平方向的运动轨迹[18-19],因为捕捉值为直接测量值,所以不需要经过间接计算得到。但是实际位移大小和视频中截取到的位移大小存在等比例缩放,所以需要先对视频进行标定,明确缩放比例尺。然后以鸬鹚喙尖为捕捉点,并以鸬鹚在水面上留下的水平划痕为参考水平线,进行竖直方向位移的捕捉。由于鸬鹚在水平方向移动距离较大,所以视频拍摄镜头在鸬鹚准备超出边界时跟随鸬鹚身体移动,已知拍摄地点距离鸬鹚较远,同时摄像机镜头移动不明显,视野广角移动较小,所以将摄像机视野角移动视为无影响。鸬鹚在水平方向的移动以喙尖为捕捉点,且以鸬鹚在水面上拍击产生的水花中心为参考坐标系,计算鸬鹚在每一帧内与最近周期内产生水花的距离,同时捕捉最近周期产生的水花与该周期处上一周期产生的水花之间的距离,最后将数据进行叠加处理。为有效减少各种人为误差带来的影响,进行 5 次运动轨迹捕捉,最后求取数据计算平均值。

正常成年鸬鹚的平均身长为 84 cm[9],以此身体长度数据为标准,在视频轨迹捕捉中,每一帧分别标定头和尾部两点 A 和 B,并计算两点距离 $|\boldsymbol{l}_{AB}|$,求取比例尺 k,其表达式如下:

$$k = \frac{|\boldsymbol{l}_{AB}|}{84} \tag{18}$$

相关参数表示如表 3 所示。

因为位移量是长度量,所以可直接通过坐标计算再经比例缩放求得。竖直位移量的计算需要对 3 点 A、M、N 进行捕捉,其中 A 表示鸬鹚喙尖坐标点,M、N 表示鸬鹚水面路径方向上两点。竖直位移量实际上是喙尖坐标点到水面路径的垂直距离,采用点到直线距离公式求解,相关参数表示如表 4 所示。表中:S_v 为竖直方向位移。

利用参考系变换的差值计算方式求解水平方向的位移,对每帧图像中出现的水花中心进行捕捉,表示为点 $X_1, X_2, \cdots, X_n$,同时捕捉鸬鹚喙尖坐标点 A。在每帧图像中,标记距离当前喙尖最近的水花中心点 $X_i(i = 1,2,\cdots,n)$,对于 5 个周期内每时刻鸬鹚起飞水平方向位移表示为

$$S_h = \frac{d_i + \sum_{j=2}^{i} d_j}{k} \tag{19}$$

式中:d_j 为第 j 个水花中心与第 $j-1$ 个水花中心的水平距离;d_i 为当前鸬鹚喙尖与当前水花中心点 X_i 的水平距离。

相关参数表示如表 5 所示。

为防止较大误差产生,对同一范围图像帧多次取值,共捕捉 5 次数据,在最后计算时求平均值,以减小误差值。根据捕捉结果计算绘制了鸬

表 3 比例尺测量值表示

Table 3 Expression of scale measurements

测量值	横坐标表示	纵坐标表示
A	x_A	y_A
B	x_B	y_B
k	$\dfrac{\mathrm{sqrt}((x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2)}{84}$	

表 4 竖直方向位移测量值表示

Table 4 Expression of vertical displacement measurement

测量值	横坐标表示	纵坐标表示
A	x_A	y_A
M	x_M	y_M
N	x_N	y_N
S_v	$\dfrac{\lvert(y_N - y_M)(x_A - x_N) - (x_N - x_M)(y_A - y_N)\rvert}{\sqrt{(y_N - y_M)^2 + (x_N - x_M)^2}} \cdot \dfrac{1}{k}$	

表 5 水平方向位移测量值表示

Table 5 Expression of horizontal displacement measurement

测量值	横坐标表示	纵坐标表示
A	x_A	y_A
X_1	x_1	y_1
X_2	x_2	y_2
⋮	⋮	⋮
X_n	x_N	y_N
S_h	$\dfrac{(x - x_i) + \sum_{j=2}^{i}(x_j - x_{j-1})}{k}$	

鹚竖直和水平位移-时间曲线、鸬鹚运动轨迹竖直-水平位移曲线,如图 11 所示。

可以看出,鸬鹚在 5 个周期内的水平移动距离达到 5 m,平均速度约为 6.5 m/s,其在竖直方向的位移在固定高度上波动,在起飞期间周期内,扑翼力在竖直方向上产生的动量不足以抵消重力,脚蹼力在其中为支撑鸬鹚身体保持在水面平稳前进有一定贡献。

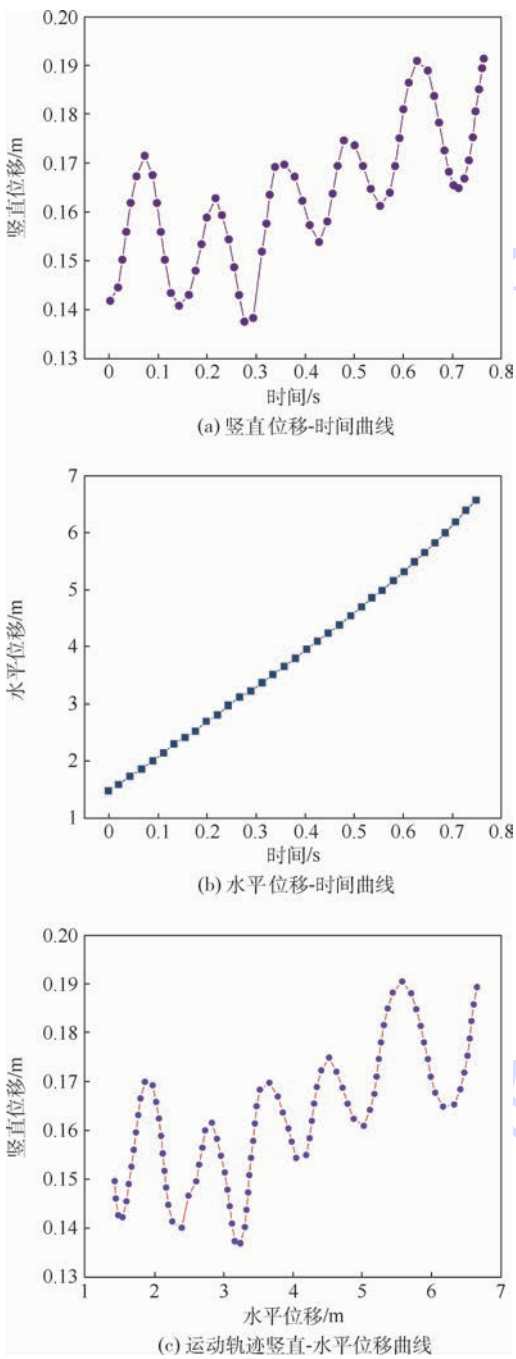


图 11　鸬鹚竖直、水平位移-时间曲线及运动轨迹竖直-水平位移曲线

Fig. 11　Vertical, horizontal displacement-time curve and vertical-horizontal displacement curve of cormorant

4　结　论

为研究如何设计跨海空航行器以使其在水面上能够较短时间内成功起飞,依据仿生学理论,研究类似水空两栖生物的起飞机理。鸬鹚具有密度大、体重比一般水鸟重(约为 3 kg),且羽毛吸水性较强的特性,在一定程度上与要设计研发的跨海空航行器有很大的共通性,同时鸬鹚在水面上起飞的性能十分优越,其可以在几秒内快速起飞,所以选择鸬鹚作为研究对象具有很大潜在价值。而要参考自然界生物的特性,需对其运动过程中的机理有明确的认识,才能设计出符合实际鸬鹚起飞效果的仿生样机。

本文从后肢力重要性及对比不同生物水上行走机理引出大型水上奔跑生物的水动力产生机理及此类生物之间运动的相似性,通过对蛇怪蜥蜴脚蹼力的研究和模型分析,推算鸬鹚水面起飞的脚蹼力动力学模型;针对鸬鹚腿部的简化模型进行 D-H 转换矩阵和雅可比矩阵分析,从而得到鸬鹚腿部关节角度值与脚蹼运动中心的位移和速度的运动学模型,为之后验证模型提供运动学转换模块。

针对现有鸬鹚水面起飞运动视频进行分析,并对鸬鹚腿部关节角度值、水平位移和竖直位移进行数据捕捉和处理,为今后的仿真模型验证提供了可供验证的输入输出数据。由分析可知,鸬鹚在 5 个拍动周期内的水平移动距离达到 5 m,平均速度约为 6.5 m/s,其在竖直方向的位移在固定高度上波动,说明在起飞期间周期内扑翼力在竖直方向上产生动量不足以抵消重力,脚蹼力在其中为支撑鸬鹚身体保持在水面平稳前进有一定贡献。

致谢　感谢北京航空航天大学机器人研究所 ITR 智能技术与机器人研究中心。

参考文献(References)

[1] YANG X, WANG T, LIANG J, et al. Survey on the novel hybrid aquatic-aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV)[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 74: 131-151.

[2] PADIAN K, CHIAPPE L M. The origin and early evolution of birds[J]. Biological Reviews, 1998, 73(1): 1-42.

[3] ALEXANDER R M N. Leg design and jumping technique for humans, other vertebrates and insects[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London B: Biological Sciences, 1995, 347(1321): 235-248.

北航学报 赠阅

[4] EARLS K D. Kinematics and mechanics of ground take-off in the starling Sturnis vulgaris and the quail Coturnix coturnix [J]. Journal of Experimental Biology, 2000, 203(4): 725-739.

[5] PROVINI P, TOBALSKE B W, CRANDELL K E, et al. Transition from leg to wing forces during take-off in birds[J]. Journal of Experimental Biology, 2012, 215(23): 4115-4124.

[6] CHEN M W, SUN M. Wing/body kinematics measurement and force and moment analyses of the takeoff flight of fruitflies[J]. Acta Mechanica Sinica, 2014, 30(4): 495-506.

[7] NORBERG R Å, NORBERG U M. Take-off, landing, and flight speed during fishing flights of Gavia stellata (Pont.)[J]. Ornis Scandinavica, 1971, 2(1): 55-67.

[8] GOUGH W T, FARINA S C, FISH F E. Aquatic burst locomotion by hydroplaning and paddling in common eiders (Somateria mollissima)[J]. Journal of Experimental Biology, 2015, 218(11): 1632-1638.

[9] XUE X, ZHAO X, HUANG J, et al. Experiments and analysis of cormorants' density, wing loading and webbed feet loading [C]// 2016 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 83-87.

[10] CLIFTON G T, HEDRICK T L, BIEWENER A A. Western and Clark's grebes use novel strategies for running on water[J]. Journal of Experimental Biology, 2015, 218(8): 1235-1243.

[11] GLASHEEN J W, MCMAHON T A. A hydrodynamic model of locomotion in the basilisk lizard[J]. Nature, 1996, 380(6572): 340-342.

[12] BUSH J W M, HU D L. Walking on water: Biolocomotion at the interface[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38: 339-369.

[13] HSIEH S T, LAUDER G V. Running on water: Three-dimensional force generation by basilisk lizards[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2004, 101(48): 16784-16788.

[14] GLASHEEN J W, MCMAHON T A. Vertical water entry of disks at low Froude numbers[J]. Physics of Fluids, 1996, 8(8): 2078-2083.

[15] HSIEH S T. Three-dimensional hindlimb kinematics of water running in the plumed basilisk lizard (Basiliscus plumifrons)[J]. The Journal of Experimental Biology, 2003, 206(23): 4363-4377.

[16] FLOYD S, KEEGAN T, PALMISANO J, et al. A novel water running robot inspired by basilisk lizards[C]// 2006 IEEE/RSJ International Conference on/Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 5430-5436.

[17] WHITE F M. Fluid mechanics[M]. 4th ed. New York: McGraw-Hill, 1999.

[18] Bunch of cormorants enjoying the lake water[EB/OL]. (2016-09-24). https://www.youtube.com/watch?v=ULJKKoO-JNs.

[19] 鸬鹚活动记录[EB/OL]. (2015-12-05). https://www.youtube.com/watch?v=4Rgtf9xH7fs.
Cormorant's activity record[EB/OL]. (2015-12-05). https://www.youtube.com/watch?v=4Rgtf9xH7fs(in Chinese).

[20] HUANG J, GONG X, WANG Z, et al. The kinematics analysis of webbed feet during cormorants' swimming[C]// 2016 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 301-306.

[21] 蔡自兴. 机器人学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.
CAI Z X. Robotics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2000(in Chinese).

作者简介:

巩潇 女,硕士,工业和信息化部计算机与微电子发展研究中心(中国软件评测中心)机器人测试实验室主任。主要研究方向:工业机器人、服务机器人、特种机器人的功能性能测试技术、功能安全和信息安全测试技术。

黄晋国 男,博士研究生。主要研究方向:仿生跨界行为、海空航行器。

王田苗 男,博士,教授,博士生导师,教育部长江学者。主要研究方向:先进机器人技术、医用机器人、仿生机器人。

梁建宏 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:仿生水下机器人、跨海空飞行器、微小型无人机。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Dynamics modeling and kinematics calculation of webbed-feet during cormorant's take-off

GONG Xiao[1], HUANG Jinguo[2,3], CHEN Hongyu[2], WANG Tianmiao[2], LIANG Jianhong[2,*]

(1. Laboratory of Robotics, Research Center for Computer and Microelectronics, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100048, China; 2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 3. Shenyuan Honors College, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The process of taking off from the surface of water for cormorant is a combination of flapping its wings and its webbed-feet periodically. In order to look into the contribution of the latter that helps in taking off and to compute each period in fixed quantity of the amount of force in each flapping action, this article explores the contribution of hind limb power to the process of taking off as well as the reasons of the need of leg strength for assistance. At the same time, through introducing various types of water walking living creatures and looking at the differences and similarities in the ways that nature creatures walk or run on the water surface, the continuous flapping mechanism of cormorant and other aquatic birds on water surface is studied. Moreover, by comparing the different modes and mechanism of water movement of basilisk lizard and cormorant, an analogy is made to study the impulse generated by the webbed-feet which sustains the body as well as the changes of webbed-feet beating the water. With the DOF of cormorant's webbed-feet defined, the periodic flapping kinematics model during cormorant taking off is established. The D-H matrix of the leg joint angle and the webbed-feet center coordinates, as well as the Jacobian matrix of the joint angular velocity and the webbed-feet center speed are analyzed. Through the existing video analysis, the reliability of the model is verified, and the basic calculation is made for the movement of the cormorant's webbed-feet and the horizontal and vertical direction.

Keywords: cormorant's take-off from surface of water; webbed-feet; dynamics modeling; kinematics model; kinematics calculation

Received: 2018-01-12; **Accepted**: 2018-06-19; **Published online**: 2018-06-27 11:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180626.1611.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475028, 61703023); China Postdoctoral Science Foundation (2016M600892); Beijing Advanced Innovation Center for Intelligent Robots and Systems Open Fund (2016IRS07); Graduate Innovation Practice Fund of Beihang University (YCSJ-01-201707)

* **Corresponding author**. E-mail: dommy_leung@263.net

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0035

基于冷库环境下的涡扇发动机叶片冰脱落试验

陈功[1], 杨坤[2], 王利平[1], 孔维梁[1], 王福新[1,*]
(1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200240)

摘 要: 发动机结冰脱落现象因其随机性和复杂性很难通过计算仿真获得可靠的结果,而冰风洞试验又因其高昂的使用成本限制了该方法的普及。为此建立了一个兼顾可行性及经济性,同时具有一定可靠性的试验方法,即借助冷库环境并利用斜流风机、喷雾耙、温度调节系统等模拟飞行过程中可能面临的结冰环境;以某型号民用飞机涡扇发动机缩比带动力模型为对象,研究不同工况下叶片结冰及冰脱落的特性和规律。在正式试验之前,通过热线风速仪、喷雾激光粒度仪、标准冰刀和金属格栅分别对来流速度、流场中液态水含量、水滴的平均粒径进行了标定。为克服云雾循环/聚集的问题,开发了云雾吸附系统,便于在封闭的冷库环境中维持流场的稳定性。试验结果表明:当转速为 2 400 r/min 不变时,随着环境温度的降低,冰脱落所需的时间及剩余冰的特征长度均先减小后增大,其拐点出现在 -3.5 ~ -5℃的区间内;当环境温度为 -7℃不变时,叶片绕转轴的转速越大,冰脱落所需的时间及剩余冰的特征长度均单调减小。

关 键 词: 冷库环境; 冰附着力; 风洞试验; 冰脱落特性; 涡扇发动机
中图分类号: V216.5+1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2106-09

涡扇发动机叶片冰脱落(以下简称“冰脱落”)现象是指:当飞机穿过湿度较高且具有一定过冷度的云层时,大气中的过冷液态水滴撞击并附着在发动机涡扇叶片上,结成固态冰;当冰累积一定程度后,在特定情况下可能发生断裂并从叶片表面脱落。

冰脱落一般发生在飞机起飞、低空巡航、降落阶段。发生冰脱落时,叶片的旋转动平衡可能被打破,造成涡扇振动而损坏;部分脱落的冰块可能被吸入发动机内核,导致内构件磨损及燃烧不稳定等现象。2014 年,亚洲航空公司航班号为 QZ8501、型号为 A320 的客机失事,造成包括机组成员在内的 162 人遇难。印尼气象、气候和地球物理局(BMKG)认为,发动机结冰是导致该事故的可能原因之一[1]。

近年来,飞机发动机结冰问题已成为各国民航部门关注的重点之一,而民用飞机主机厂商及发动机供应商在研发、制造、使用涡扇发动机时均对其叶片结冰及冰脱落问题进行了大量研究,并将冰脱落问题的研究纳入了研发、生产及取证等各个环节。结合当前的技术手段,用于研究该类问题较为成熟的方法主要有试验飞行、CFD 仿真、冰风洞试验等。

试验飞行验证是研究飞机发动机结冰问题最直接的手段。民用飞机适航条款对结冰试飞科目也有明确的要求[2]。但试验飞行验证主要用于型号飞机取证阶段,实施的代价大,风险高,条件匹配难,无法用于常规研究,且自然结冰条件随机性大,常无法保证试验按预定计划进行。

CFD 仿真计算是当前广泛用于研究与飞机

收稿日期: 2018-01-12; **录用日期**: 2018-04-08; **网络出版时间**: 2018-05-03 21:39
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1715.003.html
基金项目: 上海市科委基础研究领域项目 (14DJ1400302)
* **通信作者**. E-mail: fuxinwang@sjtu.edu.cn

引用格式: 陈功, 杨坤, 王利平, 等. 基于冷库环境下的涡扇发动机叶片冰脱落试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2106-2114. CHEN G, YANG K, WANG L P, et al. Test of ice shedding on turbofan engine blade in refrigeratory environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2106-2114 (in Chinese).

结冰相关各种问题的重要方法。周宏奎等[3]利用 fensap-ice 模块进行了仿真计算,获得了发动机叶片在不同温度下的结冰规律;Ryosuke 和 Makoto[4]使用结冰及冰脱落模型提高了仿真计算的效率。上述 2 项研究证明了通过仿真手段研究冰脱落问题的可行性,但其结果尚未通过大量的试验进行验证,其有效性和准确性有待考察。Chen 等[5]采用数值计算的方式建立了风扇叶片冰脱落预测模型,考虑了冰本身的力学性能、所受离心力及振动等因素耦合后对冰脱落特性的影响,是当前极少数采用“流固耦合”对冰脱落问题进行动态分析的尝试之一。严晓雪等[6]通过四自由度方程模拟了冰脱落后的飞行轨迹,是对冰脱落问题研究的后续延伸。然而冰脱落问题涉及到水滴破碎、碰撞、附着、断裂等复杂物理动态过程,以当前仿真的软、硬件水平很难保证计算精度。

冰风洞试验是当前研究发动机叶片冰脱落问题的另一种重要手段。意大利的 CIRA-IWT 及美国的 Lewice 风洞都有能力进行发动机结冰及冰脱落的试验验证。Britton[7]对美国 Lewice 风洞中关于冰脱落的研究进行了较为详细的总结,系统归纳了针对该类问题的研究方法和主要结论,建立了该类问题的研究框架。Mason 等[8]在 1 ∶ 1 台架试验中观测了发动机叶片上冰的生长情况,将原本在飞行过程中较难获得的发动机叶片结冰情况在地面得以重现,提供最直观的信息。Kraj 和 Bibeau[9]通过冰风洞试验获取了叶片前缘冰形,并检测了冰的附着力。但用上述方法进行冰风洞试验的成本较高,一期试验费用在百万人民币左右,且试验周期长,一般用于型号试制阶段前的最终验证,而不适用于研发阶段或学术课题研究。

地面自然环境结冰试验成本低,便于对较大比例的试验件进行研究。中国某型号民用飞机发动机全尺寸和 2 ∶ 1 缩比模拟器在哈尔滨开展过地面结冰试验,是目前为止中国为数不多的采用地面自然结冰条件开展的研究,弥补了中国该项技术的空白。但地面试验环境很大程度上依赖于当地气候条件,试验环境通常较为恶劣且无法保持长时间的稳定,不利于获得可靠的结果。

相对于在自然环境下的地面结冰试验,在商业存储用的冷库中进行试验具有与冰风洞一样的温度可控性(但无法模拟高空气压环境)。本文基于某型号民用飞机涡扇发动机研发过程中对其叶片结冰及冰脱落特性预测的需求。通过使用涡扇发动机缩比模型作为研究对象,首次在冷库中构建了结冰云雾环境,使用相关设备创造结冰所需的条件,并对试验参数进行标定。借助所搭建的试验体系对涡扇发动机叶片上结冰及冰脱落的过程进行模拟,获得了可靠的结果,为后续制定该发动机的防冰、除冰方案提供重要依据。

1　研究对象与内容

研究叶片上结冰及冰脱落的主要目的是获得冰脱落发生的过程及形态,以及在不同环境温度 T 及风扇转速 ω 等工况下,冰脱落的周期和程度。上述结果可进一步用于预测冰脱落后对发动机正常运行的影响,并能有效地提出相应的预防及解决方法。

为了达成上述研究目的,试验中将通过动态影像更直观地呈现冰脱落的完整过程。另外,在试验过程中还将引入冰脱落所需时间 Δt、剩余冰特征长度 l_e 等 2 个指标,分别用于描述冰脱落发生的周期及脱落的程度。

1.1　冰脱落动态过程观察

冰脱落的完整过程涵盖了积冰产生、生长、脱落等各阶段,并包括积冰产生位置、生长进程、脱落方式等多重信息。该过程将通过高速摄像机予以记录并呈现。

1.2　剩余冰特征长度

通过观察可知,叶片前缘所堆积的冰一般呈细长条状,且长细比 η 较大。故定义冰条沿叶片展长方向的长度为 l_i;冰条宽度 w 在数值上约等于叶片前缘厚度;冰条厚度 δ 在试验中随时间累积而增大,沿叶片弦长方向反向延长。从图 1 中可以看出,冰条的长度 l_i 在数值上远大于 w 及 δ,且 w、δ 沿 l_i 方向保持均匀。而冰脱落的主要原因——离心力沿 l_i 方向向外单调递增,使 l_i 方向上的脱落成为主要形式。

在此情况下,将叶片前缘冰脱落程度由无量纲参数剩余冰特征长度 l_e 进行衡量。l_e 定义为发生冰脱落后,叶片前缘未脱落的冰长度 l_i 与

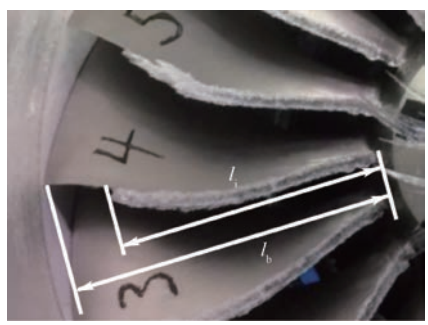


图 1　剩余冰特征长度

Fig. 1　Residual ice characteristic length

叶片前缘总长 l_b 的比值。

$$l_c = l_i / l_b \tag{1}$$

如图 1 所示，l_c 越小，叶片前缘剩余冰占冰未发生脱落时总量的比例越小，即说明冰脱落程度越大。

1.3 冰脱落所需时间

冰脱落周期由冰脱落所需时间 Δt 进行衡量。Δt 定义为从叶片处于结冰环境开始直至叶片前缘积冰发生断裂并脱落所经过的时间。

$$\Delta t = t_s - t_0 \tag{2}$$

式中：t_0 和 t_s 分别为叶片处于结冰环境的初始时刻和冰脱落开始发生的时刻。Δt 越小，冰脱落发生所需的时间越短，即发生冰脱落较容易。

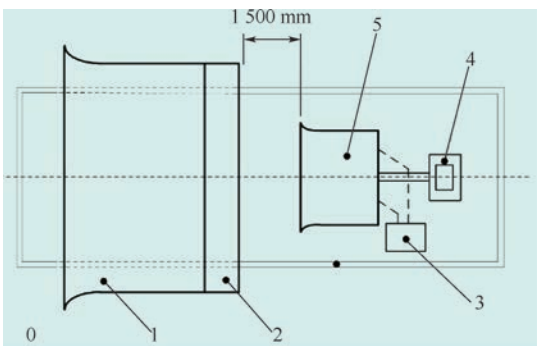
2 试验设备

2.1 试验场地及总体布置

本次试验场地选址于上海市嘉定区某商业用冷库内。该冷库室温可在 0 ~ −20℃的范围内进行调控，调控精度可达 0.5℃。该温度范围基本覆盖了本文对结冰环境温度的需求，可实现对环境温度 T 的模拟。

冷库的有效面积为 30 m × 60 m，高约 5 m。其空间远大于国内外各冰风洞试验段，较大的空间不仅有利于减小阻塞度，保证流场质量，还能提高室温的稳定性，减小试验时可能出现的温度场畸变现象，足以容纳试验所需的全部大型设备、仪器，并方便研究人员进出观察。

试验设备在冷库内的布置如图 2 所示。试验所需设备按不同功能划分为驱风系统、喷雾系统、发动机简易模拟系统、冰块收集系统及云雾吸附系统等 5 个部分。



0—冷库区域(整个蓝色区域)；1—驱风系统；2—喷雾系统；3—冰粒收集器；4—驱动电机；5—模拟发动机。

图 2 试验装置示意图

Fig. 2 Schematic of test facility

2.2 驱风系统

驱风系统的作用是通过电机驱动风扇引导空气定向流动，建立稳定流场，起到模拟飞机飞行时来流速度 V_∞ 的作用。

如图 3 所示，驱风系统由动力段、稳定段、扩散段组成。动力段核心部件为斜流风机 11.0-4，其最大功率为 45 kW，动力段入口处安装层有防护网以防止吸入异物打坏风机；稳定段内安装一层蜂窝器和一层阻尼网以降低流场湍流度；扩散段内安装一层防分离网以防止气流发生分离。

通过风机的输出功率可获得不同的来流速度并保持稳定，该套驱风系统可提供的来流速度范围约为 0 ~ 10 m/s。

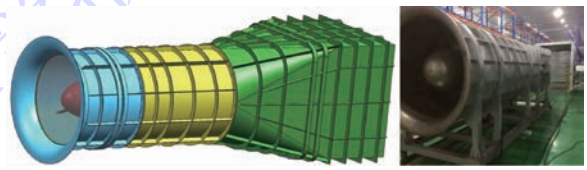


图 3 驱风系统实物图

Fig. 3 Wind driving system

2.3 喷雾系统

喷雾系统的作用是按试验要求将水和气通过喷雾杆、喷雾耙实现水和气的混合后均匀喷出，保证平均粒径和液态水含量 LWC 达到试验规定的指标。喷雾系统由喷雾装置、供气/供水装置及控制装置组成。

喷雾系统与驱风系统的出风口连接，其喷雾区域范围为 1.2 m × 1.2 m。喷雾耙在该区域内按矩阵形式布置，其具体布置位置如图 4 所示。该系统可以提供平均粒径 MVD 的范围为 15 ~ 40 μm的水滴，液态水含量的范围可以达到 0.3 ~ 3 g/m^3，并确保 0.6 m × 0.6 m 的范围内液滴均匀分布。

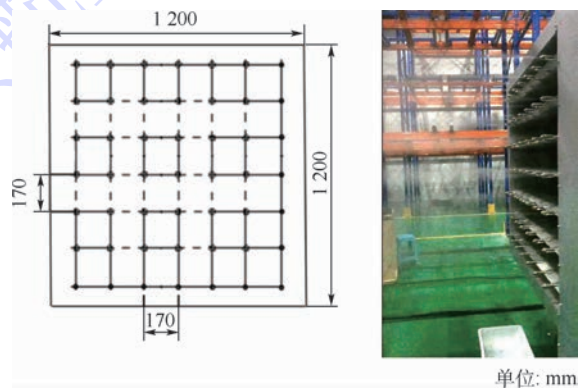


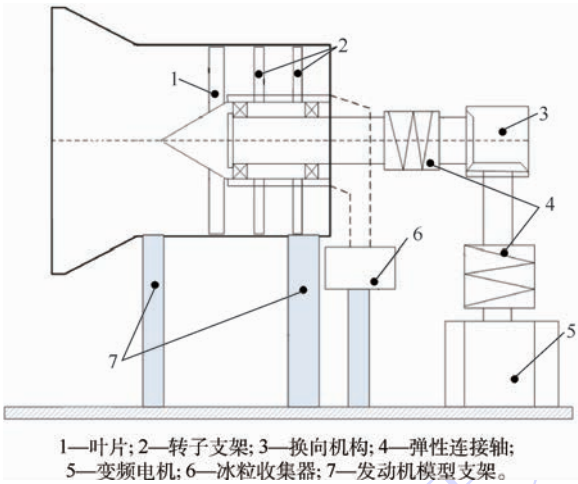
图 4 喷雾耙分布位置

Fig. 4 Distribution position of water spray

2.4 发动机简易模拟系统

发动机模拟器的作用是模拟真实涡扇发动机的外形、构造及工况。

发动机简易模拟器由金属材料制成,主要分为短舱壳体、涵道、风扇叶片及转轴等部分,其外形与结构参考某商用涡扇发动机,按 1 ∶ 4 的比例进行缩比设计。风扇由 18 片相同的叶片组成。该系统的结构如图 5 所示。



1—叶片;2—转子支架;3—换向机构;4—弹性连接轴;
5—变频电机;6—冰粒收集器;7—发动机模型支架。

图 5　发动机简易模拟系统

Fig. 5　Simple analog system of engine

该模拟系统净输入功率为 25.6 kW,净输入扭矩为 58 N · m。所需电机功率为 32 kW,扭矩为 73 N · m。电机驱动风扇的转速最高可达 4 450 r/min,满足试验对转速 ω 的模拟要求。

模型的缩比效应可能会使试验结果在数值上发生偏离,但试验结果随变量(T,ω)变化的规律和趋势(如单调性、是否存在拐点等)是本文主要关注的对象,其一般不会因缩比效应发生质变。另外,现存研究结果也可作为旁证验证本文结果的可靠性。

2.5　冰块收集系统与云雾吸附系统

冰块收集系统安装于简易发动机模型的喷口处,其作用为收集试验中从叶片上脱落的冰块碎粒,防止其在试验场地中四处飞散,以免对冰库中的试验等设备造成破坏。

云雾吸附系统安装于简易发动机模型的下游附近。该系统采用电加热方式,将发动机模拟器喷出的水雾进行加热变为液态水沿云雾吸附系统出口处的纱网流至地面,避免冷库中水雾的累积及扩散而出现“重吸入”现象,确保上游流场中的液态水含量不受影响。

3　参数校准试验

本文所构建的试验体系首次应用于试验中,为了保证各设备的正常运转,并创造符合要求的试验条件,在进行正式试验前需对各系统进行检查及校准。

3.1　试验参数条件

参考其他类似结冰问题的研究[10]可以发现,环境温度、来流速度、大气液态水含量及水滴平均粒径均对冰脱落产生影响[8]。李嘉祥等[11]在工程问题中针对不同来流速度下冰脱落的变化规律进行了研究;高扬[12]通过试验飞行获得了最容易导致冰脱落的大气液态水含量及水滴平均粒径。而本次试验将重点关注环境温度和转速对冰脱落时间及冰脱落程度的影响。

表 1 中列举了试验中各条件参数及其取值。如表 1 所示,根据试验采用控制变量法,将环境温度 T 及叶片转速 ω 作为自变量,并确定其取值范围。同时,将来流速度 V_∞、液态水含量 LWC、水滴平均粒径 MVD 等其他参数视为常数,参考叶片结冰类试验的常规范围[12-14]设定其常数值后,通过可靠的方法对该设定值进行标定。

表 1　试验条件参数

Table 1　Test condition parameters

参　数	设 定 值
来流速度 V_∞/(m · s^{-1})	9
液态水含量 LWC/(g · m^{-3})	1
水滴平均粒径 MVD/μm	30
环境温度 T/℃	−2, −3.5, −5, −7, −9
叶片转速 ω/(r · min^{-1})	2 400, 2 700, 3 000

3.2　来流速度标定

试验中,来流速度 V_∞ 设定为 9 m/s,来流速度 V_∞ 采用热线风速仪进行速度标定。热线风速仪及其使用方法如图 6 所示。

进行标定时,架设热线风速仪在驱风系统喷口下游 2 m 处,其空速管部分对准喷口中心,再逐渐增大驱风系统输出功率并监控热线风速仪的指示值,当热线风速仪的读数稳定在 9 m/s 附近时,记录驱风系统此时的功率作为试验时的额定功率。经标定,来流速度 $V_\infty \approx 9.1$ m/s,满足试验要求。

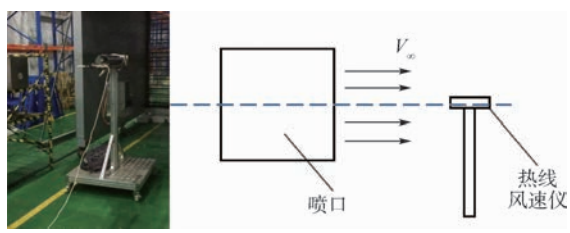


图 6　热线风速仪

Fig. 6　Hot-wire anemometer

3.3　液态水含量标定

流场中的液态水含量 LWC 设定为 1 g/m^3。

北航学报 赠阅

该参数采用标准冰刀结冰试验进行标定。标准冰刀的使用方法及标定结果如图 7 所示。

将标准冰刀固定在测量截面,保证冰刀截面与来流速度方向垂直;启动驱风系统并进行喷雾,选定喷雾水流量及气压,持续喷雾 15 min 后将冰刀移出试验段,测量冰刀前缘结冰厚度。此时,流场中的液态水含量 LWC 可根据式(3)进行换算:

$$\mathrm{LWC}=\frac{\rho_{\mathrm{ice}}\tau_{\mathrm{ice}}}{\beta_0 V_\infty t} \tag{3}$$

式中:ρ_{ice} 为冰密度,$\rho_{\mathrm{ice}}=900\ \mathrm{kg/m^3}$;来流速度 $V_\infty=9\ \mathrm{m/s}$;t 为持续时间,$t=15\ \mathrm{min}$;τ_{ice} 为冰刀上积冰厚度,经测量 $\tau_{\mathrm{ice}}=7.907\ \mathrm{mm}$;$\beta_0$ 为水滴收集率,通过 CFD 仿真手段,根据逐次二分逼近法[15],结合冰刀的几何外形计算流场轨迹在冰刀上下表面撞击的极限位置,经多次迭代最终计算得 $\beta_0=0.92$。

根据式(3)可计算出流场中液态水含量 LWC 约为 0.955 g/m^3,符合试验要求。

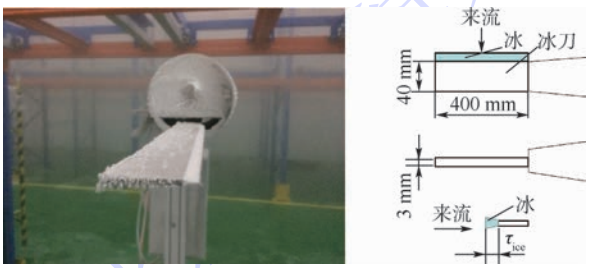


图 7 标准冰刀标定液态水含量

Fig. 7 Standard ice blade for LWC calibration

3.4 水滴平均粒径标定

水滴平均粒径 MVD 采用 Winner319 工业喷雾激光粒度仪器进行测定。

测定时,在喷口下游 2 m 处架设喷雾激光粒度仪,将检测粒子调至 30 μm。启动驱风装置及喷雾装置,持续 5 min,期间观察测量过程中粒径是否可以保持到 5 μm 以内的波动范围。

经测量,流场水雾中的液态水滴平均粒径 MVD≈26.5 μm,满足试验需求。

3.5 喷雾均匀度检测

喷雾均匀度 Λ 拟采用金属格栅进行测量标定,喷雾均匀度的标定装置如图 8 所示。

用于测量喷雾均匀度的金属格栅由纵横各 17 根长桁架交叉组成,共计 289 个交叉点。设中心点坐标为(0,0)。定义喷雾均匀度为各交叉点上的相对结冰厚度,即各交叉点的结冰厚度与中心交叉点(0,0)上结冰厚度的比值。

标定时,将金属格栅固定在喷雾系统出口下游2 m 处,保证金属格栅与来流速度方向垂直。

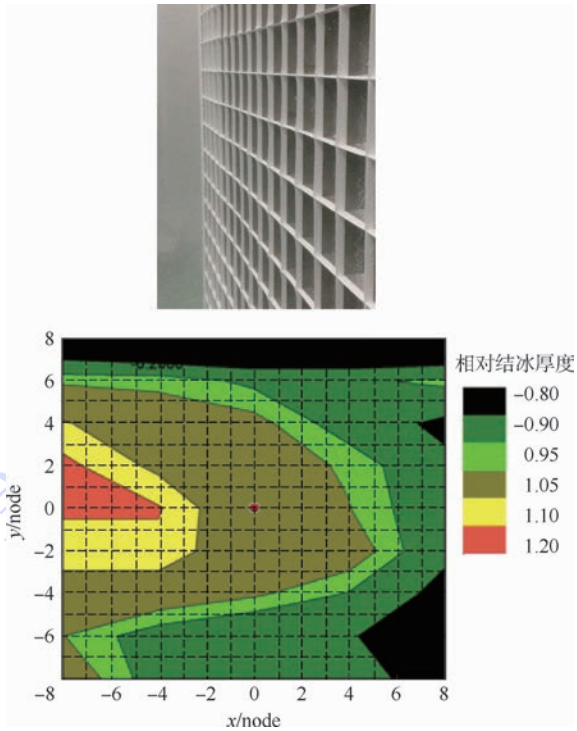


图 8 喷雾均匀度检测装置与结果

Fig. 8 Spray evenness measurement facility and result

持续喷雾 15 min 后停止,然后将金属格栅移出试验段。之后对整个金属格栅区域采用空间扫描仪进行外形扫描获取金属格栅上结冰的形状;将扫描结果传输至计算机并生成对应的几何文件;通过 CATIA 建模软件进行测量获得各交叉点处的结冰厚度,最后进行均匀度的计算。

经测量,在该区域 95% 的面积内的喷雾均匀度的偏差不超过 20%,满足试验要求。

4 试验内容与步骤

4.1 试验内容

研究在不同环境温度 T 及叶片转速 ω 的情况下,冰脱落所需时间及冰脱落后剩余冰特征长度的变化情况。温度变量 T 取值为 -2、-3.5、-5、-7、-9℃,叶片转速变量 ω 取 2 400、2 700、3 000 r/min。经有效排列组合,试验有效车次共计 7 次,如表 2 所示。

表 2 试验车次

Table 2 Test matrix

序 号	ω/(r·min^{-1})	T/℃
1	2 400	-7
2	2 700	-7
3	3 000	-7
4	2 400	-2
5	2 400	-3.5
6	2 400	-5
7	2 400	-9

北航学报 赠阅

4.2　试验步骤

试验按照表 2 中的顺序依次进行，其步骤如下：

步骤 1　启动发动机简易模拟系统，控制电机使叶片转速 ω 达到当前试验工况所需的指定值，并保持稳定。

步骤 2　同时开启驱风、喷雾装置并记录当前时刻记作 t_0。

步骤 3　试验经过足够长的时间（≥20 min），关闭驱风及喷雾系统，同时关闭发动机模拟器，待叶片静止后量取并计算最终余留在叶片上的特征长度 l_c，进行初步比较，如有不超过 2 个叶片上的剩余冰特征长度明显不同于其他叶片，则将其视为“奇点”（x_{odd}）结果进行剔除，并计算其他叶片上剩余冰特征长度的平均值 l'_c。

$$l'_c = \frac{1}{18 - x_{odd}} \sum l_c \qquad x_{odd} \leqslant 2 \tag{4}$$

步骤 4　观察高速摄像机所拍摄的视频，记录每个叶片上冰脱落发生所需的时刻 t_s，计算时间 $\Delta t = t_s - t_0$ 并进行初步比较，如有不超过 2 个叶片上的脱落时间明显不同于其他叶片，则也视为“奇点”结果进行剔除，并计算其平均值 $\Delta t'$。

$$\Delta t' = \frac{1}{18 - x_{odd}} \sum \Delta t \qquad x_{odd} \leqslant 2 \tag{5}$$

步骤 5　在步骤 4 和步骤 5 中出现的“奇点”较多，应暂停试验，并检查试验设备安装是否出现松动；叶片转动是否平稳；喷雾和流场是否均匀，必要时应对各系统进行局部或整体校准。

步骤 6　重复步骤 1 ~ 步骤 5，按表 2 中次序进行后续试验，直至所有试验状态进行完毕。

在试验进行的同时，采用高速摄像机对叶片上结冰及冰脱落的完整过程进行拍摄，为了保证高速摄像机测量图像的清晰，利用大功率照明灯对待测区域进行照明。

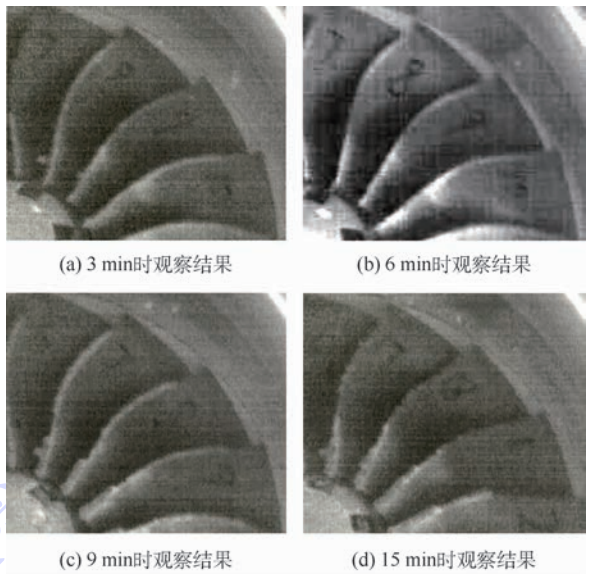
5　试验结果分析

5.1　冰脱落过程分解

试验中，通过高速摄像机对叶片上开始结冰直至冰脱落的整个过程进行了记录。

以表 2 中车次 3 的试验工况为例（T = −7℃，ω = 3 000 r/min），叶片前缘结冰—冰脱落的完整过程如图 9 所示，观察总时长为 15 min。

图 9(a) 为结冰潜伏阶段，叶片前缘尚无明显的固体积冰出现，但在叶片根部的前缘可观测到已有白色霜层出现。图 9(b) 为初始结冰阶段。当风扇在试验环境下运转一段时间后，叶片根部的前缘陆续有积冰产生，并逐渐向梢部发展。图 9(c) 为冰持续生长阶段。随时间推移，积冰从叶片根部前缘逐渐向梢部发展，直至覆盖整个叶片前缘。图 9(d) 为冰脱落阶段。叶片上积冰开始出现脱落现象。在同一个工况下，不同叶片上发生脱落现象在时间上较为集中，前后间隔不超过 2 s。冰脱落基本发生于叶片梢部，而叶片根部前缘的积冰依旧附着，基本均未发生脱落现象，且各叶片上剩余冰的特征长度差异较小。



(a) 3 min时观察结果　(b) 6 min时观察结果

(c) 9 min时观察结果　(d) 15 min时观察结果

图 9　叶片结冰—冰脱落过程

Fig. 9　Process of icing and ice shedding on blade

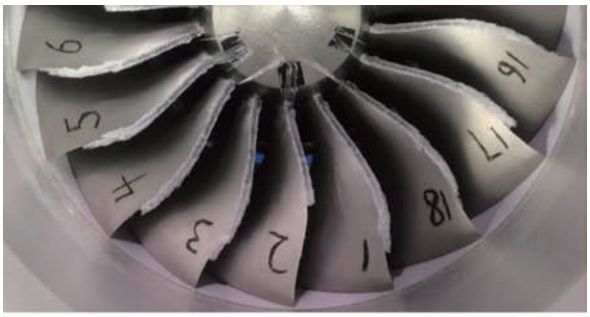
5.2　环境温度对冰脱落特性的影响

当转速 ω = 2 400 r/min 不变时，不同环境温度 T 下叶片冰脱落情况如图 10 所示，冰脱落所需时间 Δt 及剩余冰特征长度 l'_c 如表 3 所示。

分析图 10 中各结果可知，当环境温度为 −2、−3.5、−5℃时，叶片前缘积冰为透明状，基本为明冰[7]；而当环境温度为 −7、−9℃时，积冰呈白色，应为混合冰，由明冰与霜冰共同组成。

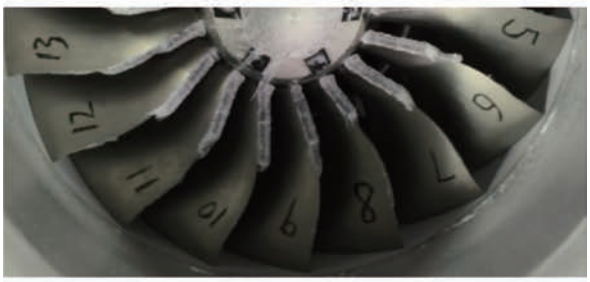
分析表 3 中的数据并结合图 10 可知，当环境温度在 −2 ~ −5℃范围内降低时，脱落所需时间与剩余冰特征长度均有减小趋势；当环境温度在 −5 ~ −9℃范围内继续降低时，脱落所需时间与剩余冰特征长度均有增大趋势。当环境温度低至 −9℃时，叶片上脱落的冰的特征长度已不足 10%。通过分析以上结果可知，在转速不变的情况下，随着环境温度的持续降低，冰的成分由单一的明冰向混合冰转变，冰脱落程度先增大后减小，冰脱落所需时间先缩短再延长。该趋势变化的拐点可能出现在 −3.5 ~ −5℃的温度范围内。在此温度条件下，冰较容易脱落，且发生脱落的程度较大。

北航学报 赠阅

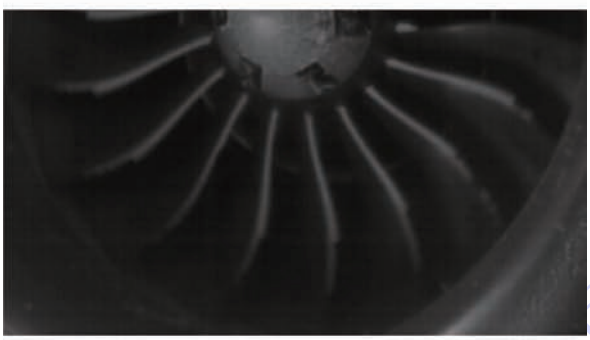


(a) 环境温度为-2℃时冰脱落结果

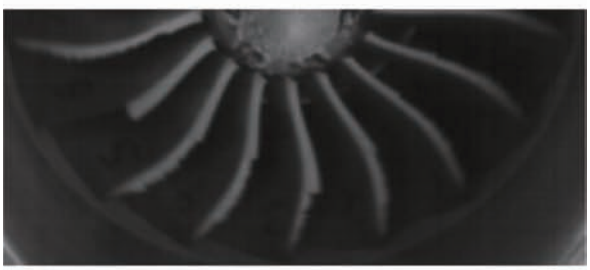
(b) 环境温度为-3.5℃时冰脱落结果



(c) 环境温度为-5℃时冰脱落结果



(d) 环境温度为-7℃时冰脱落结果



(e) 环境温度为-9℃时冰脱落结果

图 10 环境温度对冰脱落的影响

Fig. 10 Effect of environmental temperature on ice shedding

表 3 不同环境温度下剩余冰特征长度(ω=2 400 r/min)

Table 3 Characteristic length of residual ice in different enviromental temperature (ω=2 400 r/min)

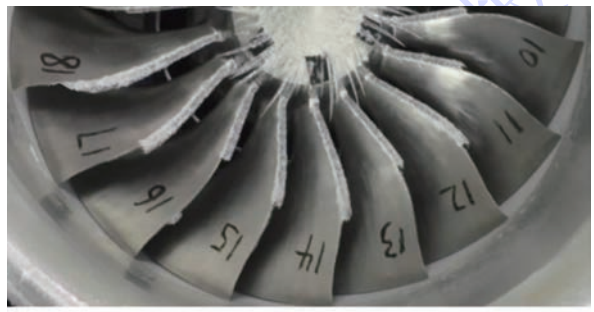
T/℃	Δt/s	l'_c
-2	427.4	0.735
-3.5	325.0	0.389
-5	259.1	0.433
-7	274.0	0.624
-9	360.5	0.904

5.3 转速对冰脱落特性的影响

当试验环境温度 T 保持在 -7℃不变时,不同叶片转速 ω 情况下叶片冰脱落情况如图 11 所示,冰脱落所需时间 Δt 及剩余冰特征长度 l'_c 如表 4 所示。

分析图 11 可知,叶片前缘积冰均为呈白色状,为混合冰,其成分不随转速变化而改变。

分析表 4 中的数据并结合图 11 可知,当转速为 2 400 r/min 时,各叶片上冰条在约 266 s 时开始从末端发生脱落,但尚有超过一半的冰残留于叶片前缘,脱落程度较小;当转速提高至 2 700 r/min



(a) 转速为2 400 r/min时冰脱落结果

(b) 转速为2 700 r/min时冰脱落结果

(c) 转速为3 000 r/min时冰脱落结果

图 11 叶片转速对冰脱落的影响

Fig. 11 Effect of blade rotational speed on ice shedding

北航学报 赠阅

表 4　不同叶片转速下剩余冰特征长度(T = -7℃)

Table 4　Characteristic length of residual ice in different blade rotational speed (T = -7℃)

ω/(r·min^{-1})	Δt/s	l'_c
2 400	266.31	0.624
2 700	198.57	0.389
3 000	134.39	0.368

时,冰条所受离心力增大,导致脱落时间提前,脱落程度显著增大,几乎每个叶片上脱落部分超过50%;当转速继续提高至3 000 r/min 时,离心力进一步增大,冰条的脱落时间进一步提前,脱落程度进一步加剧。通过以上结果可知,在环境温度保持不变的情况下,冰脱落时间 Δt 及剩余冰特征长度 l'_c 随转速 ω 增大而单调递减。

6　结　论

本文通过分析叶片冰脱落风洞试验的结果可获得以下结论:

1)叶片前缘冰脱落的整个过程,包括结冰潜伏阶段、初始结冰阶段、冰持续生长阶段及冰脱落阶段。

2)叶片根部结冰较早,且不容易脱落;叶片末梢结冰需较长时间,但容易脱落。不同工况下,冰脱落所需的时间及脱落的程度均不同。

3)冰脱落所需时间及冰脱落程度与转速有关。在试验设定的转速下(2 400、2 700、3 000 r/min),转速越快,脱落发生的越早,脱落的程度越大。该结论与文献[16-17]对发动机结冰脱落的预测结果在趋势上具有一致性。

4)冰脱落所需时间及冰脱落程度与环境温度有关。当环境温度不同时,冰的成分将发生变化,在试验设定的环境温度范围[-2,-9]℃内,当环境温度持续降低时,冰脱落所需的时间先缩短再延长,冰脱落程度先增大后减小,变化趋势的拐点出现在-3.5~-5℃附近,在该环境温度下,冰脱落最容易发生,且脱落程度最大。该结论与文献[18]关于环境温度对结冰附着力和冰脱落影响规律的分析部分吻合。同时,该结论与中国某型号民用飞机在哈尔滨气动进行的全机与1∶2缩比模型试验的结果一致。

本文使用了冷库来模拟结冰环境的试验技术,在中国相关研究中尚属首次。通过该试验技术,以较小的成本及代价获得具有一定可靠性、可信性的试验结果,为研究涡扇发动机叶片结冰—冰脱落问题提供了新的手段,具有重要意义。

参考文献(References)

[1] AFT. 亚航客机失事原因或为结冰导致[N]. 环球时报,2015-01-04.
AFT. Ice may have vaused AirAsia crash[N]. Global Times,2015-01-04(in Chinese).

[2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 第25部运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011:217.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulation No. 25 Airworthiness standards of transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2011:217(in Chinese).

[3] 周宏奎,余放,杨坤. 航空发动机风扇地面慢车关键结冰温度分析[J]. 科学技术与工程,2017,17(21):324-328.
ZHOU H K,YU F,YANG K. Critical icing temperature analysis of aircraft engine fan in ground idle[J]. Science Technology and Engineering,2017,17(21):324-328(in Chinese).

[4] RYOSUKE H,MAKOTO Y. Numerical simulation on ice shedding phenomena in turbomachinery[J]. Journal of Energy and Power Engineering,2015,9(1):45-53.

[5] CHEN Y,DONG W,WANG Z L. Numerical simulation of ice shedding from a fan blade[C]// ASME Turbo Expo 2015:Turbine Technical Conference and Exposition. New York:ASME,2015:V001T01A005.

[6] 严晓雪,朱春玲,王正之. 风力机冰脱落轨迹仿真研究[J]. 计算机仿真,2015,32(10):123-127.
YAN X X,ZHU C L,WANG Z Z. Numerical simulation of ice shedding from wind turbine[J]. Computer Simulation,2015,32(10):123-127(in Chinese).

[7] BRITTON R K. An overview of shed ice impact studies in the NASA Lewice icing research tunnel[C]// AIAA 31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA,1993:1-13.

[8] MASON J G,CHOW P,DAN M F. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet enginesusing a rig test[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2011,133(4):169-178.

[9] KRAJ A G,BIBEAU E L. Measurement method and results of ice adhesion force on the curved surface of a wind turbine blade[J]. Renewable Energy,2010,35(4):741-746.

[10] KERMANI M,FARZANEH M. Study of influencing factors on ice shedding from power transmission lines[C]// The 13th International Workshop on Atmospheric Icing of Structures,Andermatt,2009.

[11] 李嘉祥,李宏男,付兴. 输电线路覆冰脱落参数影响研究[J]. 电力建设,2016,37(4):76-83.
LI J X,LI H N,FU X. Ice-shedding factors of transmission line[J]. Electric Power Consturction,2016,37(4):76-83(in Chinese).

[12] 高扬. 国产新支线飞机发动机自然结冰试飞[J]. 科学技术与工程,2017,17(33):188-192.
GAO Y. The nature icing flight test of domestic advanced region jet aircraft engine[J]. Science Technology and Engineering,

2017,17(33):188-192(in Chinese).
[13] STEFANIA T, ANTONI C, AMIRFAZLI A, et al. Investigation of ice shedding properties of superhydrophobic coatings on helicopter blades[J]. Cold Regions Science and Technology, 2014, 100:50-58.
[14] 朱春玲,朱程香. 飞机的结冰及防护[M]. 北京:科学出版社,2016:21-23.
ZHU C L, ZHU C X. Aircraft icing and its protection[M]. Beijing: Science Press, 2016:21-23(in Chinese).
[15] 周峰,张淼,黄玮. 二元翼型结冰数值模拟研究[J]. 民用飞机设计与研究,2009(4):4-7.
ZHOU F, ZHANG M, HUANG W. Icing accretion simulation research for 2D airfoil[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4):4-7(in Chinese).
[16] HAYASHI R, YAMAMOTO M. Numerical simulation on ice shedding phenomenon in turbomachinery[J]. Journal of Energy and Power Engineering, 2015(9):45-53.
[17] HAYASHI R, YAMAMOTO M. Modelling of ice shedding phenomenon for engine fan icing[J]. Transactions of the JSME, 2014, 80(815):CM0209.
[18] FORTIN G, PERRON J. Ice adhesion models to predict shear stress at shedding[J]. Journal of Adhesion Science & Technology, 2012, 26(4-5):523-553.

作者简介:

陈功 男,博士研究生,工程师。主要研究方向:与空气动力学、航空发动机相关的仿真计算及风洞试验技术等。

王福新 男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器设计、飞机结冰、防除冰、非定常流体力学、直升机空气动力学等。

Test of ice shedding on turbofan engine blade in refrigeratory environment

CHEN Gong[1], YANG Kun[2], WANG Liping[1], KONG Weiliang[1], WANG Fuxin[1,*]

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200240, China)

Abstract: Due to the complexity and randomness of the turbofan blade icing shedding characteristics, it is difficult to use computational simulation to obtain reliable results. On the other hand, icing wind tunnel test can hardly be always applied due to its high cost. In this paper, a feasible, economical and reliable test method is proposed by using mixed-flow fan, water spray and temperature control system in the environment of refrigerator to simulate freezing weather condition during real flight. A scaled powered model of a certain civil aircraft turbo-fan-engine is used as research object to study the blade icing and ice shedding characteristics and rules in different working conditions. Before formal test, parameters such as flow velocity, liquid water content, and mean volumetric diameter are calibrated by anemometer, particle sizer, standard ice blade and metallic grille. A fog absorber is created to solve the problem of fog recycling and accumulation, which makes it possible to keep the stability of flow field in an enclosed refrigeratory environment. The test results show that when the rotational speed is fixed at 2 400 r/min, consuming time for shedding and residual ice characteristic length decrease initially and increase afterwards with the decrease of environment temperature. The inflection point appears when the temperature is in the range of −3.5℃ – −5℃; when the temperature is fixed at −7℃, the consuming time for ice shedding and the characteristic length of residual ice decrease monotonously with the increase of the rotational speed of blade.

Keywords: refrigeratory enviroment; adhesion of ice; wind tunnel test; ice shedding characteristics; turbofan engine

Received: 2018-01-12; **Accepted**: 2018-04-08; **Published online**: 2018-05-03 21:39
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1715.003.html
Foundation item: Shanghai Science and Technology Committe Foundamental Research Project (14DJ1400302)
* **Corresponding author**. E-mail: fuxinwang@sjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0786

一种在复杂环境中支持容错的高性能规约框架

李超[1], 赵长海[2], 晏海华[1,*], 刘超[1], 文佳敏[2], 王增波[2]

(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083;
2. 中国石油集团东方地球物理勘探有限责任公司 物探技术研究中心, 北京 100088)

摘 要: 规约是并行应用最常用的集合通信操作之一,现存规约算法存在2方面主要问题。第一,不适应复杂环境,当计算环境出现干扰时,规约效率显著降低。第二,不支持容错,当节点发生故障时,规约被迫中断。针对上述问题,提出一种基于任务并行的高性能分布式规约框架。首先,该框架将规约拆分为一系列独立的计算任务,使用任务调度器以保证就绪任务被优先调度到具有较高性能的节点上执行,从而有效避免了慢节点对整体性能的影响。其次,该框架基于规约数据的可靠性存储和故障侦听机制,以任务为粒度,可在应用不退出的前提下实现故障恢复。在复杂环境中的实验结果表明,分布式规约框架具有高可靠性,与现有规约算法相比,规约性能最高提升了2.2倍,并发规约性能最高提升了4倍。

关 键 词: 规约; 集合通信; 复杂环境; 干扰; 容错; 并行计算
中图分类号: TP301.6
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2115-10

在高性能计算和并行计算领域中,规约是最常用的集合通信原语之一。规约的目标是将各进程上的数据按某种操作,如求和或求积,计算为最终结果,并将该结果存放在指定的进程上。存放结果的进程称为根进程。目前,最广泛使用的规约实现为 MPI_Reduce[1]。Rabenseifner 等[2]统计发现,在基于 MPI 实现的并行应用中,耗费在 MPI_Reduce 和 MPI_Allreduce 上的时间占所有 MPI 函数执行时间的 40% 以上,而 MPI_Allreduce 又可分解为 MPI_Reduce 加 MPI_Bcast。因此,规约的性能及可靠性对并行应用具有重要的意义。

在规约的性能优化研究中,早期研究主要集中于在理想计算环境中达到最优性能的规约算法。理想计算环境是指集群中每个计算节点配置均为一致,任意两节点间的网络延迟均相同,且并行应用在规约过程中独占集群资源。文献[3]提出了基于最小生成树(MST)的规约算法,MPICH 早期版本[4]的规约实现也采用该算法。文献[5]提出了3种规约算法:向量对分和距离加倍(vector halving and distance doubling)、二元块(binary blocks)以及环形(ring)算法。目前主流 MPI 版本,包括 Open MPI、MPICH、MVAPICH 等,所采用的规约算法是二项树算法和 Rabenseifner 算法[5]。MST 和二项树算法的时间复杂度如式(1)中的 T_1 所示,Rabenseifner 算法的时间复杂度如式(1)中的 T_2 所示。

$$\begin{cases} T_1 = \lceil \mathrm{lb}\ p \rceil (a + n\beta + \gamma) \\ T_2 = 2a\mathrm{lb}\ p + 2\dfrac{p-1}{p}n\beta + \dfrac{p-1}{p}n\gamma \end{cases} \tag{1}$$

式中:a 为两节点间的网络通信延迟;β 为传输一个字节所耗费的时间;n 为消息长度;γ 为对一个字节进行规约计算时所耗费的时间;p 为进程

收稿日期: 2017-12-21; **录用日期**: 2018-03-16; **网络出版时间**: 2018-05-03 20:13
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180503.0938.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61672073); 中国石油天然气集团公司科学研究与技术开发项目(2016E-1001)
* **通信作者**. E-mail: yhh@buaa.edu.cn

引用格式: 李超, 赵长海, 晏海华, 等. 一种在复杂环境中支持容错的高性能规约框架[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2115-2124. LI C, ZHAO C H, YAN H H, et al. A fault tolerant high-performance reduction framework in complex environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2115-2124 (in Chinese).

北航学报 赠阅

总数。

实际环境中,各节点间的网络延迟受网络拓扑结构影响,不同节点间的网络延迟可能不同。针对该问题,出现了一系列基于网络拓扑感知的规约性能优化研究。文献[6]给出了一种网络拓扑发现方法,该方法根据各节点间网络延迟大小,构建了一个多级网络拓扑结构,再根据该拓扑构建性能更优的二项树结构。基于相同研究思路的还有文献[7-11]。文献[12]提出了一种在广域网上优化规约性能的方法,其核心思路是尽量将计算和通信局限在局域网内部,以最大程度地降低需要通过广域网传输的数据量。

以上研究均建立在静态计算资源模型之上,即假定在规约执行过程中,各计算节点的 CPU 性能、内存性能以及任意两节点间网络延迟皆固定不变。然而,在真实环境中,该假设在多数情况下难以成立,具体表现在以下几方面:

1)在基于商用集群搭建的高性能计算环境中,为提高集群的资源利用率,多个并行应用通常会被调度至同一集群上。由于受其他应用干扰,导致规约在执行过程中所依赖的计算资源的性能是动态变化的。

2)对于非阻塞规约,由于应用的主体计算部分可以和规约同时执行,主体计算引起的计算资源动态变化也会影响规约的执行,且此种干扰无法避免。

3)同时执行多个规约时,即并发规约,各规约之间会产生相互干扰。

静态计算资源模型假设的特殊性,导致传统的规约性能优化方法不能较好地适用于真实环境。除了动态变化的计算资源性能外,在真实计算环境中还需要考虑节点故障问题。随着集群规模的不断增大,集群的平均无故障时间(Mean Time Between Failures, MTBF)不断下降,根据文献[13-14]的统计数据,当集群规模达到数百节点时,集群的 MTBF 将降到 6 ~ 7 h,这导致规约在运行过程中遇到节点故障的概率亦随之增加。节点故障会直接导致该节点上的进程无法参与计算。传统的基于检查点/重启[15-16]的容错方法越来越不适用于大规模集群环境,这是因为检查点/重启需要应用进行停止、重新启动、映像加载、状态回滚等一系列操作,这些操作均会带来较大开销,严重影响应用的性能。FT-MPI[17]和 MPI 3.0 标准提供了一种为应用返回集合通信接口执行状态的机制,但并未尝试如何在应用不退出的前提下,恢复遭遇节点故障的规约操作。而基于算法容错的相关研究[18-20],目前只能解决一些简单的集合通信接口的容错问题以及与矩阵计算相关的容错问题,也未能解决规约的容错问题。当规约过程中遇到节点故障时,如何在应用不退出的前提下,保证规约可以继续进行,是一个亟待研究的重要问题。目前该问题尚未得到良好解决。

本文复杂环境是指,节点的计算资源性能是不断动态变化的,且会出现节点故障。当前的规约算法和实现无法较好适应该类环境,无法实时地根据节点计算资源的性能对计算进行动态调整,也无法有效处理节点故障。本文以在动态复杂环境中提供高性能、高可靠的规约算法为目标,提出了一种基于任务并行的高性能分布式规约框架,实验结果显示,在复杂环境中,其具备更高的性能及更高的可靠性。

1 分布式规约框架

图 1 为分布式规约框架的架构示意图,框架采用 Master/Worker 结构组织所有进程,0 号进程为 Master。在分布式规约框架中,每个规约实例均被分解为一系列可并行执行的独立计算任务。Master 节点上的规约调度器负责调度规约计算任务,Worker 节点上的规约执行器则负责执行规约计算任务。在规约执行过程中,由数据可靠性模块负责保证原始规约数据的可靠性;容错模块负责故障节点的检测、通知以及故障恢复;性能计数器实时统计各节点的性能状态;调度器根据性能计数器和容错模块提供的信息,将计算任务实时调度到性能更高的无故障节点上。

图 2 为分布式规约框架的规约接口示意图,应用可通过继承 ReducerBody 自定义规约数

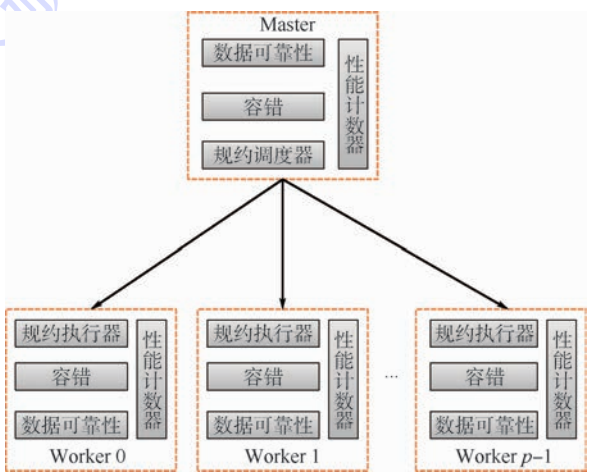


图 1 分布式规约框架的架构

Fig. 1 Architecture of distributed reduction framework

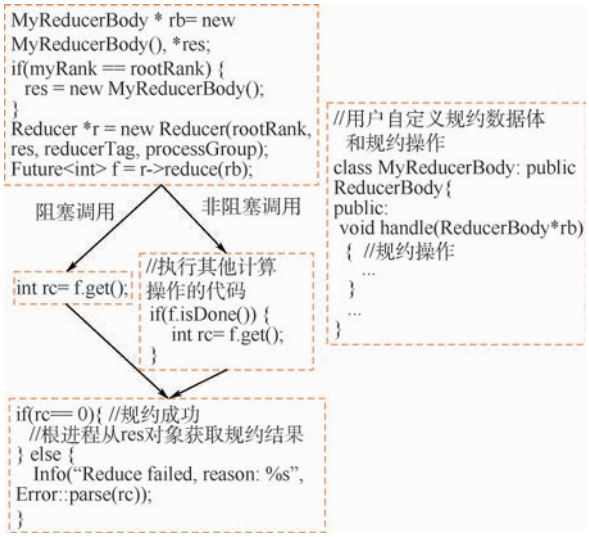


图 2　分布式规约接口

Fig. 2　Distributed reduction interface

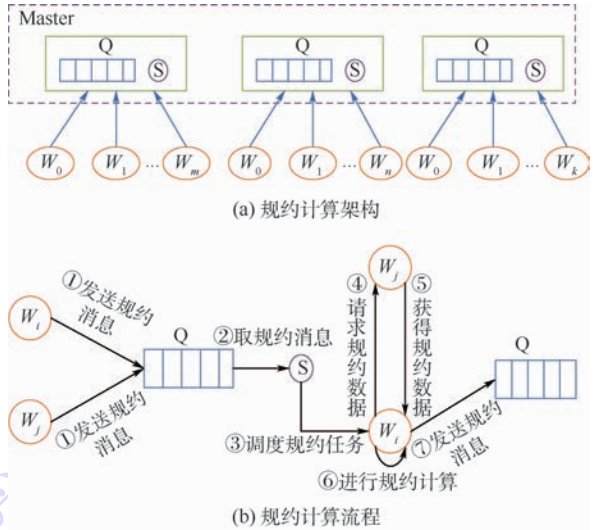


图 3　基于任务的规约计算模式

Fig. 3　Task-based reduction computation pattern

据及具体的规约操作;使用规约接口时,可指定根进程、存储规约结果的对象 res、规约标识符以及参与规约的进程组;规约接口支持阻塞调用和非阻塞调用 2 种方式。规约接口调用后,会返回一个 Future 对象 f。f 将规约的阻塞模式和非阻塞模式统一为一个接口。应用可调用 f 的 get 接口进入阻塞模式,也可以在规约调用后安排其它计算操作,等计算完毕后再调用 isDone 查询规约是否结束。最后,应用可根据返回值判断规约操作是否成功。

2　基于任务并行的计算模式

传统的基于二项树算法实现的 MPI 规约有 2 个缺点。第一,进程间通信依赖关系是根据算法静态确定的,无法适应动态的复杂环境。当某节点繁忙时,依赖于该节点的其他节点不得不等待,导致规约效率下降。第二,需要 Send/Recv 匹配[21],如果不能匹配,则无法继续计算。在分布式规约框架中,所有点对点通信均采用支持异步的单边通信接口,可避免 MPI 中的 Send/Recv 配对问题。每个规约实例均被分解为一系列可并行执行的独立计算任务,由任务调度器动态的将计算任务调度到各节点上进行计算,从而动态地建立起规约树。在整个过程中,根据各节点的实时性能,不断调整规约树的构建过程,从而有效适应复杂环境。分布式规约框架对容错的支持亦建立在基于任务并行的基础上。

在分布式规约框架中,记 W_i 为第 i 个 Worker 节点。图 3(a)为规约框架执行规约计算的架构示意图。对于每一个规约实例,Master 端均对应存在一个规约队列 Q 和规约调度器 S。图 3(b)为规约计算流程的示意图。为方便说明,作如下几个定义:

定义 1　原始数据,记为 O_i,指 W_i 上的原始规约数据。

定义 2　中间数据,记为 D_i,指在规约过程中,W_i 上的中间规约结果。

定义 3　规约数据,O_i 或 D_i,指 W_i 上的原始数据或中间结果。

定义 4　规约消息,指 W_i 上规约数据准备就绪时,向 S 发送的消息。消息包含当前进程号 W_i 以及规约路径 P_i。

定义 5　规约路径,记为 P_i,和规约数据一一对应,由进程号构成的集合。规约路径 P_i 和 D_i 的关系如式(2)所示,即通过对 P_i 中每个进程号对应的原始规约数据进行规约后可得到当前的中间数据 D_i。

$$D_i = \sum_{j=1}^{m} (O_{P_{ij}}) \quad P_{ij} \in P_i \tag{2}$$

式中:m 为集合 P_i 中进程的数量;P_{ij} 为 P_i 进程集合中的第 j 个元素;$\sum$ 通指具体的规约操作。

定义 6　规约任务,包含 W_i、P_i、W_j 和 P_j 4 类信息,目的是将 W_i 和 W_j 上的规约数据进行规约。

基于任务并行的分布式规约算法的具体步骤如下:

步骤 1　Worker 端,W_i 调用 reduce 接口,向 Master 发送规约消息,规约消息中的进程号为 W_i,$P_i = \{W_i\}$。

步骤 2　Master 端,所有的规约消息放置在队列 Q 中。

步骤 3　Master 端,S 从 Q 中连续取出 2 条规

北航学报 赠阅

约消息,如果取出的第 1 条规约消息中的规约路径长度等于 p,则广播通知所有规约进程规约结束,跳转步骤 6。否则,进入步骤 4。

步骤 4 Master 端,设 S 得到的 2 条规约消息对应的进程号分别为 W_i 和 W_j。根据这 2 条规约消息,生成规约任务。如果 W_i 和 W_j 中某个进程为根进程,则将任务调度给根进程;否则,根据性能计数器采集的每个进程最近一次完成规约任务的耗时,对比 W_i 和 W_j 的性能,将规约任务调度给耗时更低的进程,这里假设为 W_i。

步骤 5 Worker 端,W_i 获得规约任务后,向 W_j 请求规约数据。得到数据后,根据用户自定义的规约操作进行规约计算。最后,向 Master 发送规约消息,其中,进程号为 W_i,规约路径 $P_i = P_i \cup P_j$。发送完成后,跳转回步骤 2。

步骤 6 规约结束。

从以上步骤中可以看出,Master 根据 W_i 和 W_j 的规约消息,生成规约任务,并将规约任务调度给 W_i 和 W_j 中的某个进程执行,从而将规约拆分为多个独立的计算任务,且这些任务是可并行执行的。结合图 4 进行详细说明,在图 4 中,共有 4 个进程进行规约,进程号分别为 0,1,2,3。其中,规约的根进程为 1。开始规约后,这 4 个进程分别向 Master 的队列发送规约消息,队列中消息达到的顺序为 0,3,1,2。Master 首先从队首取出 0 和 3 对应的规约消息,根据 0 和 3 的规约消息生成规约任务 1,根据性能调度策略,将任务 1 调度给进程 3。然后继续从队列中取出 1 和 2 对应的规约消息,根据 1 和 2 的规约消息生成规约任务 2,由于根进程为进程 1,所以将任务 2 调度给进程 1。进程 1 和进程 3 上的任务执行完毕后,分别向队列发送规约消息,Master 根据 1 和 3 的规约消息生成规约任务 3,又由于根进程为进程 1,将任务 3 调度给进程 1,由进程 1 完成最后的规约,并将规约结果保存在进程 1 上。在这个过程中,任务 1 和任务 2 是独立的,而且是并行执行的。因此,整个过程将规约拆分为一系列独立且可并行执行的计算任务。每个计算任务的具体执行过程参照上述步骤 5。

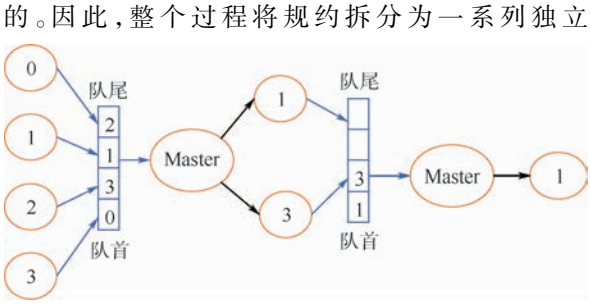


图 4 任务分解示例

Fig. 4 Example of task decomposition

分布式规约的时间复杂度 T 包含 2 部分,一部分为完成规约耗费的时间,另一部分为广播规约结束信息所耗费的时间。该广播信息包含 2 部分,一部分为规约标识符,另一部分为规约接口返回值,共 4 字节。分布式规约的时间复杂度如式(3)所示:

$$T = (a + n\beta + n\gamma + 2\theta + 2\lambda)\text{lb}\ p + (a + 4\beta)\text{lb}\ p \tag{3}$$

式中:θ 为发送一条规约消息或一个规约任务的时间;λ 为每条规约消息的平均排队和处理时间。和式(1)相比,分布式规约算法由于引入了额外的通信,所以在理想环境中,其性能低于二项树算法以及 Rabenseifner 算法。但分布式规约算法可以适应复杂环境,具体表现在如下 2 个方面:

1) 基于任务的计算机制,可以确保优先进入就绪状态的规约数据优先进行规约计算。和预先确定了进程间依赖关系的二项树算法不同的是,在分布式规约框架中,进程间的依赖关系是根据到达队列的先后顺序动态确定的,从而降低了慢节点对整体性能的影响。这是因为,其余节点不需要等待慢节点,可优先与已就绪节点进行计算。

2) 在调度任务时,总是将任务调度给性能更高的节点,可进一步提高规约计算对复杂环境的适应能力。

3 运行时容错

若在规约过程中遭遇节点故障,分布式规约框架将尝试在并行应用不退出的前提下修复故障。容错是基于故障侦听和数据可靠性存储实现的。故障侦听的实现原理是,Master 周期性地向所有进程发送 Ping 消息,若某进程 W_i 在超过一定时间阈值后仍未反馈信息,则认为 W_i 故障,并将进程 W_i 广播给所有其他进程[22]。

为恢复出故障进程丢失的中间数据,分布式规约框架对原始数据进行了可靠性存储。W_i 调用规约后,其原始数据将以双副本的形式存储在 2 个不同的计算节点的本地盘上。其中,一个节点为当前节点,即为 W_i;另一个节点记为 W_j,i 和 j 的关系如式(4)所示:

$$j = (i + 1)\%p \tag{4}$$

在出现故障节点后,数据可靠性模块会将故障节点上的数据副本在其他无故障节点上进行恢复。为降低容错带来的性能开销,原始数据的可

靠性存储和规约计算是异步同时进行的。

由于采用基于任务并行的计算模式,从容错处理的角度看,规约过程中各进程间的动态依赖关系可等价为 S、W_i 和 W_j 三者间的依赖关系。因此,容错处理可在 S、W_i 和 W_j 构成的模型上进行描述,如图 5 所示,W_i 为获得任务的进程,W_j 提供数据给 W_i 进行规约。

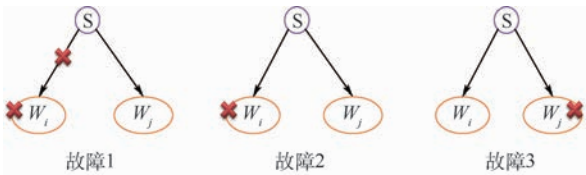


图 5　故障位置说明

Fig. 5　Demonstration of fault location

在规约过程中,影响规约结果的故障位置共有 3 处:第 1 处是 S 在发送任务给 W_i 时,发现 W_i 故障;第 2 处是 W_i 在执行任务的过程中,W_i 出现故障;第 3 处是 W_i 在执行任务的过程中,正在从 W_j 上获取数据时,W_j 出现故障。记 M_i 为在故障发生前 W_i 向 S 发送的最新规约消息,M_j 为在故障发生前 W_j 向 S 发送的最新规约消息。P_i 为 M_i 对应的规约路径,P_j 为 M_j 对应的规约路径。下面给出容错处理算法的详细步骤:

步骤 1　Master 端,Master 得到某节点故障通知后,判断故障类型。如果属于故障 1 或故障 2,令 $M = M_j$, $P = P_i$。如果属于故障 3,令 $M = M_i$, $P = P_j$。

步骤 2　Master 端,Master 将 M 重新放回到消息队列 Q 中。

步骤 3　Master 端,记 m 为集合 P 的元素数量。将 P 拆解为 m 条独立的规约消息,第 k 条规约消息的进程号为 P_k,规约路径为 $\{P_k\}$。其中,P_k 表示集合 P 中的第 k 个元素值。对于每条规约消息,需要设置容错标志。最后,将这 m 条规约消息放入到 Q 中等待被 S 调度。

步骤 4　Master 端,调度器 S 在调度任务时,从 Q 中取出 2 条规约消息,仍记这 2 条规约消息对应的源进程分别为 W_i 和 W_j。如果其中有一个为故障进程,则将任务调度给非故障进程。如果 W_i 和 W_j 都不是故障进程,但其中一个设置了容错标志(假设为 W_i),则将任务调度给 W_i。否则,按性能最优的调度策略调度。

步骤 5　Worker 端,对于设置了容错标识的进程号,向数据可靠性模块请求其对应的原始数据。数据可靠性模块总是优先从当前节点的本地盘上直接为规约提供原始数据。

这里对规约的可靠性进行分析,若 W_i 在将数据存储到远程节点之前发生故障,则故障无法恢复。规约的可靠性 δ 表达式为

$$\delta = 1 - \frac{a + n\beta}{(a + n\beta + n\gamma + 2\theta + 2\lambda)\,\mathrm{lb}\,p + (a + 4\beta)\,\mathrm{lb}\,p} \tag{5}$$

从式(5)可以看出,进程数量 p 越大,规约的可靠性越高。这是由于规约时间和 lb p 成正比,而 O_i 的远程副本存储时间是常量,和进程数量无关。

4　实验与分析

分布式规约的实验是在集群 C1 和集群 C2 上进行的,其中集群 C1 为测试集群,集群 C2 为生产集群。C1 和 C2 均包含 200 个节点,C1 和 C2 的每个节点配置为:128 GB 内存,1 块 1 TB SAS 本地盘,2 颗 CPU,每颗 CPU 有 8 个物理核;其中 C1 的 CPU 型号为 Intel Xeon E5-2667 3.2 GHz CPU,C2 的为 Intel Xeon E5-2670 2.6 GHz CPU。集群 C1 和 C2 均采用的是万兆以太网。对比的 MPI 版本为 MVAPICH,版本号为 3.1.4。MVAPICH 是高性能计算环境中最常用的 MPI 版本。所有的规约测试都是在 C1 或者 C2 的200 个节点上运行的,每个规约性能结果都是重复运行 9 次后取平均值得到的。

4.1　理想环境中性能对比

理想环境是指,规约在运行过程中独占集群计算资源,不受其他应用干扰,理想环境实验采用的集群为 C1,结果如图 6 所示(DR 表示分布式规约,DCR 表示分布式并发规约)。

图 6(a)给出了理想环境中分布式规约和 MPI 规约的性能对比结果,其中测试数据的规模从 128 KB(2^{17} B)以 2 倍递增到 128 MB(2^{27} B),进行规约的进程数量为 200。从图 6(a)可以看出,在理想环境中,MPI 规约的性能优于分布式规约的性能,但随着数据量的增加,分布式规约和 MPI 规约的耗时比呈缩小趋势。

图 6(b)给出了理想环境中分布式并发规约和 MPI 并发规约的性能对比图,测试数据规模为 8 MB,并发规约的数量从 4 递增到 28。从图 6(b)可以看出,在理想环境中,分布式并发规约的性能优于 MPI 并发规约的性能。

4.2　受控复杂环境中性能对比

受控复杂环境是指,在理想环境中人为引入干扰。首先在 C1 上运行大规模并行应用积分法叠前深度偏移(PreStack Depth Migration, PSDM),

北航学报 赠阅

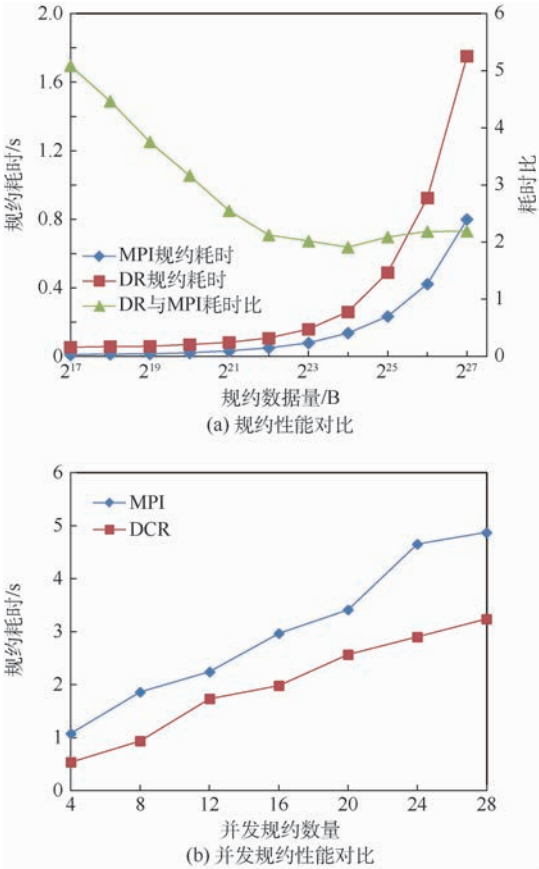


图 6 理想环境中规约性能及并发规约性能对比

Fig. 6 Comparison of reduction performance and concurrent reduction performance in ideal environment

PSDM 在运行过程中,会对集群的 CPU、网络、内存产生较大的负载压力[23]。在该应用运行过程中,进行规约性能实验,进行规约的进程数量为 200。

图 7 分别给出了使用节点数为 50、100、150 和 200 运行 PSDM 时,MPI 规约和分布式规约的性能对比结果。可以看出,在数据规模较小时,MPI 规约依然具有性能优势,这是由于数据规模较小时,规约耗时中网络启动时间占主要因素,干扰对规约数据的网络传输和计算造成的影响不是很显著。

当数据规模增加到 4 MB 以上时,分布式规约的性能明显优于 MPI 规约的性能。在这 4 种情况下,分布式规约的性能最高分别提升了 5.59、2.09、3 和 5.15 倍。

在受控复杂环境中,对比分布式并发规约和 MPI 并发规约的性能,规约数据量为 8 MB,并发规约数量从 4 递增到 28,进行规约的进程数量为 200。图 8 分别给出了使用节点数为 50、100、150 和 200 运行 PSDM 时,MPI 并发规约和分布式并发规约的性能对比结果。可以看出,在这 4 种情

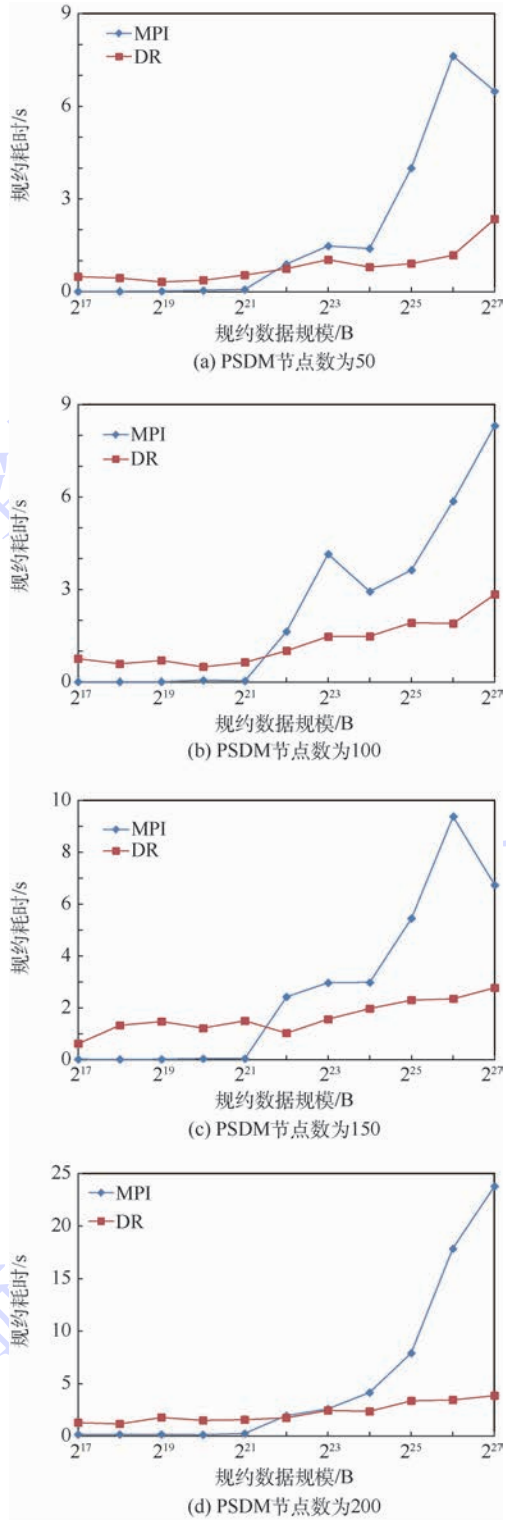


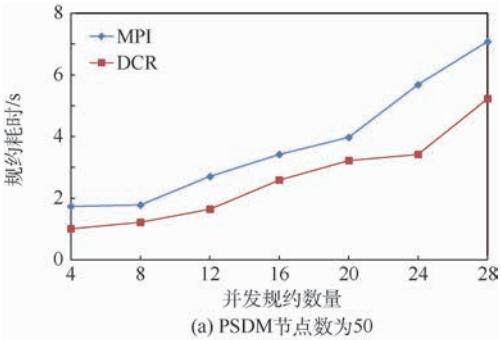
图 7 受控复杂环境中规约性能对比

Fig. 7 Comparison of reduction performance in controlled complex environment

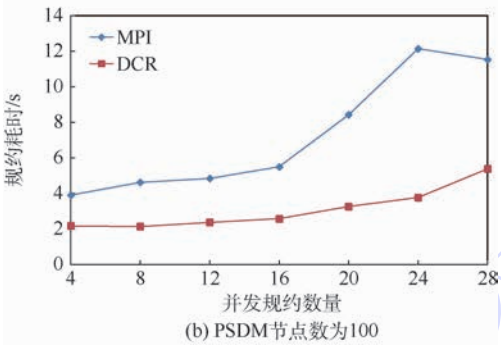
况下,分布式并发规约的性能均优于 MPI 并发规约的性能,分布式并发规约性能最高分别提升了 0.72、2.21、2.41 和 3.28 倍。

4.3 真实复杂环境中性能对比

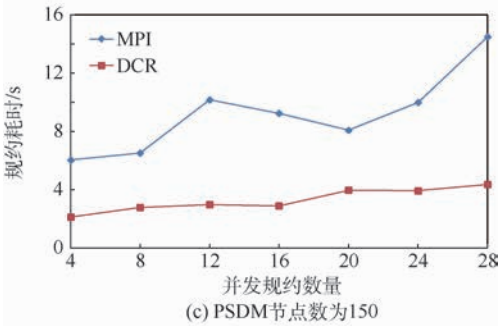
真实复杂环境是指,集群 C2 上的真实生产环境,C2 上长期运行着多个并行应用的生产作



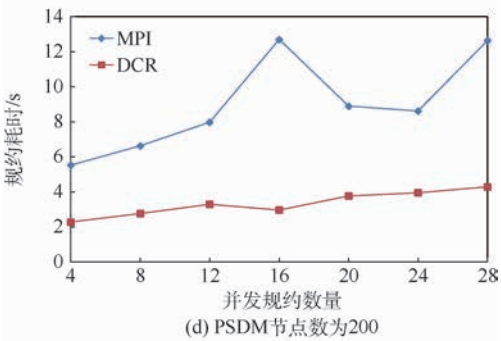
(a) PSDM节点数为50



(b) PSDM节点数为100



(c) PSDM节点数为150



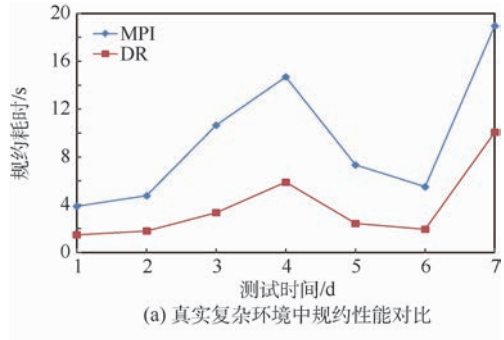
(d) PSDM节点数为200

图 8　受控复杂环境中并发规约性能对比

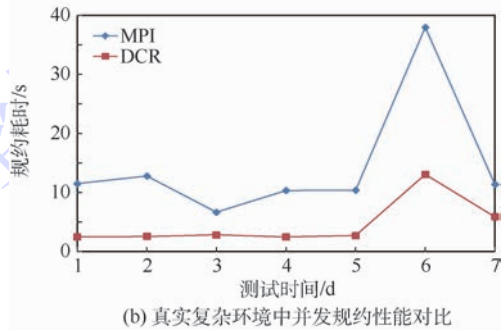
Fig. 8　Comparison of concurrent reduction performance in controlled complex environment

业,集群整体负载较高,较为繁忙。在真实复杂环境中,分别对比规约和并发规约的性能。实验中,测试数据的规模为 32 MB,进行规约的进程数量为 200。在该集群上分别对规约和并发规约进行了连续 7 d 的对比测试。

图 9(a)给出了真实复杂环境中,MPI 规约和分布式规约的性能对比结果。图 9(b)给出了该环境中,MPI 并发规约和分布式并发规约的性能对比结果。从图 9 可以看出,在连续 7 d 的时间



(a) 真实复杂环境中规约性能对比



(b) 真实复杂环境中并发规约性能对比

图 9　真实复杂环境中规约性能及并发规约性能对比

Fig. 9　Comparison of reduction performance and concurrent reduction performance in real complex environment

内,分布式规约的性能均优于 MPI 规约的性能,分布式并发规约的性能也都优于 MPI 并发规约的性能。规约性能最高提升了 2.2 倍,平均提升了 1.67 倍。并发规约性能最高提升了 4 倍,平均提升了 2.55 倍。

4.4　Master 端负载测试

在 C1 集群上进行 Master 端的负载测试,以分析大规模节点数量下,频繁的 Master 与 Worker 间通信对 Master 端的影响。实验中,节点数为 200,规约的数据规模从 128 KB(2^{17} B)以 2 倍递增到 128 MB(2^{27} B)。C1 集群中每个节点接收消息的最大峰值为 79 365 次/s,发送消息的最大峰值为 106 383 次/s,网络接收数据的最大带宽为 812.7 MB/s,网络发送数据的最大带宽为 812.7 MB/s。表 1 记录了在规约过程中,Master 端的接收消息数量,发送消息数量,接收数据量带宽,发送数据量带宽的平均值。表 1 中每行的4 个值分别是用 Master 端在规约过程中的接收消息总量、发送消息总量、接收数据总量、发送数据总量除以规约时间得到的。

从表 1 可以看出,规约过程中,Master 的接收消息数量、发送消息数量、接收带宽、发送带宽都远低于 Master 作为单个节点时各项指标对应的峰值数据。因此,规约过程中,Master 端受到的负载在可承受的范围内。这主要是因为在规约过程中,各个 Worker 节点和 Master 之间的通信内容主

北航学报 赠阅

要为规约信息和任务信息,而规约数据是在 Worker 节点之间进行通信的,不会经过 Master 节点,所以对 Master 造成的开销比较小。

表 1 规约过程中各项指标的平均值

Table 1 Average value of various indexes during reduction

数据规模/B	接收消息/(次·s^{-1})	发送消息/(次·s^{-1})	接收带宽/(B·s^{-1})	发送带宽/(B·s^{-1})
2^{17}	5 220	2 604	605 167	374 907
2^{18}	5 005	2 496	580 282	359 489
2^{19}	4 996	2 492	579 242	358 845
2^{20}	4 460	2 225	517 104	320 350
2^{21}	3 957	1 973	458 693	284 164
2^{22}	3 302	1 647	382 835	237 169
2^{23}	2 400	1 197	278 278	172 396
2^{24}	1 543	769	178 854	110 802
2^{25}	923	461	107 060	66 325
2^{26}	479	239	55 484	34 373
2^{27}	250	124	29 026	17 982

4.5 容错实验

在真实复杂环境中,对分布式规约的容错进行实验,测试数据规模为 32 MB,进行规约的进程数量为 200。每轮测试中,首先进行 9 次测试取得平均规约时间 t,然后进行 100 次规约。选择进程号为 1 的进程,每次规约时,在[0,t]内随机生成一个时间点,在该时间点上强制退出 1 号进程以模拟节点故障。每天进行一轮容错实验,连续进行 7 d。表 2 给出了 7 d 的容错实验结果,在 100 次的容错测试中,无法恢复的故障数量为 0 ~ 3 个,规约的容错可靠性为 98.43%。

表 2 分布式规约的容错实验结果

Table 2 Experimental fault tolerant results of distributed reduction

实验编号	运行次数	无法恢复故障数量
1	100	2
2	100	1
3	100	0
4	100	2
5	100	3
6	100	1
7	100	2

5 结 论

规约是并行计算领域最常用的集合通信原语之一。传统的规约实现在性能优化方面没有考虑真实环境中的干扰因素,也没有解决规约过程中出现的节点故障问题。本文针对真实复杂环境,提出了一种基于任务并行的可适用于复杂环境且支持容错的分布式高性能规约框架,结合实验得出以下结论:

1)基于任务并行的设计可有效解决干扰问题和容错问题。以任务为粒度进行调度,可优先执行已就绪的任务,慢任务可稍晚执行,但不会影响其他任务的执行。以任务为粒度进行容错,降低了容错实现的复杂性。

2)在受控复杂环境中,当数据量在 4 MB 以上时,分布式规约性能优于 MPI 规约的性能。在 4 种干扰情况下,分布式规约的性能最高分别提升了 5.59、2.09、3 和 5.15 倍;分布式并发规约的性能最高分别提升了 0.72、2.21、2.41 和 3.28 倍。

3)在真实复杂环境下连续 7 d 的测试中,分布式规约性能均优于 MPI 规约性能,分布式并发规约性能也均优于 MPI 并发规约性能。前者性能平均提升了 1.67 倍,后者性能平均提升了 2.55 倍。

4)在真实复杂环境中,根据连续 7 d 的容错测试结果可知,分布式规约的容错可靠性可达到 98% 以上。

参考文献(References)

[1] GROPP W, LUSK E, DOSS N, et al. A high-performance, portable implementation of the MPI message passing interface standard[J]. Parallel Computing, 1996, 22(6): 789-828.

[2] RABENSEIFNER R. Automatic MPI counter profiling of all users: First results on a CRAY T3E 900-512[C]// Proceedings of the Message Passing Interface Developer's and User's Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999: 77-85

[3] CHAN W E, HEIMLICH F M, PURAKAYASTHA A, et al. On optimizing collective communication[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Cluster Computing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 145-155.

[4] GROPP W, LUSK E. Users guide for mpich, a portable implementation of MPI[J]. Office of Scientific & Technical Information Technical Reports, 1996, 1996(17): 2096-2097.

[5] THAKUR R, RABENSEIFNER R, GROPP W. Optimization of collective communication operations in MPICH[J]. International Journal of High Performance Computing Applications, 2005, 19(1): 49-66.

[6] HUSBANDS P, HOE J C. MPI-StarT: Delivering network performance to numerical applications[C]// Proceedings of the ACM/IEEE Conference on Supercomputing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 1-15.

[7] VADHIYAR S S, FAGG E G, DONGARRA J. Automatically tuned collective communications[C]// Proceedings of the ACM/IEEE Conference on Supercomputing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2000: 3-13.

[8] GONG Y, HE B, ZHONG J. An overview of CMPI: Network performance aware MPI in the cloud[J]. ACM SIGPLAN Notices, 2012, 47(8): 297-298.

[9] GONG Y, HE B, ZHONG J. Network performance aware MPI

collective communication operations in the cloud[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 2015, 26(11):3079-3089.

[10] MAKPAISIT P, ICHIKAWA K, UTHAYOPAS P, et al. MPI_reduce algorithm for open flow-enabled network[C]// Proceedings of the IEEE International Symposium on Communications and Information Technologies. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015:261-264.

[11] HASANOV K, LASTOVETSKY A. Hierarchical optimization of MPI reduce algorithms[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2015, 9251:21-34.

[12] KIELMANN T, HOFMAN R F H, BAl H E, et al. MagPIe: MPI's collective communication operations for clustered wide area systems[J]. ACM SIGPLAN Notices, 1999, 34(8):131-140.

[13] HEIEN E, KONDO D, GAINARU A, et al. Modeling and tolerating heterogeneous failures in large parallel systems[C]// Proceedings of International Conference for High Performance Computing, Networking, Storage and Analysis. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001:1-11.

[14] SCHROEDER B, GIBSON G. Understanding failures in petascale computers[C]// Journal of Physics: Conference Series. Philadelphia, PA: IOP Publishing, 2007:12-22.

[15] ELNOZAHY E, ALVISI L, WANG Y, et al. A survey of rollback-recovery protocols in message-passing systems[J]. ACM Computing Surveys(CSUR), 2002, 34(3):375-408.

[16] BRONEVETSKY G, MARQUES D, PINGALI K, et al. C3: A system for automating application-level checkpointing of MPI Programs[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2003, 2958:357-373.

[17] FAGG E G, DONGARRA J. FT-MPI: Fault tolerant MPI, supporting dynamic applications in a dynamic world[M]. Berlin: Springer, 2000:346-353.

[18] HURSEY J, GRAHAM R L. Analyzing fault aware collective performance in a process fault tolerant MPI[J]. Parallel Computing, 2012, 38(1):15-25.

[19] WANG R, YAO E, CHEN M, et al. Building algorithmically nonstop fault tolerant MPI programs[C]// Proceedings of IEEE International Conference on High Performance Computing (HiPC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1-9.

[20] CHEN Z, DONGARRA J. Algorithm-based fault tolerance for fail-stop failures[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 2008, 19(12):1628-1641.

[21] GORLATCH S. Send-receive considered harmful: Myths and realities of message passing[J]. ACM Transactions on Programming Languages & Systems, 2004, 26(1):47-56.

[22] LI C, ZHAO C, YAN H, et al. Event-driven fault tolerance for building nonstop active message programs[C]// Proceedings of IEEE International Conference on High Performance Computing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:382-390.

[23] LI C, WANG Y, ZHAO C, et al. Parallel Kirchhoff pre-stack depth migration on large high performance clusters[M]. Berlin: Springer, 2015:251-266.

作者简介:

李超　男,博士研究生。主要研究方向:高性能计算。

晏海华　男,硕士,副教授。主要研究方向:软件工程和高性能计算。

北航学报 赠阅

A fault tolerant high-performance reduction framework in complex environment

LI Chao[1], ZHAO Changhai[2], YAN Haihua[1,*], LIU Chao[1], WEN Jiamin[2], WANG Zengbo[2]

(1. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Research Center of Geophysical Exploration, BGP INC., China National Petroleum Corporation, Beijing 100088, China)

Abstract: Reduction is one of the most commonly used collective communication operations for parallel applications. There are two problems for the existing reduction algorithms: First, they cannot adapt to complex environment. When interferences appear in computing environment, the efficiency of reduction degrades significantly. Second, they are not fault tolerant. The reduction operation is interrupted when a node failure occurs. To solve these problems, this paper proposes a task-based parallel high-performance distributed reduction framework. Firstly, each reduction operation is divided into a series of independent computing tasks. The task scheduler is adopted to guarantee that ready tasks will take precedence in execution and each task will be scheduled to the computing node with better performance. Thus, the side effect of slow nodes on the whole efficiency can be reduced. Secondly, based on the reliability storage for reduction data and fault detecting mechanism, fault tolerance can be implemented in tasks without stopping the application. The experimental results in complex environment show that the distributed reduction framework promises high availability and, compared with the existing reduction algorithm, the reduction performance and concurrent reduction performance of distributed reduction framework are improved by 2.2 times and 4 times, respectively.

Keywords: reduction; collective communication; complex environment; interference; fault tolerance; parallel computing

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-21; **Accepted**: 2018-03-16; **Published online**: 2018-05-03 20:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180503.0938.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61672073); Scientific Research and Technical Development Project of China National Petroleum Corporation (2016E-1001)

* **Corresponding author**. E-mail: yhh@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0787

全下文载

舰载机牵引系统路径规划方法

张竞[1], 吴宇[2], 屈香菊[1,*]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044)

摘 要: 舰载机在任务繁忙和障碍密集的飞行甲板上运动,为了降低舰载机的能耗和增加发动机使用寿命,一般由牵引车牵引舰载机运动,舰载机和牵引车构成牵引系统。为了提高牵引系统出行任务的安全高效性,提出了一种甲板环境下的牵引系统路径规划方法。建立了路径规划的数学模型,该模型包括牵引系统运动学模型和机动能力约束,任务目标函数和任务约束模型,以及障碍物规避模型。结合上述模型,基于几何学理论和 Dijkstra 算法设计了最优路径的搜索方法。以尼米兹级航母飞行甲板为例,进行了牵引系统的路径规划和跟踪控制仿真,结果表明了模型的合理性和方法的有效性。

关 键 词: 舰载机; 航空母舰; 飞行甲板; 路径规划; 障碍规避
中图分类号: V37
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2125-09

作为航空母舰的主要装备,舰载机是保持其海上战场优势的重要武器。舰载机出行与回收的安全性和高效性是衡量航母作战和综合支援能力的重要技术指标[1]。作为舰载机起降的飞行甲板,与机场相比是一个相对狭小的起降场地。例如,作为目前最大的航空母舰,尼米兹级航母的飞行甲板长 332.9 m,宽 76.8 m,相对一般机场小得多。在飞行甲板上,除了供舰载机起降的弹射装置和跑道之外,还有舰岛、起降机及停放的舰载机,可能有多架舰载机同时在飞行甲板上进行出行准备和着舰后的回收。因此,在飞行甲板上运动的舰载机,是处在一种任务紧迫和障碍密集的环境中。为了提高舰载机在该环境下运行的安全性和高效性,仅靠传统的飞行甲板引导人员目视引导舰载机调运,已难以满足当代航母的需求。因此,甲板作业自动化、智能化等一系列问题已经成为当前的研究热点[2-4]。

甲板环境下的舰载机路径规划是甲板作业自动化的关键技术之一。近几年,随着人工智能技术的发展和航母甲板运作对自动化和智能化的需求,针对舰载机在飞行甲板上,面对紧迫的任务和相对密集的任务环境,研究路径规划问题,已经有些文献开展了相关的研究。分析对该问题研究的文献,可以概括为 2 个主要方面:一方面是舰载机路径规划的建模问题[5-8];另一方面是针对模型的算法设计问题[5,8-11]。在算法设计方面,较多的采用了智能算法,如改进的蚁群算法[8]、混沌蜂群算法、混沌捕食-食饵算法[9-10]和聚类粒子群算法[11]。这些规划方法为该问题的研究奠定了理论基础。但是,舰载机在飞行甲板上有 2 种运动方式[12]:一种是舰载机自主运动,其主要适用于舰载机起飞之前从初始位置到弹射器的滑行过程;另一种是由牵引车牵引运动,除起飞之前的滑行外,舰载机在甲板上的保障、回收等调运一般由牵引车牵引运动。相对于舰载机自主运动,牵引运动方式的优势主要有 2 点:其一,降低在甲板滑行的能耗,以提高舰载机的续航能力;其二,可避免航空发动机频繁处于低速工况,以提高发动机

收稿日期: 2017-12-22; **录用日期**: 2018-03-23; **网络出版时间**: 2018-05-21 09:12
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180516.2020.004.html
* **通信作者**. E-mail: uq@buaa.edu.cn

引用格式: *张竞, 吴宇, 屈香菊. 舰载机牵引系统路径规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2125-2133.*
ZHANG J, WU Y, QU X J. Path planning method for traction system on carrier aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2125-2133 (in Chinese).

北航学报 赠阅

使用寿命。现有的文献主要针对舰载机自主运动,而由牵引车牵引的舰载机运动系统路径规划问题鲜有研究。

本文针对由牵引车牵引舰载机运动的路径规划问题,基于牵引系统的运动特征,考虑飞行甲板环境,建立路径规划的模型,并利用几何理论和 Dijkstra 算法求解该模型。

1 问题描述

航母飞行甲板环境如图 1 所示。飞行甲板上布置有舰岛、升降机、弹射器等装置,同时飞行甲板上停放着一些等待起飞、回收或补给维修的舰载机。

着舰跑道上有一个由舰载机和牵引车组成的牵引系统,其构型如图 2 所示。

该牵引车需要将该舰载机从初始位置牵引至目标位置,并在规避所有的障碍物的同时使出行路径尽可能短。图 1 给出了一条可能的出行路径。针对牵引系统在飞行甲板上的高效出行问题,本文建立了数学模型并设计了最优路径搜索方法。

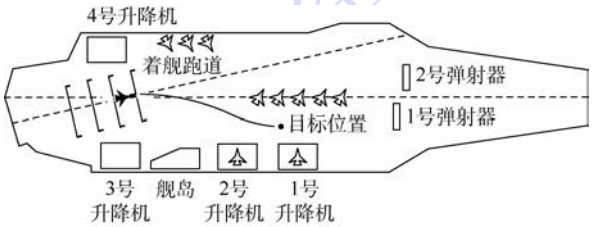


图 1 航母飞行甲板示意图

Fig. 1 Schematic diagram of aircraft carrier flight deck

图 2 牵引系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of a traction system

2 数学模型

首先需要建立牵引系统、出行任务和障碍物规避的模型。

2.1 牵引系统模型

牵引系统由牵引车和舰载机组成。其中,牵引车通过舰载机的前起落架牵引舰载机。牵引系统模型包括牵引系统运动学模型和机动能力约束。

牵引系统运动学模型的建立,用到了以下假设条件:

1)牵引系统为二刚体系统。

2)牵引车与舰载机前起落架固连,牵引车方向即为舰载机前起落架方向。

3)以舰载机几何中心为参考点进行路径规划。

4)牵引车的后轮用于驱动,前轮用于转向。

图 3 为牵引系统的几何模型,矩形代表牵引车,三角形代表舰载机,MN 为牵引车的对称轴线,NK 为舰载机的对称轴线。

根据假设条件 1)和 2),牵引系统有 4 个运动自由度。根据假设条件 3),点 G 为舰载机的几何中心,在甲板坐标系上的坐标为(x,y)。ϕ 为 NK 与 X 轴正方向的夹角,用于表示舰载机在甲板坐标系中的方向,逆时针为正。α 为 MN 与 NK 之间的夹角,即舰载机前起落架转向角,左偏为正。本文选择$[x,y,\phi,\alpha]$作为描述牵引系统运动的 4 个独立状态参数。

根据假设条件 4),选择牵引车的后轮驱动速度 v_1 和前轮转向角 θ 作为牵引系统的控制参数。其中,θ 左偏为正。

则牵引系统的运动特征可用式(1)进行描述:

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{X}}{\mathrm{d}t}=f(\boldsymbol{X},\boldsymbol{U}) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{X}=[x,y,\phi,\alpha]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{U}=[v_1,\theta]^{\mathrm{T}}$ 分别为牵引系统的状态量和控制量。

利用瞬心法建立牵引系统的运动学模型。如图 3 所示,I_1 和 I_2 分别表示牵引车和舰载机的速度瞬心,v_2 和 γ 分别为点 G 速度的大小和方向。则牵引系统的运动模型为

$$\begin{cases}\dot{x}=v_2\cos\gamma\\ \dot{y}=v_2\sin\gamma\\ \dot{\alpha}=v_1(\tan\theta/l_1-\sin\alpha/l_2)\\ \dot{\phi}=v_1\sin\alpha/l_2\end{cases} \tag{2}$$

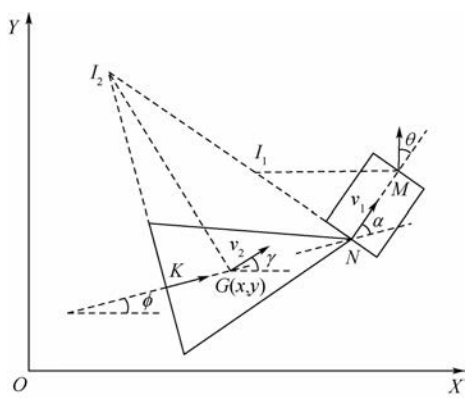


图 3 牵引系统的几何模型

Fig. 3 Geometric model of a traction system

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} v_2 = v_1\sqrt{\cos^2\alpha + \sin^2\alpha l_3^2/l_2^2} \\ \gamma = \phi + \arctan(\tan\alpha l_3/l_2) \end{cases} \tag{3}$$

式中：l_1、l_2 和 l_3 分别为 MN、NK 和 KG 的长度。

牵引系统的机动能力约束为牵引车转向角和舰载机前起落架转向角的约束范围。

$$\begin{cases} |\theta| \leqslant |\theta|_{\max} \\ |\alpha| \leqslant |\alpha|_{\max} \end{cases} \tag{4}$$

由式(4)可分别得到牵引车和舰载机几何中心处的最小转弯半径 R_t 和 R_a：

$$\begin{cases} R_t = l_1\sqrt{\cot^2|\theta|_{\max} + 1/4} \\ R_a = \sqrt{l_2^2\cot^2|\alpha|_{\max} + l_3^2} \end{cases} \tag{5}$$

式(4)和式(5)为牵引系统的机动能力约束。

2.2　出行任务模型

航母飞行甲板出行任务要求牵引系统从初始位置到目标位置的路径尽可能短。出行任务模型包括任务目标函数和任务约束。

目标函数表示为

$$J = \min\int_{\text{Start-point}}^{\text{Destination}} \mathrm{d}l \tag{6}$$

式中：l 为长度。牵引系统的初始状态均为已知，即

$$\boldsymbol{X}(t_0) = [x_0, y_0, \phi_0, \alpha_0]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中：t_0 为出行任务的初始时刻。

任务约束为牵引系统末端位置和方向约束。其中，牵引系统的位置为其参考点的位置，方向为该系统中舰载机的方向。即

$$\begin{cases} e_x = |x_{\mathrm{f}} - x_{\mathrm{ref}}| \leqslant e_{x,\max} \\ e_y = |y_{\mathrm{f}} - y_{\mathrm{ref}}| \leqslant e_{y,\max} \\ e_\phi = |\phi_{\mathrm{f}} - \phi_{\mathrm{ref}}| \leqslant e_{\phi,\max} \end{cases} \tag{8}$$

式中：$[x_{\mathrm{f}}, y_{\mathrm{f}}, \phi_{\mathrm{f}}]$ 表示牵引系统的末端状态；$[x_{\mathrm{ref}}, y_{\mathrm{ref}}, \phi_{\mathrm{ref}}]$ 表示牵引系统的末端参考状态。

2.3　障碍物规避模型

飞行甲板上除了需要完成出行任务的牵引系统外，还有停放的舰载机。考虑到出行任务的安全性，需要建立障碍物的规避模型。

利用特征图形来描述牵引系统和障碍物。单个舰载机可以简化为一个包含自身的最小圆[6]。由于牵引车相对于舰载机较小，当牵引舰载机移动时，牵引车始终位于舰载机的特征圆之内，则牵引系统也可以简化为一个特征圆。

当单架舰载机被视为障碍物时，为了避免牵引系统与单舰载机之间的碰撞，其关系应满足：

$$|\overrightarrow{O_1O_2}| > R_1 + R_2 \tag{9}$$

式中：O_1 和 O_2 分别为牵引系统和单舰载机对应特征圆的圆心；R_1 和 R_2 分别为圆 O_1 和圆 O_2 的半径。

如图 4 所示，以 O_2 为圆形，$R_1 + R_2$ 为半径，可得到该舰载机的威胁区域。当 O_1 位于该威胁区域之外时，牵引系统和舰载机之间可避免碰撞。

为了合理地使用甲板空间，停放在飞行甲板上的舰载机通常被并排摆放，可以简化为一个包含所有舰载机特征圆的凸包，如图 5 所示。其对应的威胁区域也可以用扩展的方法得到[6,13]。

由图 5 易知当执行出行任务的牵引系统的特征圆圆心位于该威胁区域之外时，则可以避免碰撞。

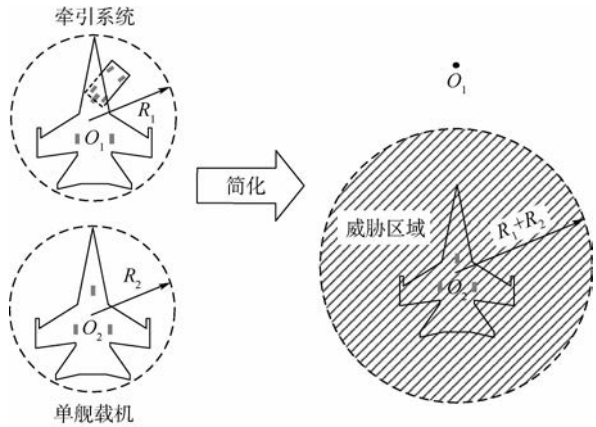


图 4　单舰载机的避障模型

Fig. 4　Obstacle avoidance model of single carrier aircraft

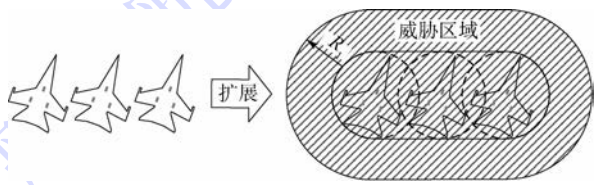


图 5　多舰载机的避障模型

Fig. 5　Obstacle avoidance model of multiple carrier aircraft

3　最优路径搜索方法

基于第 2 节数学模型，根据几何理论设计最优路径的搜索域，在搜索域中得到所有备选路径，采用 Dijkstra 算法分步描述最优路径的求解过程。

3.1　基于几何理论的路径搜索域

路径规划需要考虑牵引系统的运动学模型和机动能力约束、任务目标函数和任务约束，以及障碍物规避。其中，任务约束包括牵引系统的位置

北航学报 赠阅

约束和方向约束。

当只考虑任务目标函数和位置约束时,最优路径即为初始位置到目标位置的直线段。

如图 6 所示,点 A 和点 B^* 分别为初始位置和目标位置,且两点处的箭头表示牵引系统的初始方向和目标方向。

由牵引系统的运动学模型可知,当牵引系统转弯时,其速度方向与轴线方向不一致。因此为了满足方向约束,规划路径的最后一段应为直线段。如图 6 所示,本文选择沿 B^* 处箭头相反方向的一点 B 作为最优路径的一点,则 $\overline{BB^*}$ 为最优路径的最后一段。则问题转化为规划点 A 到点 B 的最优路径。

点 A 处箭头所在直线为圆 A_1 和圆 A_2 的内公切线,且这 2 个圆的半径均等于牵引系统的最小转弯半径。基于牵引系统的机动能力约束,当牵引系统从点 A 处出发时,其不可能进入圆 A_1 和圆 A_2。同理可得到圆 B_1 和圆 B_2。由几何理论可知,点 A 到点 B 的最短路径由一段公切线和 2 段圆弧组成,例如 A—C—D—B 即为一条备选路径。

图 6 中虚线为包含圆 A_1、圆 A_2、圆 B_1 和圆 B_2 的凸包,则所有的备选路径均在该凸包内。该凸包被称为最优路径的初始搜索域。

当有障碍物与搜索域边界重叠时,则需要对搜索域进行扩展。

如图 7 所示,圆 O 表示一个障碍物的威胁区域,且其与初始搜索域的边界重叠,这必将会导致一些备选路径失效。因此,选择包含这 5 个圆的凸包作为新的搜索域。同样的,如果还有其他威胁区域与新的搜索域边界重叠,则需要重新建立搜索域直到其边界不再与任何威胁区域重叠。

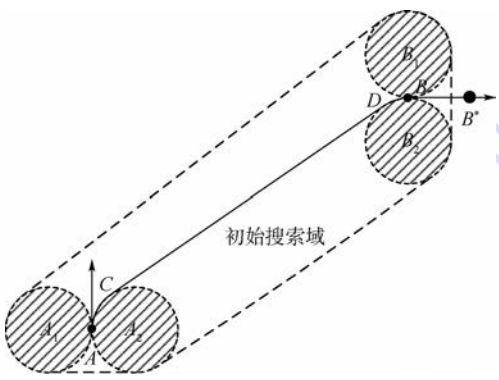


图 6 初始搜索域示意图

Fig. 6 Schematic diagram of initial search zone

3.2 备选路径

最终搜索域如图 8 所示。最终搜索域内有

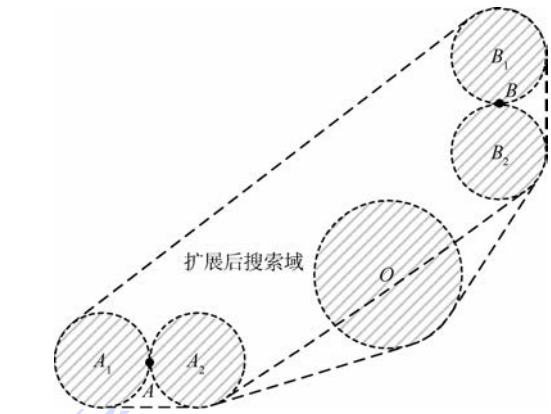


图 7 搜索域扩展示意图

Fig. 7 Schematic diagram of search zone expansion

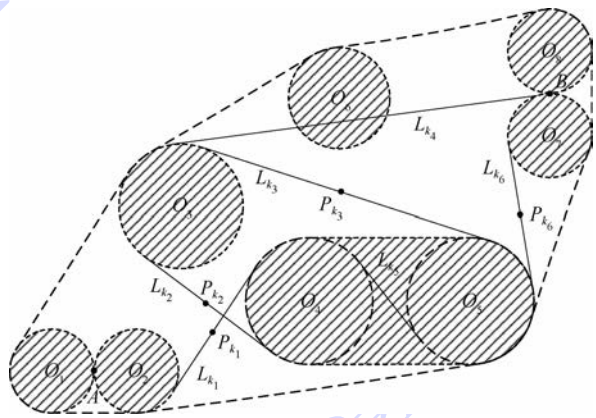


图 8 最终搜索域和备选路径

Fig. 8 Final search zone and alternative path

3 个威胁区域,其中最大的一个为多舰载机的威胁区域。为了方便描述,所有圆均被依次标号。

由 3.1 节可知,所有的备选路径均由公切线以及连接公切线的圆弧组成。因此,找到搜索域内所有的公切线,并用式(10)进行描述:

$$L_j = [O_{i_1}, D^j_{i_1}, Q^j_{i_1}, O_{i_2}, D^j_{i_2}, Q^j_{i_2}, l_j]$$
$$1 \leqslant i_1 \leqslant i_2 \leqslant N; D^j_{i_1}, D^j_{i_2} = \pm 1 \tag{10}$$

式中:L_j 为最终搜索域中圆 O_{i_1} 和圆 O_{i_2} 的一条公切线。$D^j_{i_1}$ 和 $D^j_{i_2}$ 表示该公切线与 2 个圆之间的方向关系,如果 $D^j_{i_1}=1$ 表示当牵引系统沿着 L_j 移动至圆 O_{i_1} 时,其将绕圆 O_{i_1} 逆时针转动;反之 $D^j_{i_1}=-1$ 表示将顺时针转动。$Q^j_{i_1}$ 和 $Q^j_{i_2}$ 为 L_j 的 2 个端点。l_j 为 L_j 的长度。例如,图 8 中的 L_{k_1} 可以表示为

$$L_{k_1} = [O_3, -1, Q^{k_2}_3, O_4, 1, Q^{k_2}_4, l_{k_2}] \tag{11}$$

若一些公切线与威胁区域相交,则认为这些公切线的长度为无限大。例如,$l_{k_4} = l_{k_5} = \text{Inf}$。

3.3 Dijkstra 算法描述

Dijkstra 算法是一种全局最优算法,可求解带

权图中任意 2 个路径点之间的最短路径[14-15]。Dijkstra 算法又称双标号法,对带权图中的路径点赋予 2 个标号$(l(P_i),k_i)$,其中 $l(P_i)$ 为从起点 P_1 到路径点 P_i 最短路径的长度,k_i 为该最短路径上 P_i 前一个路径点的下标,由此可从终点到起点进行反向追踪,找到最短路径上的所有路径点。

令带权图中任意 2 个路径点之间的初始代价为 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)\geqslant 0$。若路径点 P_i 和 P_j 不相邻,则有 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)=\mathrm{Inf}$;若相邻,则 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)$ 即为该 2 个路径点之间的路径长度。在求解最短路径之前,先给出如下定义:

1) 设 $l_i^{(m)*}$ 为起点 P_1 到路径点 P_i 最短路径的权,若路径点 P_i 获得了标号 $l_i^{(m)*}$,则称路径点 P_i 在第 m 步获得了永久标号 $l_i^{(m)*}$。

2) 设 $l_j^{(m)}$ 为起点 P_1 到路径点 P_j 最短路径权的上界,若路径点 P_j 获得了标号 $l_j^{(m)}$,则称路径点 P_j 在第 m 步获得了临时标号 $l_j^{(m)}$。

3) 设 $F_m=\{P_i\mid P_i\text{获得永久标号}\}$ 为第 m 步通过集。

4) 设 $E_m=P-F_m$ 为第 m 步未通过集。

Dijkstra 算法流程如下:

步骤 1　算法初始化:令 $m=0$,P_1 获永久标号 $l_1^{(0)*}=0$,$P_j(j\neq 1)$ 获临时标号 $l_j^{(0)}=\mathrm{Cost}(P_1,P_j)$,$F_0=\{P_1\}$,$E_0=P-\{P_1\}$。

步骤 2　求解下一个永久标号路径点:

$$l_i^{(m)*}=\min_{P_j\in E_{m-1}}\{l_i^{(m-1)}\}\qquad m\geqslant 1 \tag{12}$$

进而有 $F_m=F_{m-1}\cup\{P_i\}$,$E_m=E_{m-1}-\{P_i\}$。检查 E_m,若 $E_m=\varnothing$ 则算法结束,否则跳转至步骤3。

步骤 3　修改 E_m 中各路径点的临时标号:

$$l_j^{(m)}=\min\{l_j^{(m-1)},l_i^{(m)*}+\mathrm{Cost}(P_i,P_j)\}\qquad m\geqslant 1 \tag{13}$$

令 $m=m+1$,并跳转至步骤 2。

3.4　基于 Dijkstra 算法的路径搜索

由 Dijkstra 算法可知,首先需要在备选路径中找到所有路径点,并计算得到所有路径点之间的初始代价。

选择各个公切线的中点作为路径点。点 A 和点 B 可视为 2 个圆的内公切线中点,则点 A 和点 B 也是路径点。接下来,将分步描述任意 2 个路径点之间长度的计算过程。

步骤 1　找出所有的公切线,并命名为 $L_k(k=1,2,\cdots,n)$。找到公切线中点,并命名为 $P_k(k=1,2,\cdots,n)$。令 $P_1=A$,$P_n=B$。令 $i=1$,$j=1$,并跳转至步骤 2。

步骤 2　判断 L_i 和 L_j 是否与同一个圆相切。如果是,找到该公切圆 O_{com},则跳转至步骤 3。如果不是,令 P_i 和 P_j 之间的初始代价 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)=\mathrm{Inf}$,令 $j=j+1$,如果 $j=n+1$ 则跳转至步骤 6,否则跳转至步骤 2。例如,$\mathrm{Cost}(P_{k_1},P_{k_6})=\mathrm{Inf}$。

步骤 3　判断牵引系统是否能沿着 L_i 移动至 O_{com} 并继续移动至 L_j。如果是,则有 $D_{\mathrm{com}}^i\cdot D_{\mathrm{com}}^j=-1$,找到牵引系统沿 O_{com} 移动的圆弧 $\mathrm{Arc}_{\mathrm{com}}$,并跳转至步骤 4。如果不是,则有 $D_{\mathrm{com}}^i\cdot D_{\mathrm{com}}^j=1$,令 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)=\mathrm{Inf}$、$j=j+1$,如果 $j=n+1$ 则跳转至步骤 6,否则跳转至步骤 2。例如,$D_5^{k_3}=-1$ 表示牵引系统从 L_{k3} 移动至 O_5 后将绕 O_5 顺时针转动,$D_5^{k_6}=-1$ 表示只有当牵引系统绕 O_5 逆时针转动时才能从 O_5 移动至 L_{k_6},则 P_{k_3} 和 P_{k_6} 之间的初始代价 $\mathrm{Cost}(P_{k_3},P_{k_6})=\mathrm{Inf}$。

步骤 4　判断 $\mathrm{Arc}_{\mathrm{com}}$ 是否与威胁区域重叠。如果不是,则跳转至步骤 5。如果是,令 $\mathrm{Cost}(P_i,P_j)=\mathrm{Inf}$、$j=j+1$,如果 $j=n+1$ 则跳转至步骤 6,否则跳转至步骤 2。例如,$\mathrm{Cost}(P_{k_1},P_{k_2})=\mathrm{Inf}$。

步骤 5　首先计算牵引系统从 P_i 移动至 P_j 需要绕 O_{com} 转动的角度。

$$\beta(P_i,P_j)=D_{\mathrm{com}}^i(\psi(\overrightarrow{Q_{\mathrm{com}}^jP_j})-\psi(\overrightarrow{P_iQ_{\mathrm{com}}^i}))$$
$$0\leqslant\psi(\overrightarrow{Q_{\mathrm{com}}^jP_j}),\psi(\overrightarrow{P_iQ_{\mathrm{com}}^i})<2\pi \tag{14}$$

式中:$\psi(\overrightarrow{Q_{\mathrm{com}}^jP_j})$ 和 $\psi(\overrightarrow{P_iQ_{\mathrm{com}}^i})$ 分别表示向量 $\overrightarrow{Q_{\mathrm{com}}^jP_j}$ 和 $\overrightarrow{P_iQ_{\mathrm{com}}^i}$ 在甲板坐标系中与 X 轴之间的夹角,逆时针为正。进一步修正得

$$\hat{\beta}(P_i,P_j)=\begin{cases}\beta(P_i,P_j) & 0\leqslant\beta(P_i,P_j)<2\pi\\ \beta(P_i,P_j)+2\pi & -2\pi\leqslant\beta(P_i,P_j)<0\end{cases} \tag{15}$$

式中:$\hat{\beta}(P_i,P_j)$ 为牵引系统从 P_i 移动至 P_j 需要绕 O_{com} 转动的角度。则 P_i 和 P_j 之间的初始代价为

$$\mathrm{Cost}(P_i,P_j)=\frac{l_i+l_j}{2}+R_{\mathrm{com}}\hat{\beta}(P_i,P_j) \tag{16}$$

式中:R_{com} 为圆 O_{com} 的半径。令 $j=j+1$,如果 $j=n+1$ 则跳转至步骤 6,否则跳转至步骤 2。

步骤 6　令 $i=i+1$。如果 $i<n$,则令 $j=i+1$ 并跳转至步骤 2。如果 $i=n$,则停止循环,并得到了所有路径点之间的初始代价。

根据上述步骤以及 Dijkstra 算法,给出了最优路径的计算流程图,如图 9 所示。

北航学报 赠阅

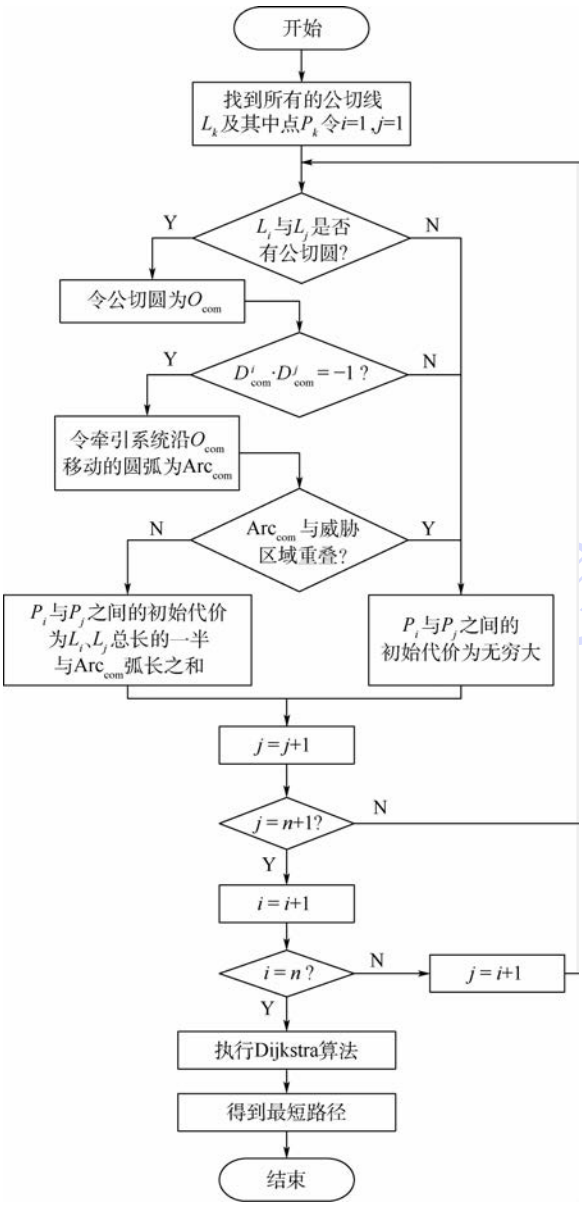


图 9 最优路径计算流程图

Fig. 9 Calculation flowchart of optimal path

4 仿真及分析

为了验证本文规划方法的合理性和有效性，本节对牵引系统在航母飞行甲板上的出行任务进行了路径规划，并利用模型预测控制方法（Model Predictive Control，MPC[16-18]）对路径进行了跟踪控制。

4.1 仿真算例描述

从任务环境、任务要求和牵引系统 3 个方面描述仿真算例。

任务环境即为航母飞行甲板，如图 10 所示。图中的 5 架舰载机均停放在飞行甲板上，其位置和方向信息如表 1 所示。

出行任务要求牵引系统从其初始位置运动至目标位置，满足末端方向约束并规避所有停放在飞行甲板上的舰载机。牵引系统在甲板坐标系下的初始位置和方向以及目标位置和方向均标注在图 10 中，末端位置和末端方向的误差允许范围为

$$\begin{cases} e_{x,\max} = 0.1\ \text{m} \\ e_{y,\max} = 0.1\ \text{m} \\ e_{\phi,\max} = 1^\circ \end{cases} \tag{17}$$

牵引系统的具体参数如表 2 所示。

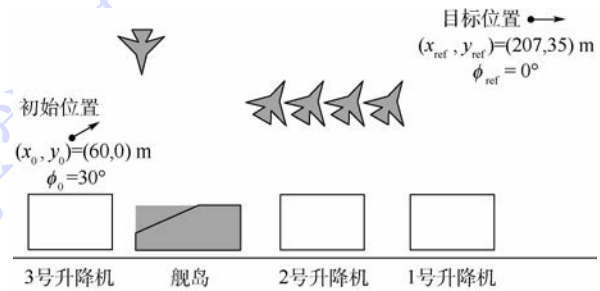


图 10 航母飞行甲板布局

Fig. 10 Layout of aircraft carrier flight deck

表 1 停放在飞行甲板上的舰载机位置及方向

Table 1 Positions and directions of carrier aircraft parked on flight deck

位置/m	方向/(°)
(82,23)	-90
(120,12)	60
(134,12)	60
(148,12)	60
(162,12)	60

表 2 牵引系统参数

Table 2 Parameters of traction system

参 数	数 值
$\lvert\theta\rvert_{\max}$/(°)	60
$\lvert\alpha\rvert_{\max}$/(°)	60
l_1/m	3
l_2/m	8
l_3/m	4
舰载机特征圆半径/m	8
舰载机后起落架间距/m	6
牵引车特征圆半径/m	2.5
v_1/(m·s^{-1})	3

4.2 仿真结果

仿真结果给出了牵引系统最优路径、跟踪最优路径的状态响应和控制指令响应。

图 11 为牵引系统从初始位置到目标位置的路径。其中，虚线表示备选路径段，实线为最优路径。规划路径最后一段（即图 6 $\overline{BB}^*$ 段）的长度为 12 m。

北航学报 赠阅

由图 11 可以看出牵引系统的最优路径由 4 段圆弧与 4 段直线段组成,体现了规避障碍和最短路径的任务要求。

牵引系统跟踪最优路径的状态响应如图 12 ~ 图 14 所示。

牵引系统跟踪最优路径的控制指令响应如图 15所示。

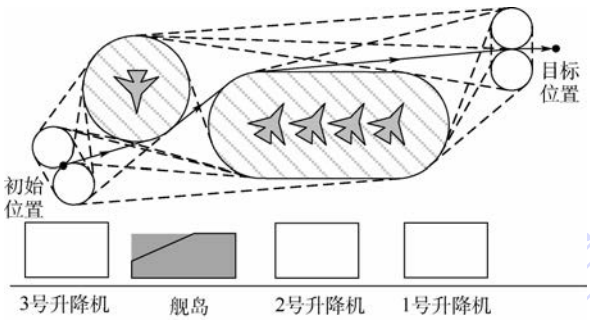


图 11　路径规划结果

Fig. 11　Results of path planning

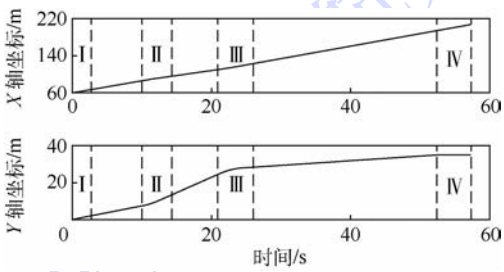


图 12　牵引系统位置

Fig. 12　Position of traction system

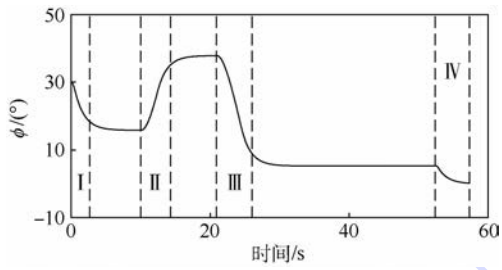


图 13　牵引系统方向角

Fig. 13　Direction angle of traction system

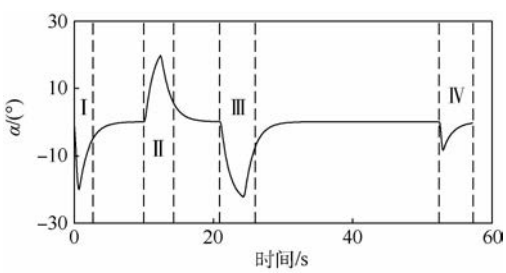


图 14　舰载机前起落架转向角

Fig. 14　Steering angle of carrier aircraft nose gear

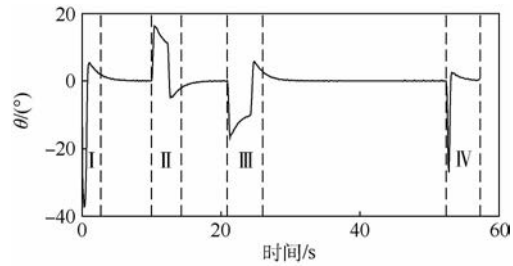


图 15　控制指令(牵引车转向角)

Fig. 15　Control command (steering angle of tractor)

4.3　结果分析

本文通过分析牵引系统状态响应和控制指令响应,来验证模型的合理性,通过分析出行任务的完成效果,说明方法的有效性。

牵引系统状态响应和控制指令响应的仿真结果中(见图 12 ~ 图 15)标注了 4 个阶段,在这 4 个阶段中,牵引车转向角、舰载机前起落架转向角以及牵引系统方向发生了明显的变化。这是由于牵引系统在这 4 个阶段中作转弯运动,其中阶段Ⅰ、Ⅲ、Ⅳ对应右转弯,阶段Ⅱ对应左转弯。表 3 描述了各个运动阶段,可以看出,仿真结果体现了各阶段对应的牵引系统运动特征和任务要求。

以阶段Ⅰ为例,牵引系统作右转弯运动(见图 11),因此其方位角逐渐变小(见图 13)。为了使牵引系统右转弯,其前起落架转向角需要右偏(见图 14),对应的牵引车转向角也需要右偏(见图 15)。当牵引系统结束右转弯运动进入直线运动时,牵引车转向角会小幅左偏并最终收敛至零(见图 15)。这是因为相对于牵引车转向角,舰载机前起落架转向角和牵引系统方向具有滞后性。综上所述,牵引系统跟踪最优路径的状态响应和控制指令响应验证了模型的合理性。

从出行任务的完成效果来看,牵引系统的末端位置为$(x_f, y_f) = (206.92, 35.00)$ m,末端方向为$\phi_f = 0.20°$,满足末端位置和方向的任务要求。整个路径跟踪过程中牵引系统的最大跟踪误差为7.16×10^{-4} m,表明牵引系统能有效规避所有障碍物。另外,由图 14 和图 15 可以看出牵引系统在出行过程中满足其机动能力约束。由此,验证了方法的有效性。

表 3　仿真结果描述

Table 3　Description of simulation results

阶　段	牵引系统运动
Ⅰ	调整初始方向
Ⅰ	规避单体障碍
Ⅲ	规避多体障碍
Ⅳ	调整末端方向

北航学报 赠阅

5 结 论

针对舰载机在飞行甲板上由牵引车牵引的运动特征,提出了甲板环境下舰载机牵引系统的路径规划方法。

1)建立了舰载机牵引系统的路径规划模型,该模型体现了牵引系统的运动学特性和机动能力约束、任务要求和任务约束、以及障碍物特征。

2)针对该模型,基于几何理论和 Dijkstra 算法设计了规划方法。仿真结果表明牵引系统能够对规划路径进行准确的跟踪,能有效规避所有障碍物,并满足任务要求和机动能力约束。

参考文献(References)

[1] 刘相春,卢晶,黄祥钊. 国外航母舰载机出动回收能力指标体系分析[J]. 中国舰船研究,2011,6(4):1-7.
LIU X C,LU J,HUANG X Z. Analysis on the index system of sortie generation capacity of embarked aircrafts[J]. Chinese Journal of Ship Research,2011,6(4):1-7(in Chinese).

[2] MICHINI B,HOW J P. A human-interactive course of action planner for aircraft carrier deck operations[C]// Proceedings of AIAA Information Technology. Reston:AIAA,2011:1515.

[3] ZHANG Z,LIN S L,DONG R,et al. Designing a human-computer cooperation decision planning system for aircraft carrier deck scheduling[C]// Proceedings of AIAA Information Technology. Reston:AIAA,2015:1111.

[4] WU Y,SUN L G,QU X J. A sequencing model for a team of aircraft landing on the carrier[J]. Aerospace Science and Technology,2016,54(1):72-87.

[5] WU Y,QU X J. Path planning for taxi of carrier aircraft launching[J]. Science China Technological Sciences,2013,56(6):1561-1570.

[6] WU Y,QU X J. Obstacle avoidance and path planning for carrier aircraft launching[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2015,28(3):1-10.

[7] ZHENG Y,ZHANG Z,XIA G H. Complex-shaped object path planning algorithm with kinematics and terminal pose constraints[C]// 27th Chinese Control and Decision Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:3408-3412.

[8] 刘洋,章卫国,李广文,等. 动态环境中的无人机路径规划方法[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(2):252-256.
LIU Y,ZHANG W G,LI G W,et al. Path planning of UAV in dynamic environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(2):252-256(in Chinese).

[9] ZHU W R,DUAN H B. Chaotic predator-prey biogeography-based optimization approach for UCAV path planning[J]. Aerospace Science and Technology,2014,32(1):153-161.

[10] XU C F,DUAN H B,LIU F. Chaotic artificial bee colony approach to uninhabited combat air vehicle(UCAV) path planning[J]. Aerospace Science and Technology 2010,14(8):535-541.

[11] 韩维,司维超,丁大春,等. 基于聚类 PSO 算法的舰载机舰面多路径动态规划[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(5):610-614.
HAN W,SI W C,DING D C,et al. Multi-routes dynamic planning on deck of carrier plane based on clustering PSO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(5):610-614(in Chinese).

[12] 林圣琳. 舰载机甲板作业辅助规划系统设计与实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2014:12-31.
LIN S L. Designing and Realizing an auxiliary planning system for aircraft scheduling on deck[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2014:12-31(in Chinese).

[13] BLACKMORE L,ONO M,WILLIAMS B C. Chance-constrained optimal path planning with obstacles[J]. IEEE Transactions on Robotics,2011,27(6):1080-1094.

[14] MUROTA K,SHIOURA A. Dijkstra's algorithm and L-concave function maximization[J]. Mathematical Programming,2014,145(1-2):163-177.

[15] GUNKEL C,STEPPER A,MULLER A C,et al. Micro crack detection with Dijkstra's shortest path algorithm[J]. Machine Vision and Applications,2012,23(3):589-601.

[16] QIN S J,BADGWELL T A. A survey of industrial model predictive control technology[J]. Control Engineering Practice,2003,11(7):733-764.

[17] MAYNE D Q,RAWLINGS J B,RAO C V,et al. Constrained model predictive control:Stability and optimality[J]. Automatica,2000,36(6):789-814.

[18] KOURO S,CORTES P,VARGAS R,et al. Model predictive control-A simple and powerful method to control power converters[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2009,56(6):1826-1838.

作者简介:

张竞 男,博士研究生。主要研究方向:多体动力学建模、飞行器航迹规划、飞行器控制。

吴宇 男,博士,讲师。主要研究方向:飞行器系统工程、优化算法。

屈香菊 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行力学与控制、飞行品质与安全。

北航学报 赠阅

Path planning method for traction system on carrier aircraft

ZHANG Jing[1], WU Yu[2], QU Xiangju[1,*]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. College of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: A carrier aircraft moves on a carrier flight deck which has the characteristics of heavy workloads and multiple obstacles. In order to reduce energy consumption of the carrier aircraft and improve service life of the aircraft engine, the carrier aircraft is usually dragged by a tractor on the flight deck, and both of them form a traction system. In order to make the traction system can safely and efficiently complete travel missions, a method is proposed for path planning of the traction system on the flight deck. Mathematic models of path planning are established, which include kinematics models and maneuverability constraints of the traction system, a mission objective function and mission constraints models, and obstacle avoidance models. According to the above models, a method to search the optimal path is designed based on geometry theory and Dijkstra's algorithm. Taking a Nimitz class carrier as an example, a path of the traction system on the flight deck is planned and tracking control simulation is carried out. The simulation results verify the reasonability of the models and the effectiveness of the method.

Keywords: carrier aircraft; aircraft carrier; flight deck; path planning; obstacle avoidance

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-22; **Accepted**: 2018-03-23; **Published online**: 2018-05-21 09:12
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180516.2020.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: uq@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0798

钝头旋成体背涡迎角效应的分区性态

齐中阳[1,2], 王延奎[1,2,*], 曹鹏[3]

(1. 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;
3. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233)

摘 要: 为了实现空空导弹的高机动性,基于模型后体直径 D 以及试验风速的雷诺数 $Re_D = 1.54 \times 10^5$,通过风洞测力和测压试验对钝头旋成体背涡流动特性随迎角的演化形式进行了研究。根据对模型不同迎角下所受侧向力、截面压力分布以及截面侧向力系数随时间波动情况的分析,确定了不同迎角下的钝头旋成体背涡流动形式。以此划分了4个迎角分区:附着流动区($\alpha \leqslant 10°$)、对称涡流动区($10° < \alpha \leqslant 20°$)、定常非对称流动区($20° < \alpha \leqslant 50°$)和非定常非对称流动区($\alpha > 50°$)。对各迎角分区的背涡流动特性进行了详细讨论。

关 键 词: 钝头旋成体; 背涡结构; 迎角效应; 非对称流动; 大迎角空气动力学
中图分类号: V221.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2134-07

近距格斗空空导弹因为其自身优异的净空能力在当代空战中具有至关重要的作用[1-2]。然而随着战斗机的机动性能的不断提升,空空导弹想要提高命中率,也必须提升自身的机动性能。这就要求导弹能够在不同的迎角下飞行,并具有不同迎角状态下的良好的气动力特性。但大量研究表明,作为空空导弹基本机身形式的旋成体模型,其在不同的迎角下展现出不同的背涡流动现象。尤其在大迎角($\alpha \geqslant 20°$)状态下,其背涡流动呈现复杂的非对称性并诱导出作用在模型上的侧向力,使导弹发生偏航,导致任务失败。同时旋成体模型因为加工误差等原因导致的头部存在微小不可见的不对称性[3-4],导致其大迎角状态下的非对称背涡还存在不确定的特点[5],使得其背涡流动特性的研究更加困难。对此国内外针对不同迎角下旋成体背涡结构的特征开展了广泛的研究。Deng 等[6]通过在旋成体模型头部设置人工微扰动成功地消除了大迎角状态下的非对称流动的不确定性。Qi 等[7-9]在钝头旋成体头部设置人工扰动也消除了非对称流动的不确定性,使得在确定背涡结构下研究不同迎角的背涡流动特性成为可能。对于不同迎角状态旋成体背涡流动的研究,Reding 和 Ericsson[10]针对尖头旋成体模型开展了研究,确定了迎角影响了旋成体表面轴向流动分量和周向流动分量对流型控制作用相对重要性进而影响旋成体的背涡流动结构。在迎角区间 $0° \leqslant \alpha \leqslant \alpha_{SV}$($\alpha_{SV}$ 为对称涡起始迎角),轴向流动分量起主要控制作用,近壁面流动呈现附着状态,壁面不发生流动分离;在迎角区间 $\alpha_{SV} \leqslant \alpha \leqslant \alpha_{AV}$($\alpha_{AV}$ 为非对称流动的起始迎角),边界层以后掠方向流向背风侧,在背风侧卷起一对对称的背涡;在迎角区间 $\alpha_{AV} \leqslant \alpha \leqslant \alpha_{UV}$($\alpha_{UV}$ 为非定常流动的起始迎角),横向流动分量控制作用增加,对称背涡流动转为非对称状态,同时诱导出零侧滑下的侧向力;最后,在极大迎角区间 $\alpha_{UV} \leqslant \alpha \leqslant 90°$,横向流动成为绕流中完全控制的流动,流场进入非定常流动

收稿日期: 2017-12-25; **录用日期**: 2018-03-23; **网络出版时间**: 2018-04-16 14:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180413.1747.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(11472028,11721202); 空气动力学国家重点实验室开放基金(SKLA20160101); 航空科学基金(2016ZA51)

* **通信作者**. E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

引用格式: 齐中阳, 王延奎, 曹鹏. 钝头旋成体背涡迎角效应的分区性态[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2134-2140.
QI Z Y, WANG Y K, CAO P. Zonal behavior of angle of attack effects on vortices over blunt-slender body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2134-2140 (in Chinese).

状态,从而使绕流流型和二维圆柱的卡门涡街绕流的脱落现象相类似。其中,大量研究[10-13]表明,$\alpha_{AV}=20°\sim30°$,$\alpha_{UV}=50°\sim60°$,且此迎角下诱导的侧向力达到最大值。但这一分区主要针对的是尖头旋成体模型,并且对各迎角分区内流动的特征并没有进行详细的刻画,而近距格斗空空导弹为满足气动防热、高机动性和大过载能力等综合需求,普遍采用钝头旋成体机身。研究表明[14],钝头旋成体和尖头旋成体大迎角下展现了不同的分离形式,因此关于钝头旋成体背涡流动的迎角效应还需要进一步研究。

本文结合风洞试验在雷诺数 $Re_D=1.54\times10^5$ 条件下,研究钝头旋成体背涡流场结构随迎角的演化规律,并根据其侧向力及流场结构特征进行迎角分区,确定各迎角分区下模型的背涡流动特征。

1　研究方法

1.1　物理模型

试验模型如图 1 所示,由 3 部分组成,分别为球头、锥面过渡段和等值段。其中等直段直径 $D=100$ mm;球头半径为 41.2 mm $=0.412D$,轴向长度为 $0.32D$;等直段和球头部分由锥面相连,锥面角为 18°,轴向长度为 $0.5789D$。模型总长 $X=1\,230$ mm $=12.3D$,其头部钝度(球头直径/等直段直径)$B=80\%$。模型迎角定义为来流风速方向与模型轴线的夹角。坐标系定义钝头顶点为坐标原点,模型轴线为 x 轴,垂线为 z 轴,法向定义为 y 轴(见图 1)。

因为旋成体大迎角状态下具有“滚转角效应”[5],即模型不同滚转角状态下,其背涡结构具有不确定性,其诱导的作用在模型上的侧向力的大小和方向不确定。因此需要在模型头部设置人工扰动以得到确定的流场结构,进而获得确定的模型气动力[15]。人工扰动在头部位置通过子午角 γ 和周向角 θ 确定,其中子午角 γ 定义为扰动所在位置的半径线与模型轴线的夹角(见图 1(a)),周向角 θ 定义为扰动所在位置的截面半径线与 z 轴正向的夹角(见图 1(b))。

1.2　风洞试验

试验在北京航空航天大学 D4 风洞中完成。D4 风洞为低湍流度回流式低速风洞,来流湍流度小于 0.8%。本文在开口试验段中进行,试验段长度为 2.5 m,截面呈 1.5 m × 1.5 m 方形。此外,试验设定基于钝头旋成体等直段直径 D 的雷诺数为 $Re_D=1.54\times10^5$。图 2 为钝头旋成体模型在风洞中的安装情况,通过迎角机构安装在风洞的开口试验段,其中迎角机构的调控范围为 0°~70°。

测力试验通过 6 分量测力天平完成,天平的不确定度小于 0.3%。响应数据采集系统包含 NI 公司的 SCXI-1000 型低噪机箱、SCXI-1125 8 型通道隔离放大器、SCXI-1327 型前置接线盒以及安装在工控机内部的 PCI-6143 16 位 8 通道多功能数据采集卡。本文测力试验的输出信号采样频率为 2.5 kHz,采样时间为 12 s。

测压试验通过美国 PSI 公司生产的 DTC 压力扫描系统进行采集,DTC Initium 主机连接 4 个 ESP-64HD 类型的 ESP 传感器,量程为 ±1 PSI(1 PSI = 6 894.757 Pa)。本文测压试验的采样频率设置为 50 Hz,采样时间为 12 s。

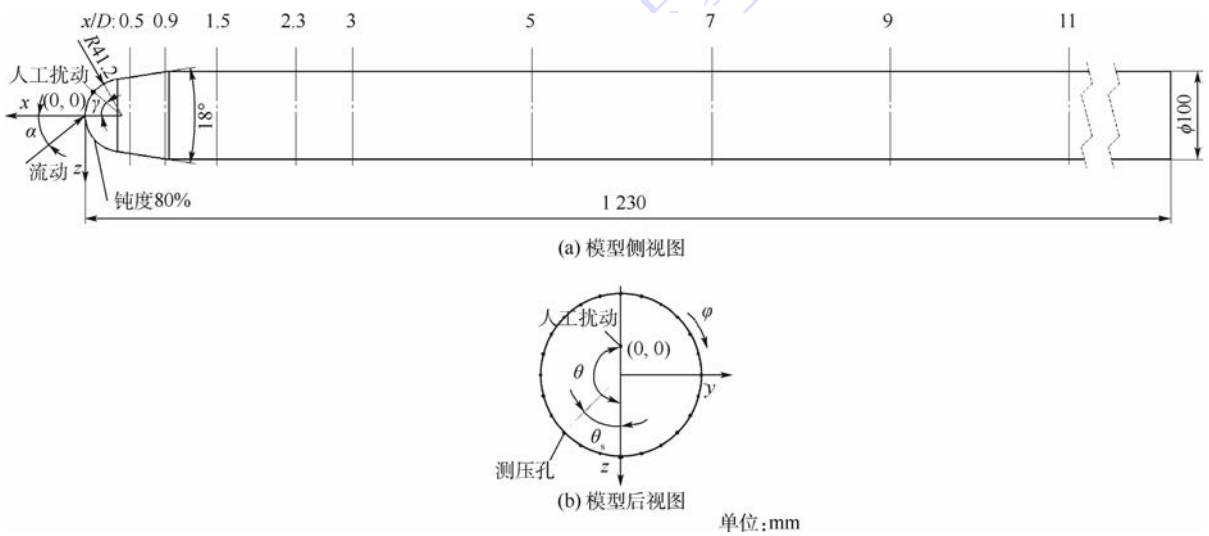


图 1　模型与人工扰动

Fig. 1　Model and artificial perturbation

北航学报 赠阅

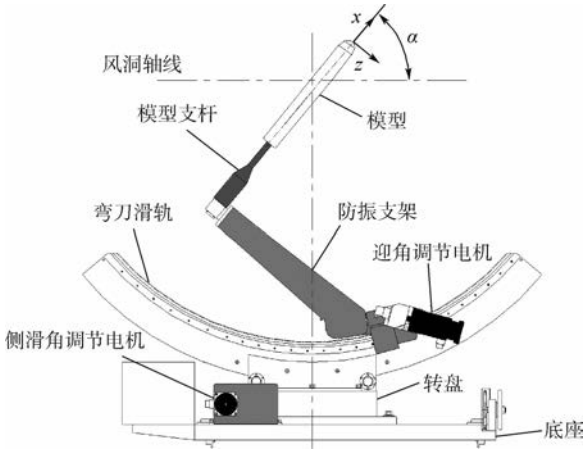


图 2 模型在风洞中的安装

Fig. 2 Model setup in wind tunnel

1.3 试验误差分析

本文测压试验使用 4 个 64 通道压力扫描阀，数据结果为多点等精度测量，试验误差通过多点等精度测量的误差计算公式获得。

设每个测量点 i，测量次数 j，设第 i 个测量点的第 j 次测量值为 x_{ij}，则基于等精度的测量平均值计算式为

$$\overline{x_i} = \frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n} x_{ij} \tag{1}$$

每个测压点的标准偏差计算式为

$$\sigma_i = \left[\frac{1}{n-1}\sum_{j=1}^{n}(x_{ij} - \overline{x_i})^2\right]^{\frac{1}{2}} \tag{2}$$

若认为各测压点的误差之间相互独立，互不干扰，则总标准偏差合成公式为

$$\sigma = \left(\frac{1}{k}\sum_{i=1}^{k}\sigma_i^2\right)^{\frac{1}{2}} \tag{3}$$

则总标准偏差计算式为

$$\sigma_i = \left[\frac{\sum_{i=1}^{k}\sum_{j=1}^{n}(x_{ij} - \overline{x_i})^2}{k(n-1)}\right]^{\frac{1}{2}} \tag{4}$$

式中：k 为测压点总数；n 为重复测量的次数。

本文测压试验中重复测量次数 $n=7$，9 个截面，每个截面 24 个测压点，共 216 个测压点，相对误差为 0.764%。

2 结果与分析

2.1 迎角效应的侧向力性态分区

图 3 为通过天平测力试验得到的钝头细长旋成体侧向力系数随迎角的演化曲线，其中整机侧向力系数为

$$C_Y = F_Y/(0.5\rho A V_\infty^2) \tag{5}$$

式中：F_Y 为沿 y 轴方向的整机侧向力；A 为钝头细长旋成体的横截面面积；ρ 为流体密度；V_∞ 为试验风速。

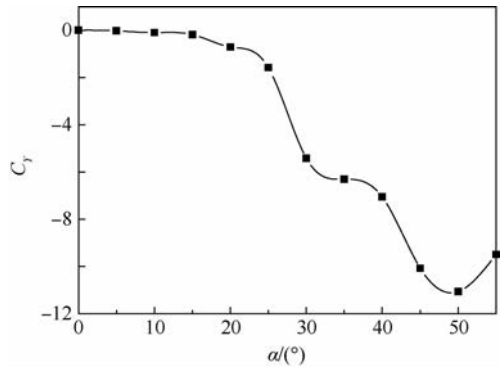


图 3 侧向力系数随迎角的演化

Fig. 3 Variation of side force coefficient with angle of attack

为了得到固定的大迎角下的非对称背涡流场结构[15]，在模型头部 $\gamma = 10°$ 和 $\theta = 90°$ 设置一个直径 $d = 0.008D$ 的人工扰动颗粒。从图 3 可以看出，当迎角 $\alpha < 15°$ 时侧向力系数几乎为零，可以推测该迎角区域为对称流动区；在迎角 $\alpha = 20°$ 时侧向力为极小的非零值，且在迎角区间 $20° < \alpha \leqslant 50°$ 侧向力系数数值随迎角的增加而增加，可以推测钝头细长旋成体背涡的非对称性随着迎角的增加而增大，进而诱导了更大的侧向力，在迎角区间 $50° < \alpha < 55°$ 时，随着迎角的增加，侧向力系数减小，但不为零，模型背涡流场也为非对称流动。定义该迎角区域 $20° < \alpha < 55°$ 为非对称流动区。根据图 3 所示的侧向力系数随迎角的变化曲线，迎角区间可分为 2 个分区：对称流动区 $\alpha \leqslant 20°$ 和非对称流动区 $20° < \alpha \leqslant 55°$。

2.2 迎角效应的流场结构性态分区

为了研究钝头旋成体背涡结构随迎角的演化，通过测压试验得到的不同迎角下截面侧向力系数沿旋成体轴向 x/D 的演化曲线如图 4 所示。截面侧向力系数为

$$C_y = \sum_{i=1}^{24} p(i)/(0.5\rho V_\infty^2) \tag{6}$$

式中：$p(i)$ 为截面相应点的静态压力值。人工扰动同样设置在模型头部位置 $\gamma = 10°$ 和 $\theta = 90°$。对于对称迎角区域（$\alpha \leqslant 20°$），截面侧向力系数沿轴向在 $\overline{C_y} = 0$ 附近发展，该迎角区域内的流动呈对称状态，不会诱导出侧向力。对于非对称迎角区域（$20° < \alpha \leqslant 55°$），所有迎角下的截面侧向力系数沿轴向 x/D 的演化曲线都为类正弦的曲线。从图 4 可以看出，迎角 $\alpha = 25°$ 和 $\alpha = 30°$ 时的截面侧向力系数沿轴向 x/D 的演化曲线与其他迎角的演化规律不同，截面侧向力方向不一致，可以推测出在迎角非对称流动区的初始区 $20° < \alpha <$

30°，人工扰动对流场结构的主控作用[15]还没起作用。当迎角 30° < α ≤ 55°，随着迎角的增加，最大截面侧向力（第一个峰值）的发生位置不断前移，说明侧向力的非对称性随着迎角增大而更快得到发展。

针对发生对称流动的迎角区域，图 5 为极小迎角（α = 5°）情况下的不同截面的压力分布曲线，其中压力系数为

$$C_p = p(\theta_s)/(0.5\rho A V_\infty^2) \tag{7}$$

式中：$p(\theta_s)$ 为对于位置 θ_s 的静态压强。对于截面 x/D = 0.5 而言，其迎风侧母线 θ_s = 0°处压力最大，背风侧母线 θ_s = 180°压力最小，处于负压区，且压力分布曲线无吸力峰，即无涡系结构产生，流动为附着壁面流动。其他截面的压力分布曲线演化相同，且无吸力峰，即流动沿模型轴向是完全附着流动，进一步证明了迎角 α = 5°时，钝头细长旋成体的流动形式为附着流动。

图 6 为迎角 α = 10°和 α = 20°时不同截面的压力分布曲线。发现在周向位置 θ_s = 90°和 θ_s = 270°处，各截面的压力分布曲线均为波谷，说明

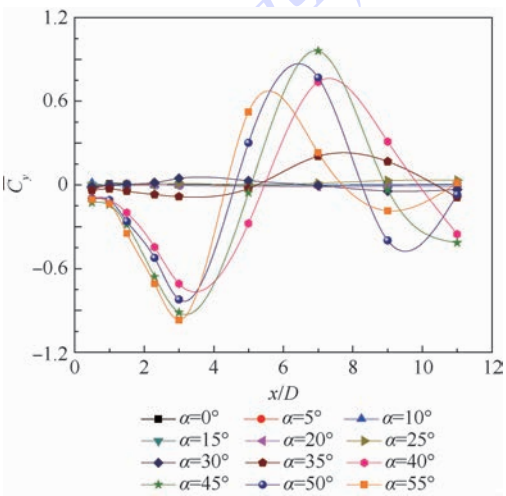


图 4　不同迎角的截面侧向力系数随模型轴向 x/D 的演化

Fig. 4　Variation of sectional side force coefficient with model axial x/D at different angles of attack

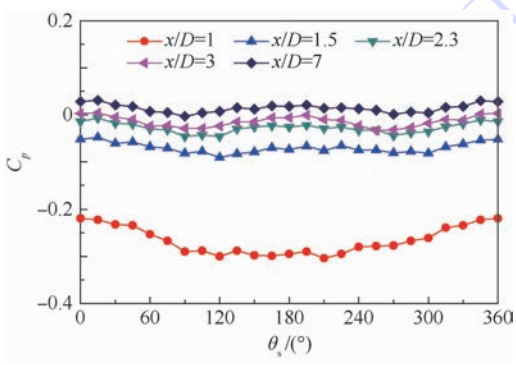


图 5　α = 5°时各截面压力分布曲线

Fig. 5　Sectional pressure distribution curves at α = 5°

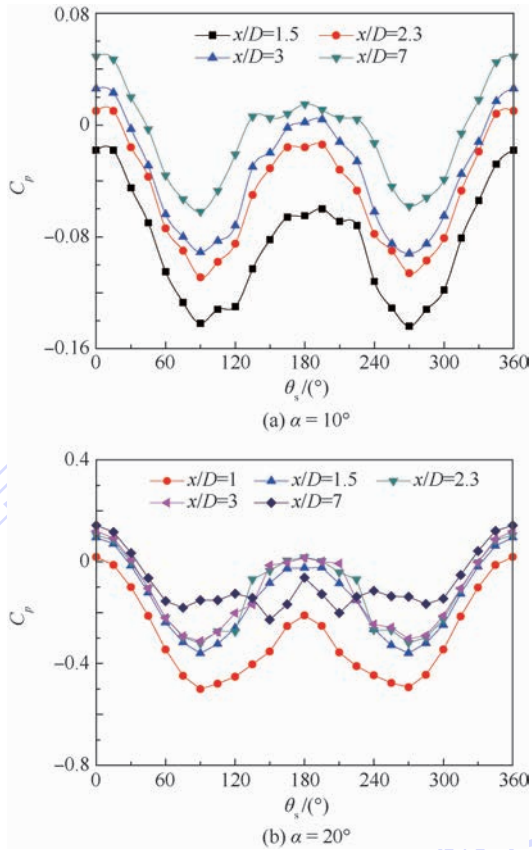


图 6　α = 10°和 α = 20°时各截面压力分布曲线

Fig. 6　Sectional pressure distribution curves at α = 10° and α = 20°

此时周向位置 θ_s = 90°和 θ_s = 270°的表面流速相对于其他周向位置较大，表明周向流动速度分量增加。在图 6（a）中，各截面的压力分布曲线演化形式几乎相同，仅在 x/D = 7 截面的周向位置 θ_s = 150°和 θ_s = 210°出现了压力降现象，但压力减小幅度很弱，说明流动沿模型轴向从前向后发展，发展到截面 x/D = 7 才形成极小的对称涡结构，整个流动还是以附着流动为主。可以推测迎角 α = 10°为流动结构从附着流动向对称背涡流动转换的临界迎角。而对于图 6（b）迎角 α = 20°情况，在 x/D = 2.3 截面的周向位置 θ_s = 150°和 θ_s = 210°处已经存在压力降现象，说明这 2 个位置各出现了一个较弱的涡结构。随着流动沿模型轴向向下游发展，该对涡结构不断增强，至截面 x/D = 7 时，在周向位置 θ_s = 150°和 θ_s = 210°处已经出现了明显的吸力峰现象。同时各截面（x/D = 1 ~ 7）的压力分布曲线均关于 θ_s = 180°位置对称，说明生成的对涡结构一直沿着模型轴向方向向下游对称发展，因此在对称流动区的迎角 α = 20°时，钝头细长旋成体的流动形式为对称背涡流动。综上所示，对称流动区 α ≤ 20°可以进一步进行分区，即附着流动区（α ≤ 10°）和对称涡流

北航学报 赠阅

动区(10° < α ≤20°)。

图 7 为非对称流动区中侧向力增加区在迎角 α = 40° 和侧向力减小区的迎角 α = 55°(参考图 3)下,模型各截面的压力分布曲线。比较迎角 α = 20°(图 6(b)),图 7(a)迎角 α = 40°情况下的截面压力分布曲线的周向位置 θ_s = 90° 和 θ_s = 270°的负压更大,说明此时周向位置 θ_s = 90° 和 θ_s = 270°的表面流速更大,其速度的周向分量明显增加而轴向流速减小,更大的周向流动速度导致了更大的负压值。在 x/D = 1 截面的周向位置 θ_s = 150° 和 θ_s = 210°处都存在压力降现象,为2 个小的吸力峰,说明这两个位置各出现了一个涡结构。但截面 x/D = 1 的压力分布曲线已经出现了关于 θ_s = 180°的非对称现象,说明钝头细长旋成体大迎角下背涡流动的非对称性从模型头部开始已将产生。而图 4 中第一个峰值出现的截面位置为 2 涡结构向 3 涡结构转换的位置[15],因此在截面 x/D = 3 时,2 涡结构的特征(再附峰)基本消失,背涡流动从 2 涡结构进入 3 涡结构,之后沿轴向的发展依次进入 4 涡结构、5 涡结构等。为了分析图 3 在迎角区间 α > 50°时侧向力系数随迎角的增大而减小的原因,得出迎角 α = 55°情况下的各截面压力分布曲线如图7(b)所示。截面 x/D = 1的压力分布曲线已经出现了关于 θ_s = 180°的完全非对称现象,且 2 涡结构的特征(再附峰)在截面 x/D = 2.3 时已经基本消失,说明钝头细长旋成体超大迎角(α > 50°)下背涡流动的非对称性从模型头部开始已将产生且发展迅速。然后背涡流动结构快速进入多涡系区,根据多涡系背涡结构对壁面综合作用产生侧向力的特点[11]可知多涡系作用的截面的压力分布的非对称性减弱,导致截面侧向力减小,所以在超大迎角状态时,流动沿轴向发展提前进入多涡系结构,侧向力减小。

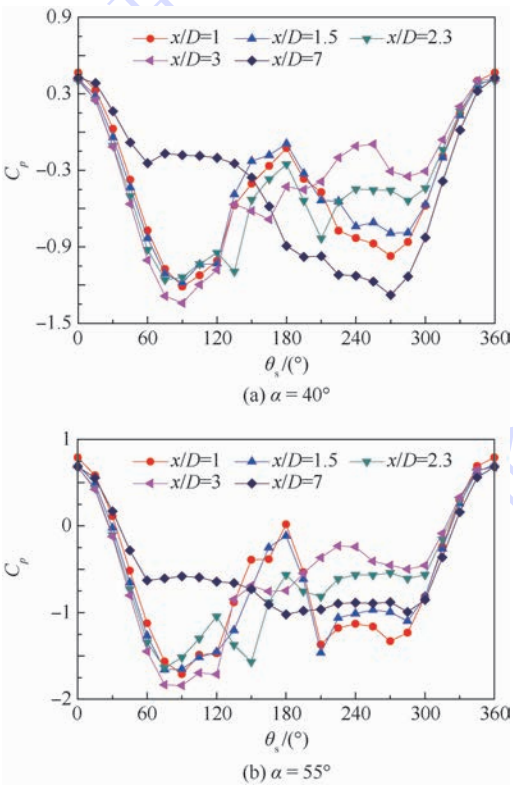


图 7 α = 40° 和 α = 55°时各截面压力分布曲线

Fig. 7 Sectional pressure distribution curves at α = 40° and α = 55°

2.3 迎角效应的流场稳定性态分区

图 8 为截面 x/D = 3 的瞬时截面侧向力系数的均方根值 $C_{y\text{rms}}$随迎角的演化曲线。当迎角 α ≤ 20°时,其均方根值均为零,证明了该迎角区域的钝头细长旋成体背涡流动为定常流动形式。当迎角 20° < α ≤50°时,随着迎角的增大,均方根值缓慢增加,但当迎角 α > 50°时,均方根值则随着迎角的增加而迅速增加,说明流动的波动性在迎角 α > 50°时迅速增大,流动进入了非定常流动状态。

为了进一步研究迎角对钝头细长旋成体背涡流动的影响,得出截面 x/D = 3 在不同迎角的瞬时截面侧向力系数随时间变化曲线如图 9 所示,其中扰动位置为 θ = 90°, γ = 10°。从图 9 可以发现当迎角 α ≤20°时,其截面侧向力随时间演化的曲线为直线型,说明迎角 α ≤20°(迎角对称流动区)时,钝头细长旋成体背涡流动为定常流动形式。当迎角 α > 20°(迎角非对称流动区)时,随着迎角的增大,截面侧向力随时间演化的振幅不断增大,说明流动稳定性不断减小。当迎角 α ≤ 50°,瞬时截面侧向力系数 C_y 均在某一固定值上下波动,流动近似为定常流动,但当迎角α > 50°时,如图9所示α = 55°时,瞬时截面侧向力C_y的

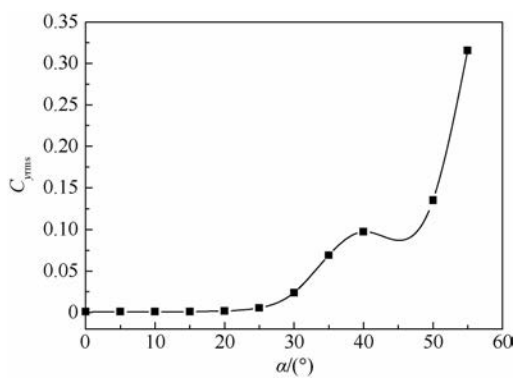


图 8 截面侧向力系数均方根值随迎角的演化

Fig. 8 Variation of RMS of sectional side force with angle of attack

北航学报 赠阅

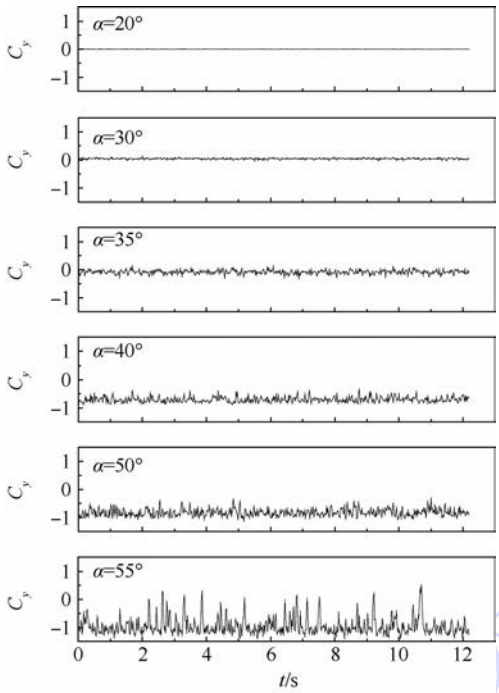


图 9　不同迎角的瞬时截面侧向力系数随时间变化

Fig. 9　Variation of transient sectional side force coefficient at different angles of attack with time

波动振幅较大,甚至瞬时侧向力的方向发生了改变,说明此迎角下流动已经进入了完全的非定常流动状态,根据 Reding 和 Ericsson[10] 的研究结果,可以推测出当迎角 $\alpha>50°$时流动的非定常性随着钝头细长旋成体迎角的增加不断增加,直至 $\alpha=90°$,背涡结构为类似二维圆柱扰流的非定常卡门涡街流型。因此迎角非对称背涡区根据流动形式的不同,可以进一步划分为定常非对称流动区($20°<\alpha\leqslant 50°$)和非定常非对称流动区($\alpha>50°$)。

3　结　论

针对钝头旋成体模型进行了迎角效应的研究,通过侧向力、流场结构以及流场稳定性将迎角分为 4 个区间,并对各区间特点进行了详细分析。

1)附着流动区($\alpha\leqslant 10°$):来流附着模型表面沿轴向演化,不予壁面发生分离。

2)对称涡流动区($10°<\alpha\leqslant 20°$):流动从模型两侧发生对称分离,两边卷起对称涡结构,并且对称涡结构沿模型轴向对称发展。

3)定常非对称流动区($20°<\alpha\leqslant 50°$):流动从模型头部开始发生非对称分离,卷起稳定的非对称涡,形成定常非对称流动。

4)非定常非对称流动区($\alpha>50°$):模型非对称背涡流动为非定常状态,会发生左右高低涡的切换。

参考文献(References)

[1] 樊会涛,刘代军. 红外近距格斗空空导弹发展展望[J]. 红外与激光工程,2005,34(5):564-568.
FAN H T,LIU D J. The development prospects of close combat infrared air-to-air missile[J]. Infrared and Laser Engineering,2005,34(5):564-568(in Chinese).

[2] 张博今,杨雷,马明. 国外空空导弹发展现状[J]. 中国经贸导刊,2014(27):73-75.
ZHANG B J,YANG L,MA M. The foreign development of air-to-air missile[J]. China Economic and Trade Herald,2014(27):73-75(in Chinese).

[3] MARCONI F. Asymmetric separated flows about sharp cones in a supersonic stream[C]// Proceedings of the 11th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics. Berlin: Springer,1988:395-402.

[4] 程克明,范召林,尹贵鲁. 大攻角流动非对称性成因与对策[J]. 南京航空航天大学学报,2002,34(1):17-21.
CHENG K M,FAN Z L,YIN G L. On cause and research strategy of flow asymmetry in high-alpha flows[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2002,34(1):17-21(in Chinese).

[5] BRIDGES D H,HORNUNG H G. Elliptic tip effects on the vortex wake of an axisymmetric body at incidence[J]. AIAA Journal,1994,32(7):1437-1445.

[6] DENG X Y,WANG G,CHEN X R,et al. The physical model of asymmetric vortex over slender body at high angle of attack[J]. Science in China E,2004,34(1):79-93.

[7] QI Z Y,WANG Y K,BAI H L,et al. Effects of micro-perturbations on the asymmetric vortices over a blunt-nose slender body at a high angle of attack[J]. European Journal of Mechanics/B Fluids,2018,68:211-218.

[8] 齐中阳,王延奎,王磊,等. 头部和后体对钝头体侧向力的影响[J]. 航空学报,2017,38(9):121117.
QI Z Y,WANG Y K,WANG L,et al. Effects of nose and afterbody of blunt body on side force[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(9):121117(in Chinese).

[9] 齐中阳,王延奎,沙永祥,等. 扰动形状对钝头体非对称流动的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(12):2691-2697.
QI Z Y,WANG Y K,SHA Y X,et al. Numerical simulation for effects of perturbation geometry on behaviors of asymmetric flow over blunt body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(12):2691-2697(in Chinese).

[10] REDING J P,ERICSSON L E. Maximum vortex-induced side force[J]. Journal of Spacecraft,1978,15(4):201-207.

[11] LAMONT P J. Pressure around an inclined ogive cylinder with laminar,transitional,or turbulent separation[J]. AIAA Journal,1982,20(11):1492-1499.

[12] LAMONT P J. The effect of Reynolds number on normal and side forces on ogive-cylinders at high incidence: AIAA-1985-1799[R]. Reston: AIAA,1985.

[13] ERICSSON L E,REDING J P. Vortex-induced asymmetric loads in 2-D and 3-D flows: AIAA-1980-0181[R]. Reston:

北航学报 赠阅

AIAA,1980.

[14] 邓学蓥,刘沛清,孔繁美.旋成体非对称背涡特性及其形成机理研究[J].空气动力学报,2000,18(s1):120-126.
DENG X Y,LIU P Q,KONG F M. Investigation on the mechanism and characteristic of asymmetric vortices over a slender body[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2000,18(s1):120-126(in Chinese).

[15] QI Z Y,WANG Y K,WANG L,et al. Investigation on asymmetric flow over a blunt-nose slender body at high angle of attack[J]. Fluid Dynamics Research,2017,49(6):065508.

作者简介:

齐中阳 男,博士研究生。主要研究方向:钝头旋成体大迎角的非对称流动。

王延奎 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:大迎角空气动力学。

Zonal behavior of angle of attack effects on vortices over blunt-slender body

QI Zhongyang[1,2], WANG Yankui[1,2,*], CAO Peng[3]

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
3. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 200233, China)

Abstract: In order to achieve the high maneuverability of the air-to-air missile, the flow characteristics of vortices over the blunt-slender body at different angles of attack were studied by wind tunnel forces and pressure test in this paper. The Reynolds number is set as $Re_D = 1.54 \times 10^5$, based on oncoming free-stream velocity and the diameter of the blunt-slender body (D). The flow structures over the blunt-slender body were determined at different angles of attack according to the analysis of side forces, sectional pressure distribution and the variation histories of the sectional side force with time. Four regions about the angles of attack are divided, i. e., attached-flow region ($\alpha \leqslant 10°$), symmetric-flow region ($10° < \alpha \leqslant 20°$), steady asymmetric-flow region ($20° < \alpha \leqslant 50°$) and unsteady asymmetric-flow region ($\alpha > 50°$). The flow characteristics of vortices over the blunt-slender body at different angles of attack were discussed in detail.

Keywords: blunt-slender body; vortex structure; angle of attack effects; asymmetric flow; high angle of attack aerodynamics

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-03-23; **Published online**: 2018-04-16 14:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180413.1747.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11472028, 11721202); the Open Fund from State Key Laboratory of Aerodynamics (SKLA20160101); Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA51)

* **Corresponding author**. E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0107

基于星下点机动的再入飞行器离轨规划

史树峰, 师鹏, 赵育善*
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对约束再入点地理位置的再入飞行器离轨问题,提出了一种基于星下点机动的离轨规划方法。再入飞行器的离轨轨道设计受到飞行器当前轨道状态和再入点参数的约束。首先,基于轨道飞行原理,建立了一般椭圆轨道冲量模型下离轨制动参数和再入点参数的关系,分析了最优离轨的推力施加原则;其次,在考虑地球自转的前提下,提出了直接离轨必要条件,针对约束再入点经纬度的问题,完善了利用非线性规划优化方法确定有限推力模型下离轨点位置的策略,同时给出了符合燃料最优目标的离轨制动参数;最后,探讨了一般情况下初始轨道不满足直接离轨必要条件时,为满足星下点约束而进行的轨道机动施加策略。

关 键 词: 再入飞行器; 最优离轨; 有限推力; 非线性规划; 星下点机动
中图分类号: V412.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2141-08

天基全球作战能力是未来航天军事发展的一大方向,受到世界航天强国的普遍重视。此类研究一般以美国提出的通用航空飞行器(CAV)概念为蓝本,重点突出从轨道或亚轨道高度再入大气层对地面目标进行定点打击的能力。CAV 的待命轨道高度一般在 400 ~ 500 km,当攻击任务触发时,飞行器脱离待命平台并启动离轨模块,通过轨道制动脱离原轨道进入返回地球大气层的下降轨道,进而穿过大气层抵达地面目标[1-3]。

再入飞行器离轨过渡轨道的相关研究中,陈洪波和杨涤[4]分析了离轨推力对下降轨道再入角的影响;高浩等[5]解决的主要是拦截时间限制下离轨过渡轨道的优化算法;笔者[6]对离轨过渡段轨道特性进行了分析,提出了离轨参数的规划方法。现有研究着重于离轨过程的性能,缺少对再入点位置精度的考虑。虽然对于具有大气层内机动能力的飞行器来说,其最终飞行落点并不严格受制于再入点位置精度,但精确的再入点参数控制能够有效地增强落点覆盖准确度,减少飞行器待机时间,从而增加任务可靠性。因此本文强化了对再入点位置精度的约束,在飞行器燃料允许的前提下,如果飞行器在当前轨道状态不能准确离轨到预定再入点地理位置,则考虑依据其星下点轨迹进行预先的轨道调整,从而实现再入任务的精确实施。关于星下点轨迹的研究多侧重于遥感卫星的回归轨道或星下点保持[7-9],针对特定地理位置目标的星下点机动研究则较少。研究针对目标星下点轨迹所需的轨道机动,大多利用经验公式[10]、霍曼变轨[11-12]或小推力变轨控制[13]等传统方法给出控制参数,本文结合离轨任务实际情况,提出单脉冲实现的星下点机动方法。

本文研究对象为再入飞行器从潜伏轨道转移到大气层上界(高度为 120 km)的再入点之间的离轨段和过渡段轨道,通过对再入飞行器的离轨制动时机和离轨控制参数的规划,实现指定再入

收稿日期: 2018-03-02; **录用日期**: 2018-04-09; **网络出版时间**: 2018-05-15 19:16
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.1002.003.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11572019)
* **通信作者**. E-mail: yszhao@buaa.edu.cn

引用格式: *史树峰, 师鹏, 赵育善. 基于星下点机动的再入飞行器离轨规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2141-2148. SHI S F, SHI P, ZHAO Y S. Deorbit planning of reentry vehicles using ground track manipulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2141-2148 (in Chinese).*

点位置的飞行器离轨任务。

首先,对再入飞行器离轨任务特性进行分析,提出了以星下点轨迹为参考对象的直接离轨必要条件;然后,对于满足直接离轨必要条件的情况,完善了固定有限推力模式下最优离轨关键参数的确定方法;最后,针对不满足直接离轨必要条件的离轨任务,提出能使轨道参数符合离轨条件的单脉冲星下点机动方法。

1 离轨制动冲量模型

再入飞行器从离开原停泊轨道返回地球大气层到最终着陆于地球表面的过程可分成 4 段,即离轨段、过渡段、再入段和着陆段[14],其中前 2 段在大气层外,是本文的主要研究对象。

图 1 具体展示了再入飞行器的离轨再入示意图。再入飞行器于原轨道 ε_1 上以速度 v_1 飞行,在离轨点 D 处离轨任务触发对飞行器施加制动速度 Δv,使飞行器的速度变为 v_2,从原来的轨道进入椭圆过渡段轨道 ε_2 上,过渡段轨道与大气层上界(默认为 120 km 高度)的交点为飞行器再入点 E,此处飞行器有 2 个特征参数再入速度 v_e 和再入角 ϑ_e,之后飞行器进入再入段轨道。再入点 E 的位置及其 2 个特征参数对飞行器返回任务能否成功起到决定性影响[15]。飞行器离轨任务设计的一般内容即为已知初始轨道 ε_1 及再入点 E 的位置和特征参数,再根据其他限制条件,计算离轨点 D 的位置及相应的制动速度 Δv。

本文研究对象中离轨段轨道有制动推力,过渡段轨道是无动力滑行轨道。图 1 中 O 表示地心,ϑ_1 和 ϑ_2 分别为制动时刻前后飞行器速度相对于当地水平方向的角度。

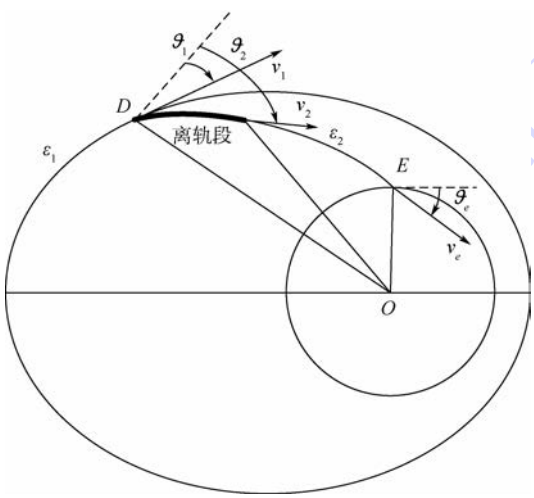


图 1 离轨再入过程示意图

Fig. 1 Schematic of deorbit and reentry process

在再入飞行器离轨规划任务中,初始轨道一般为近地近圆停泊轨道,再入点特征参数一般由具体飞行器在大气层内飞行所需的气动条件预先限定。粗略评估计算中会使用无旋转地球模型,计算结果中只能体现离轨过渡轨道与再入点之间的几何关系;实际在任务中由于涉及了再入点的经纬度位置,需要考虑地球旋转因素进行计算。本文再入飞行器离轨制动规划的任务可以描述成:已知飞行器当前飞行参数,为使飞行器变轨到达指定的再入点经纬度并满足任务要求的再入点特征参数和最优性能指标,规划计算制动点位置和制动推力参数。

离轨过渡轨道与再入点参数间的几何关系可以使用无旋转地球模型和冲量式制动方式建立。一般的椭圆潜伏轨道制动的制动点与再入点关系如图 2 所示,制动角 φ 为制动速度 Δv 与初始速度 v_1 的夹角,且以向下为负值。r_1 为制动点原轨道地心距,r_2 为制动后地心距,r_e 为再入点地心距,在冲量假设下制动过程瞬间完成,所以有 $r_1 = r_2$。

文献[6]建立了冲量假设下圆轨道下制动速度参数与再入点参数之间的关系,并推导了最小冲量条件下制动角的计算方法,得到在一般情况下的制动任务中制动发动机的最佳推力方向应在圆轨道运动的反方向。本文任务内容涉及初始轨道为椭圆轨道的情况,因此进一步推导冲量假设下椭圆初始轨道制动速度参数的计算方法。

由轨道力学可知

$$v_2^2 = v_1^2 + \Delta v^2 + 2v_1\Delta v\cos\varphi \tag{1}$$

$$\vartheta_2 = \vartheta_1 - \tan\left(\frac{\Delta v\sin\varphi}{v_1 + \Delta v\cos\varphi}\right) \tag{2}$$

$$v_2^2 = v_e^2 - 2\mu\left(\frac{1}{r_e} - \frac{1}{r_2}\right) \tag{3}$$

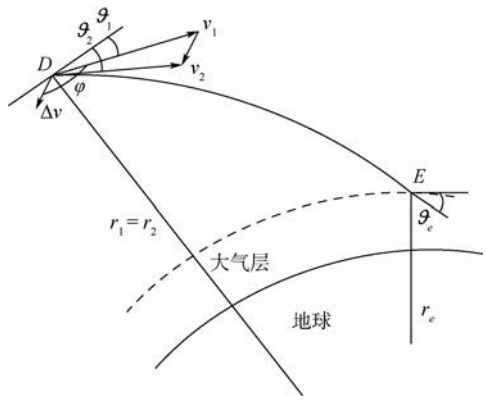


图 2 椭圆轨道制动的制动点与再入点关系

Fig. 2 Relationship between braking point and reentry point of ellipse orbit braking

$$\cos\vartheta_e = \frac{r_2 v_2 \cos\vartheta_2}{r_e v_e} \tag{4}$$

式中:μ 为引力常数。

从式(1)~式(4)可以看出,当已知 r_e、v_e 和 ϑ_e 时,可以由式(1)和式(2)确定 Δv 和 φ 的大小。但如果 ϑ_e 已经由气动条件决定,且对 v_e 的大小不作要求时,可以求出最佳的 φ 值使 Δv 最小。

由几何关系可知

$$v_2\cos\vartheta_2 = v_1\cos\vartheta_1 + \Delta v\cos(\varphi+\vartheta_1) \tag{5}$$

由式(1)和式(3)可得

$$v_e = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r_e}-\frac{1}{r_1}\right)+v_1^2+\Delta v^2+2v_1\Delta v\cos\varphi} \tag{6}$$

将式(5)和式(6)代入式(4)可得

$$\cos\vartheta_e = f\left(\frac{\Delta v}{v_1},\varphi\right) \tag{7}$$

对式(7)求导可得

$$\sin(\varphi+\vartheta_1)\left(\frac{\Delta v}{v_1}\right)^2 + (\sin\vartheta_1+\cos\varphi\sin(\varphi+\vartheta_1))\frac{\Delta v}{v_1} + \frac{2\mu}{v_1^2}\left(\frac{1}{r_e}-\frac{1}{r_1}\right)\sin(\varphi+\vartheta_1) + \sin\vartheta_1\cos\varphi = 0 \tag{8}$$

求解式(8)可以得到使 $\Delta v/v_1$ 最小时,$\Delta v/v_1$ 与 φ 的关系:

$$\frac{\Delta v}{v_1} = \frac{-(\sin\vartheta_1+\cos\varphi\sin(\varphi+\vartheta_1)) \pm \sqrt{K_1}}{2\sin(\varphi+\vartheta_1)} \tag{9}$$

式中:

$$K_1 = (\sin\vartheta_1+\cos\varphi\sin(\varphi+\vartheta_1))^2 - 4\sin(\varphi+\vartheta_1)\cdot\left[\frac{2\mu}{v_1^2}\left(\frac{1}{r_e}-\frac{1}{r_2}\right)\sin(\varphi+\vartheta_1)+\sin\vartheta_1\cos\varphi\right]$$

式(9)没有显式解,可使用牛顿迭代法求解,初值猜测可令 $\varphi=-\pi$。

2　固定有限推力离轨规划

离轨制动冲量模型使用无旋转地球模型,主要解决离轨脉冲参数与任务给定再入点特征参数之间的关系。实际任务中的任务参数增加了对再入点的维度限制,即限定了再入点在地面上投影的经纬度,因此必须考虑到地球旋转的影响,引入星下点轨迹作为研究对象。直观上看,轨道机动对星下点轨迹的影响如图 3 所示,原轨道星下点轨迹以 S_0 表示,如果在 D 点执行不同的轨道机动,星下点轨迹会在东西 2 个方向上偏离 S_0,产生 2 类新轨迹 S_1 和 S_2,随着时间推移星下点轨迹偏移量会逐渐积累而使新轨迹与原轨迹的区别

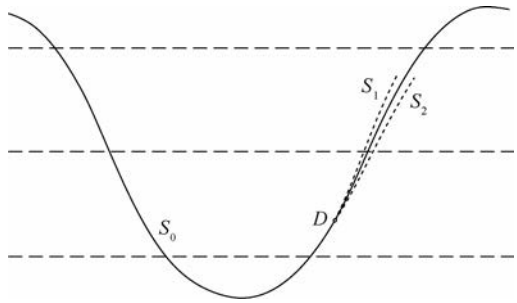


图 3　轨道机动对星下点轨迹的影响

Fig. 3　Influence of orbit maneuver on ground track

愈发明显。实际上为了展示图 3 中的星下点轨迹变化,对其进行了夸张处理,一般任务中的小幅度轨道调整对轨道本身的改变有限,只会对短弧段中的星下点轨迹造成微小改变。离轨过程从离轨点到再入点一般只经过约 1/4 个轨道弧段,经过计算其间星下点轨迹的变化可以忽略,其中产生的误差可以在离轨参数规划中得到弥补。

因为实际任务增加了对再入点地理经纬度的限定,所以能得到离轨过渡轨道的一项限制条件,即过渡段轨道的星下点应通过再入点地理经纬度。结合对图 3 的分析,可以得到能通过直接离轨制动使飞行器到达目标再入点位置的近似必要条件,即飞行器原轨道应通过任务指定的再入点地理经纬度。因此离轨规划任务需要解决 2 个问题:一是满足直接离轨必要条件下对离轨参数的规划问题,二是不满足直接离轨必要条件的处理方法。

首先分析满足直接离轨必要条件下的离轨参数规划问题。离轨过程包括离轨段和过渡段轨道,实际任务执行中离轨段的动力由轨控发动机提供,通常不会是大推力发动机,因此不能直接使用第 1 节中的冲量模型,而由于离轨所需的轨道机动幅度一般不大,离轨段轨道较短,发动机使用固定大小固定方向的推力模型即可。离轨规划须要调整的参数包括制动点位置(即制动点的经纬度)、发动机推力大小、方向和工作时间。

离轨段轨道使用有限推力下的动力学模型为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{v}\\ \ddot{\boldsymbol{r}} = -\dfrac{\mu}{\boldsymbol{r}^3}\boldsymbol{r}+\dfrac{\boldsymbol{T}}{m}\\ \dot{m} = -\dfrac{|\boldsymbol{T}|}{g_0 I_{sp}}\end{cases} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 分别为飞行器位置和速度矢量;$\boldsymbol{T}$ 为发动机推力;m 为再入飞行器的质量;g_0 为标准重力加速度;I_{sp} 为发动机比冲。

北航学报 赠阅

文献[6]提出了离轨制动问题的 2 层规划方法,能解决初始轨道为圆轨道且满足直接离轨必要条件的离轨规划问题,本文对此略作修改,使其适应一般初始轨道的直接离轨规划问题。

离轨参数规划策略如下:

第 1 层 选定初始猜测制动点位置(B_i,λ_i),通过求解非线性规划问题计算满足再入点约束,且燃料最优的制动角 φ,由于采用固定推力模型,燃料最优指标由发动机工作时间 t_p 极小值表示。

轨道参数符合直接离轨条件,因此可以找到原轨道星下点轨迹通过指定再入点经纬度的所在弧段,预估选取初始制动点经纬度(B_i,λ_i)。对于每个制动点,由制动角 φ 和工作时间 t_p 决定了离轨段轨道和过渡段轨道,继而与大气层上界(高度为 120 km)相交于再入点位置。第 1 层规划可以描述成带约束的非线性规划问题,即

$$\min\ t_p = f(\varphi)$$

$$\text{s.t.}\begin{cases} -3\pi/2 \leqslant \varphi \leqslant -\pi/2 \\ 0 \leqslant t_p \leqslant t_{\max} \\ \vartheta_e - \vartheta_{e0} = 0 \\ h_e = 120\ \text{km} \end{cases} \tag{11}$$

式中:$f(\varphi)$为有限推力下离轨制动过程制动参数的隐函数,其中包括式(10)表示的有动力离轨段轨道,还包括自由下降的过渡段轨道;$t_{\max}$为任务燃料容许的发动机最大开机时间;ϑ_{e0}为任务要求的再入点倾角;h_e 为再入点高度。求解非线性规划问题使用了 SNOPT 非线性规划程序包[16],规划猜测初值选择根据初始轨道类型决定,如果初始轨道为近圆轨道,则选择 φ 初值为 $-\pi$,如果初始轨道为椭圆轨道,则根据式(9)计算 φ 初值。

第 2 层 由于第 1 层规划仅针对再入点性能参数,其结果是满足再入点倾角约束的最优离轨,但对指定再入点经纬度的任务而言,其结果中的再入点位置与任务要求存在偏差。因此根据第 1 层选定的制动点(B_i,λ_i)和制动点参数,计算再入点经纬度误差 Δe,通过一维搜索方法寻找制动点在原轨道星下点轨迹上的位置,直到结果中再入点位置收敛到任务要求的经纬度。

离轨制动参数规则流程如图 4 所示,其中下标 j 表示第 1 层规划迭代过程中的参数估计,ε 表示再入点经纬度的容许误差。

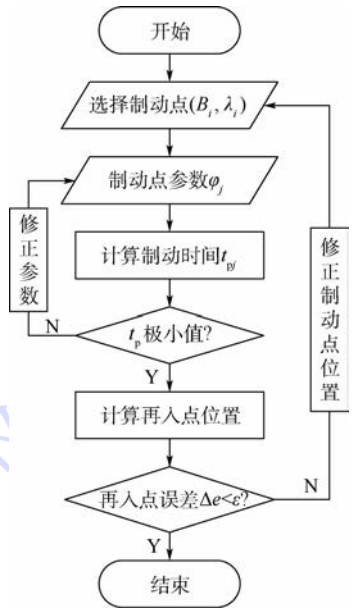


图 4 离轨制动参数规划流程

Fig. 4 Flowchart of deorbit braking parametric programming

3 再入点星下点机动

对于不满足直接离轨必要条件的情况而言,目标再入点位置偏离飞行器原轨道的星下点轨迹,无法直接从原轨道离轨达到目标再入点。因此考虑使飞行器在离轨前预先调整自身轨道,使新轨道星下点轨迹通过目标经纬度。

假设以轨道切向脉冲改变原轨道高度,则轨道周期会相应变化,从而改变目标经纬度附近轨道星下点位置。如果以目标纬度为基准,对原轨道施加正切向脉冲可以使星下点轨迹相对西移,同理施加负切向脉冲可以使星下点轨迹相对东移。因此需要研究改变星下点轨迹所需机动的参数。

假设星下点机动初始时刻为 t_0,飞行器以上升轨道运行到目标再入点纬度时的赤经为

$$\alpha_t = \Omega_0 + \arctan(\cos i \tan u_t) \tag{12}$$

式中:Ω_0 为初始轨道升交点赤经;i 为轨道倾角;u_t 为飞行器从上升段轨道运行至目标纬度时的轨道纬度幅角。

定义飞行器轨道面与目标再入点的经度差值为

$$\Delta\lambda = \alpha_t - \alpha_0 \tag{13}$$

式中:α_0 为初始时刻目标位置的对应赤经。

一方面,以轨道面为参照,由于地球自转和轨道进动,可以认为目标再入点沿着自身纬度线绕轨道面旋转。从初始时刻开始,目标第1次穿过

轨道面上升段的时间为

$$t_1 = \frac{\Delta\lambda}{\omega_e - \dot{\Omega}_{J2}} \tag{14}$$

式中:$\dot{\Omega}_{J2}$为 J2 摄动下的升交点赤经漂移率;ω_e 为地球自转角速度。

如果整个机动过程更长,那么目标第 N 次穿过轨道面上升段的时间为

$$t_N = \frac{2(N-1)\pi + \Delta\lambda}{\omega_e - \dot{\Omega}_{J2}} \quad N = 1,2,\cdots \tag{15}$$

目标再入点位置每 2 次穿过轨道面上升段的过程,对应着飞行器星下点轨迹与赤道的交点在赤道面上移动了一周,以时间计约为 1 d。t_N 时刻目标穿过轨道面但不一定落在星下点轨迹上,因此在 t_N 时刻前后必然存在 2 条上升轨道的星下点轨迹,使目标再入点经纬度落在这 2 条轨迹之间。

另一方面,飞行器从上升段轨道飞临目标再入点纬度处所需时间为

$$t_2 = \frac{M_{t2} - M_{t0}}{n + \dot{M}_{J2}} \tag{16}$$

式中:M_{t0}为初始时刻飞行器平近点角;M_{t2}为飞行器第 1 次飞临目标纬度时的平近点角;n 为轨道平均角速度;$\dot{M}_{J2}$为 J2 摄动的平近点角漂移率。

那么飞行器星下点第 M 次从上升轨道穿过目标纬度的时间为

$$t_M = t_2 + (M-1)T_\Omega \quad M = 1,2,\cdots \tag{17}$$

式中:T_Ω 为交点周期,其表达式为

$$T_\Omega = \frac{2\pi}{n + \dot{\omega}_{J2} + \dot{M}_{J2}}$$

其中:$\dot{\omega}_{J2}$为 J2 摄动下的近地点幅角漂移率。

如果对飞行器施加脉冲 Δv,存在某个数对 (N,M)使得式(15)和式(17)中的 $t_N = t_M$,则可以判断轨道机动后的星下点轨迹经过了目标再入点经纬度。

具体仿真中,首先需要确定参数 N,其决定了轨道调整过程的时间跨度。对于全球定点打击一类的飞行任务,必然要求实施时间尽可能短,因此在恰当选择负责实施任务的再入飞行器情况下,将 N 值设为 1,也就是限定任务在 1 d 内完成。对于确定的 N 值,则必然存在 2 个接近最优的 M 值可行解,分别对应了原轨道星下点轨迹上,位于目标位置东侧的轨道段,由于施加正切向脉冲而西移的 M_{east},以及位于目标位置西侧的轨道段,由于施加负切向脉冲而东移的 M_{west}。即

$$\begin{cases} M_{east} = \left\lfloor \dfrac{t_N - t_1}{T_\Omega} \right\rfloor \\ M_{west} = \left\lceil \dfrac{t_N - t_1}{T_\Omega} \right\rceil \end{cases} \tag{18}$$

式中:$\lfloor\ \rfloor$、$\lceil\ \rceil$分别表示向下、向上取整。而这 2 个值中必有一个能使 Δv 取最小值,也就是最省燃料的轨道机动方案。

4　离轨制动规划仿真

以不满足直接离轨必要条件下的仿真案例展示离轨制动规划整体过程。

选择初始轨道的轨道根数如表 1 所示,表中 a、e、i、Ω、ω 和 f 分别表示轨道半径、偏心率、倾角、升交点赤经、近地点幅角和真近点角。任务初始历元为 UTC 2016-10-01 20:00:00。飞行器质量为 3 000 kg,轨控发动机推力固定为 1 175 N,发动机比冲为 300 s。

目标再入点参数要求如表 2 所示。

作为规划计算前的准备,首先生成原轨道在1d内的星下点轨迹如图5所示。为了使规划

表 1　初始轨道根数

Table 1　Initial orbital elements

参　数	数　值
a/km	6 878.140
e	0.000 3
i/(°)	42.000
Ω/(°)	122.000
ω/(°)	0
f/(°)	220.000

表 2　再入点参数

Table 2　Parameters of reentry point

参　数	数　值
弹道倾角/(°)	-1.800
地理经度/(°)	-75.000
地理纬度/(°)	18.000

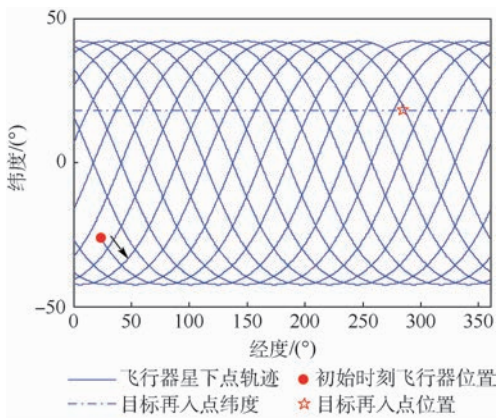


图 5　飞行器原轨道的星下点轨迹

Fig. 5　Ground track of original orbit of vehicle

北航学报 赠阅

计算更为精确,轨道预报中考虑了地球扁率摄动,采用了高阶地球引力场模型。图 5 中实线表示飞行器星下点轨迹,点划线表示目标再入点所处纬度,实心圆表示任务初始时刻再入飞行器所处位置,星号表示目标再入点的经纬度位置,箭头指示了飞行器运动方向。从图 5 可看到,再入点位置约处于上升轨道段的第 11 轨与第 12 轨的星下点轨迹之间,因此其初始轨道并不符合直接离轨必要条件。

根据第 3 节的理论分析计算星下点轨迹调整的机动策略,若限定轨道调整时间在 1 d 以内,求解的 2 个脉冲近优解为[-85.137,152.083] m/s,分别对应将目标位置西侧的第 11 个上升段星下点轨迹调整到目标位置,以及将目标位置东侧的第 12 个上升段星下点轨迹调整到目标位置。比较发现第 1 个脉冲更小,可作为最优解。以最优脉冲进行星下点机动的结果如图 6 所示,其中实线表示飞行器原轨道星下点轨迹,虚线表示机动后星下点轨迹,点划线和星号分别表示目标再入点所处纬度和经纬度位置星下点轨迹在机动调整后经过了目标位置,而且最优解所进行的轨道改变幅度最小。由于仿真中使用的是 J2 模型,结果与实际轨道有微小误差,计算得到的星下点轨迹在目标纬度处经度与目标经度相差 0.016 8°,精度满足任务要求。

经过星下点机动调整,得到了满足直接离轨必要条件的新轨道,经过机动后轨道形状由原来的近圆轨道变成了小偏心率椭圆轨道,在此基础上继续进行离轨制动规划仿真。

离轨制动仿真中使用第 2 节中的 2 层规划方法,以脉冲模型式(9)的计算结果为初始值,计算有限推力下的最优离轨参数。规划结果如图 7 所示,虚线表示星下点机动后轨道星下点轨迹通过再入点经纬度位置的所在弧段,粗实线表示发动机施加制动推力的离轨段轨道星下点轨迹,细实线表示之后自由下降的过渡段轨道星下点轨迹,实心圆表示离轨点经纬度位置(224.741 5°,-32.241 2°),方形表示制动推力结束点经纬度位置,点划线和星号分别表示目标再入点所处纬度和经纬度位置。仿真得到的再入点位置符合任务要求(经纬度误差 0.020 7°),具体的离轨点参数见表 3。

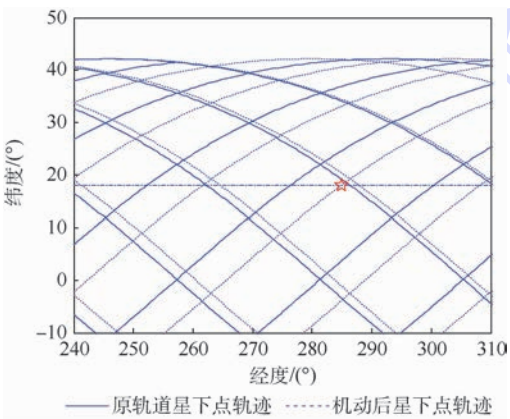


图 6 星下点机动结果

Fig. 6 Results of ground track manipulation

从表 3 得到的仿真结果可知,通过再入点的星下点机动后,飞行器轨道满足直接离轨必要条件,就可以顺利通过有限推力的离轨规划方法计算得到最优离轨的一系列参数。

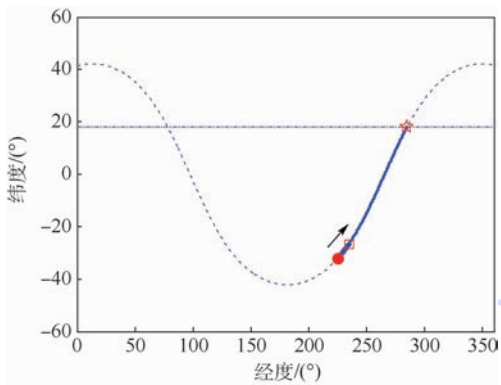


图 7 离轨过程的星下点轨迹

Fig. 7 Ground track of deorbit process

表 3 离轨制动参数规划结果

Table 3 Planning results of deorbit braking parameters

参 数	数 值
离轨时间/s	61 676.763
制动角/(°)	-153.635
推力时间/s	164.783
燃料/kg	64.457

5 结 论

本文分析研究了再入飞行器限制再入点经纬度位置情况下的离轨制动任务规划方法。

1)建立了冲量条件下计算椭圆轨道最优离轨参数的模型,并提出了限定再入点地理经纬度前提下直接离轨的必要条件。

2)当轨道参数满足直接离轨必要条件时,完善以固定有限推力规划计算离轨点位置和离轨推力参数的方法。但对于一般任务来说,初始轨道参数往往不满足直接离轨条件,因此随后研究了一般初始轨道情况下对指定星下点目标经纬度的轨道机动方法。

3)以具体任务参数对星下点机动调整和离

北航学报 赠阅

轨制动理论进行了仿真验证,得到的仿真结果符合理论推导,满足任务精度要求。

参考文献(References)

[1] RICHIE G. The common aero vehicle:Space delivery system of the future[C]// AIAA Space Technology Conference and Exposition. Reston:AIAA,1999:1-11.

[2] POURNELLE P T. Component based simulation of the space operations vehicle and the common aero vehicle[D]. Monterey:Naval Postgraduate School,1999:3-10.

[3] 南英,陈士橹,吕学富,等. 航天器再入轨迹与控制进展[J]. 导弹与航天运载技术,1994(5):1-10.
NAN Y,CHEN S L,LYU X F,et al. The progress of reentry trajectory and control of space vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles,1994(5):1-10(in Chinese).

[4] 陈洪波,杨涤. 升力式再入飞行器离轨制动研究[J]. 飞行力学,2006,24(2):35-39.
CHEN H B,YANG D. Deorbit operations study of lifting reentry vehicle[J]. Flight Dynamics,2006,24(2):35-39(in Chinese).

[5] 高浩,张科,王佩. 天基拦截器过渡轨道优化研究[J]. 飞行力学,2014,32(2):155-159.
GAO H,ZHANG K,WANG P. Transitional orbit optimization research of space-based interceptor[J]. Flight Dynamics,2014,32(2):155-159(in Chinese).

[6] 史树峰,师鹏,赵育善. 再入飞行器离轨制动在线规划方法[J]. 航天控制,2017,35(5):25-29.
SHI S F,SHI P,ZHAO Y S. The on-line planning method for deorbit problem of reentry vehicles[J]. Aerospace Control,2017,35(5):25-29(in Chinese).

[7] YANG Y A,FENG Z R,SUN L Y,et al. Shift control method for the local time at descending node based on sun-synchronous orbit satellite[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2009,20(1):141-145.

[8] 崔鹏,傅忠谦. LEO 卫星星下点轨迹保持策略优化研究[J]. 电子测量技术,2013,36(8):41-44.
CUI P,FU Z Q. Optimal research on satellite track keeping strategy for low earth orbit satellite[J]. Electronic Measurement Technology,2013,36(8):41-44(in Chinese).

[9] VTIPIL S D,NEWMAN B. Determining an earth observation repeat ground track orbit for an optimization methodology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2012,49(1):157-164.

[10] THOMAS C C,COSTANTINOS Z,JONATHAN T B. Responsive satellites through ground track manipulation using existing technology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2013,50(1):206-216.

[11] ZHU K J,LI J F,BAOYIN H X. Satellite scheduling considering maximum observation coverage time and minimum orbital transfer fuel cost[J]. Acta Astronautica,2010,66(2):220-229.

[12] CIRCI C,ORTORE E,BUNKHEILA F. Satellite constellations in sliding ground track orbits[J]. Aerospace Science and Technology,2014,39(1):395-402.

[13] THOMAS C C,JONATHAN T B. Responsiveness in low orbits using electric propulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2014,51(3):938-945.

[14] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997:289-299.
ZHAO H Y. Reentry dynamics and guidance of space vehicle[M]. Changsha:National University of Defense Technology Publish House,1997:289-299(in Chinese).

[15] 王希季. 航天器进入与返回技术[M]. 北京:宇航出版社,1991:115-120.
WANG X J. Spacecraft entry and return technology[M]. Beijing:China Astronautic Publishing House,1991:115-120(in Chinese).

[16] ENRIGHT P J,CONWAY B A. Optimal finite thrust spacecraft trajectories using collation and nonlinear programming[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,1991,14(5):981-985.

作者简介:

史树峰　男,博士研究生。主要研究方向:航天动力学与控制。

赵育善　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航天动力学与控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Deorbit planning of reentry vehicles using ground track manipulation

SHI Shufeng, SHI Peng, ZHAO Yushan*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the deorbit problem of reentry vehicles with constraints of reentry point location, a deorbit planning method using ground track manipulation is proposed in this paper. The deorbit trajectory design of reentry vehicles is constrained by the parameters of the real-time orbit and the aimed reentry point. First, based on the principles of orbital flight, the relationships between deorbit parameters and reentry point parameters are established with the model of impulse thrust in ellipse orbit. And the principle of thrust application for optimal deorbit is analyzed. Then, considering the influence of earth rotation and finite thrust, the necessary condition of direct deorbit is proposed. The strategy for determining deorbit location is developed with the method of nonlinear programming for the deorbit problem with latitude and longitude constraints of the reentry point. And the deorbit braking parameters conforming to the fuel optimal requirement are determined as a result. Finally, in the general case that the initial orbit does not satisfy the necessary condition of direct deorbit, the ground track manipulation method is proposed in terms of impulse thrust to satisfy the ground track constraints.

Keywords: reentry vehicle; optimal deorbit; finite thrust; nonlinear programming; ground track manipulation

北京航空航天大学学报

Received: 2018-03-02; **Accepted**: 2018-04-09; **Published online**: 2018-05-15 19:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180511.1002.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11572019)

* **Corresponding author**. E-mail: yszhao@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0805

着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化

刘学翱[1], 吴宏宇[1,2], 王春洁[1,3,*], 丁宗茂[1], 丁建中[1]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 清华大学 机械工程系, 北京 100084;
3. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 为了分析带有变阻尼缓冲器的典型腿式着陆器软着陆性能,建立了着陆器的整机动力学仿真模型。结合仿真模型与蒙特卡罗法分析了着陆器在不确定着陆工况下的软着陆性能,验证了变阻尼缓冲器应用在着陆器中的可行性。基于动力学仿真模型和优化拉丁超立方实验设计抽取样本点,构造了描述变阻尼缓冲器缓冲特性参数、着陆工况参数与软着陆性能指标值之间映射关系的不完全三阶多项式响应面代理模型。为了得到性能最佳的变阻尼缓冲器,结合响应面模型、蒙特卡罗法与第二代非劣排序遗传算法(NSGA-Ⅱ)对变阻尼缓冲器的缓冲特性参数进行了优化。通过仿真模型验证,优化后的变阻尼缓冲器使着陆器的软着陆性能得到提升。

关 键 词: 腿式着陆器; 变阻尼缓冲器; 动力学分析; 响应面模型; 蒙特卡罗法; 多目标优化

中图分类号: V423

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2149-07

缓冲器的主要作用在于减少冲击载荷,广泛应用于起重运输、电梯、车辆等机械装置中。随着航天技术的发展,缓冲器在深空探测着陆器上也得到了一定的应用。变阻尼缓冲器相对于传统机械式缓冲器的优点在于其可通过调节阻尼的大小对缓冲力进行调节,进而提高其工况适应性[1-2]。对于着陆器用缓冲器的研究,各国学者已进行了较多的工作。

文献[3-4]分别针对单组和多组着陆工况,以提升着陆器的软着陆性能为目标优化了着陆器的缓冲机构。文献[5]设计了着陆器用液压式缓冲器,并提出了缓冲器的自适应控制方法,且通过试验装置验证了缓冲器的性能。文献[6-8]基于磁流变阻尼器设计了着陆器的变阻尼缓冲器及其控制策略,并通过理论分析与试验验证的方法总结了磁流变液变阻尼缓冲器的优点。文献[9-10]将磁流变液变阻尼缓冲器引入着陆器整机之中,通过仿真计算的方法验证了变阻尼缓冲器可提升着陆器的软着陆性能。以上文献的研究重点多放在变阻尼缓冲器的设计、控制方法与性能验证方面,对变阻尼缓冲器的缓冲特性参数进行优化的研究鲜有文献报道,而为了获得性能最佳的变阻尼缓冲器,有必要对其缓冲特性参数进行优化。

有鉴于此,本文以参数可控的变阻尼缓冲器为研究对象,将其应用于着陆器着陆缓冲机构的设计中。通过对着陆器在不确定着陆工况下软着陆性能的仿真分析,验证了缓冲器的缓冲性能满足要求。而后,为提高缓冲器的应用性能,结合响应面法与蒙特卡罗法,研究了变阻尼缓冲器的缓冲特性参数优化方法,并加以实施。

收稿日期: 2017-12-26; **录用日期**: 2018-01-26; **网络出版时间**: 2018-03-06 15:33
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180306.1528.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(51635002)
* **通信作者**. E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

引用格式: *刘学翱, 吴宏宇, 王春洁, 等. 着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2149-2155. LIU X A, WU H Y, WANG C J, et al. Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2149-2155 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

1 变阻尼缓冲器及其控制策略

目前有多种方案可实现阻尼调节,考虑技术成熟度,本文基于典型磁流变阻尼器设计了一种腿式着陆器用缓冲器,其结构如图 1 所示[8-10]。这种缓冲器相比于机械式缓冲器的优点为可通过半自动控制技术实现自适应控制,以提高着陆器的地形适应能力。变阻尼缓冲器的主要缓冲元件为弹簧和磁流变液,其中弹簧提供恢复力,磁流变液提供阻尼力,通过控制电流强度来控制线圈的磁场强度,从而控制阻尼器的阻尼系数,实现缓冲力大小的调节。

设定变阻尼缓冲器作为装有 4 套缓冲机构的着陆器的主缓冲器,为了实现变阻尼缓冲器的控制,定义如图 2 所示的坐标系[11]。

图 2 中,O_S-$X_SY_SZ_S$ 为与着陆面固联的全局坐标系;O_C-$X_CY_CZ_C$ 为质心控制坐标系。同时,设全局坐标系依次绕 Z_S-X_S-Y_S 轴旋转到与质心控制坐标系平行位置时绕各坐标轴的旋转角分别为 φ(绕 X_S 轴的转角)、θ(绕 Y_S 轴的转角)和 ψ(绕 Z_S 轴的转角)。

根据文献[10-11]的研究成果,变阻尼缓冲器的缓冲力模型可表示为

$$f_s = -c\dot{d} + kd \tag{1}$$

式中:f_s 为缓冲器缓冲力;c 为缓冲器等效阻尼系数;k 为弹簧刚度系数;d 为缓冲器的相对缓冲行程。

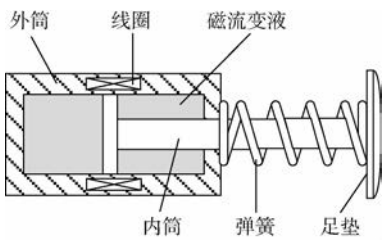


图 1 变阻尼缓冲器示意图[8-10]

Fig. 1 Schematic diagram of variable damping buffer[8-10]

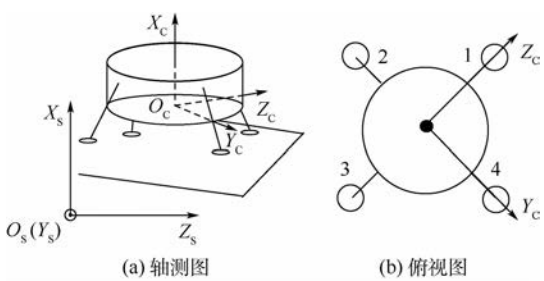


图 2 坐标系定义

Fig. 2 Definition of coordinate systems

为了确保着陆器的软着陆缓冲性能及控制的灵活性和及时性,本文采用基于能量最低原则的跳跃控制策略实现缓冲器阻尼系数的控制[10]。针对常见的缓冲机构对称布置的着陆器,阻尼系数控制函数如式(2)所示。

$$c_i = \frac{c_{\max} - c_{\min}}{2}\operatorname{sgn}[(-\dot{\theta} + \dot{\psi})d_i] + \frac{c_{\max} + c_{\min}}{2} \tag{2}$$

式中:c_i 为第 i 个缓冲器的阻尼系数;$c_{\min}$ 和 $c_{\max}$ 分别为可变阻尼系数的最小值和最大值;d_i 为第 i 个缓冲器的相对缓冲行程。

2 着陆器软着陆性能判据及工况

2.1 软着陆性能判据

为了研究着陆器的软着陆性能,首先需要确立软着陆性能的判据。根据常见的深空探测任务要求,着陆器主要软着陆性能判据为以下 4 点:

1)着陆器具有较强的抗翻倒能力。即着陆过程中着陆器质心距含任意相邻两足垫中心点的竖直平面的最小距离(T)应大于 0,否则认为着陆器翻倒,且 T 越大,着陆器抗翻倒能力越强[12]。

2)加速度过载特性。考虑着陆器搭载的探测设备承受过载的能力有限,为保证探测任务的顺利进行,软着陆过程中的最大加速度过载(L)不应超过许用值,且 L 值越小越好。

3)着陆器底部具有较好的抗损坏能力。即着陆过程中,位于着陆器主体结构底部的尾喷管的底面中心点距着陆面的最小距离(U)应大于许用值。且 U 越大,着陆器底面越不易受损。

4)若采用变阻尼缓冲器作为整个着陆器的主要吸能装置,需要保证其最大缓冲行程(S)小于许用值,否则缓冲器可能发生损坏。

2.2 软着陆工况的确定

设着陆器采用非零高度关机着陆模式实现软着陆,其首先缓速运动到距离着陆面一定高度处,若地貌识别系统判断该地点满足着陆条件,则发动机关闭,着陆器自由降落至着陆面。不考虑着陆器与着陆面接触之前的主动控制误差,着陆器与着陆面接触时水平速度、三轴角速度为 0、竖直速度为 v_x。考虑着陆器装有地貌识别系统,足垫落入凹坑或撞击石块的可能性极小。因此,可将着陆工况参数简化为着陆面摩擦系数(μ)、着陆面坡度(α)、着陆偏航角(θ_p)如图 3 所示。

考虑着陆器中心对称,θ_p 取值在 0 ~ 45°范围内即包含评判软着陆性能所需的全部工况。

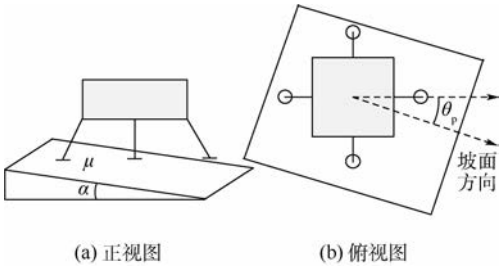


图 3　着陆工况示意图

Fig. 3　Schematic diagram of landing conditions

3　着陆器软着陆性能分析

3.1　着陆器整机动力学建模

本文以典型的悬臂腿式着陆器为研究对象,验证变阻尼缓冲器的缓冲性能,着陆器整机构型如图 4 所示,其主要由主体结构和缓冲机构组成,缓冲机构共 4 套,构型和尺寸均相同,均匀分布在主体结构周围。缓冲机构由主支柱、辅助支柱和足垫组成,主支柱的上端通过万向节与主体固连,主支柱的下端通过球铰与足垫连接。辅助支柱通过万向节与主体相连接,下端通过球铰与主支柱相连接。其中,主支柱为变阻尼缓冲器,辅助支柱内填充铝蜂窝以进行辅助缓冲。

本文应用 ADAMS 软件实现着陆器动力学仿真模型的建立,仿真模型中的重力加速度设置为月球重力加速度。为了提高仿真效率并方便与 2.2 节中的工况参数结合,动力学仿真模型从着陆器首个足垫与着陆面接触的瞬间开始进行仿真计算。此外,由于主要关注各构件间相对运动状态及整体姿态变化,建模时将着陆器的各构件均简化为刚体。足垫与着陆面之间的作用力采用接触力模型模拟,其相互作用力可分解为法向碰撞力与切向摩擦力,法向碰撞力利用非线性弹簧阻尼模型模拟,切向摩擦力采用库仑摩擦模型模拟[4,13]。

针对第 1 节的控制策略,在 ADAMS 中实时采集着陆器着陆过程中当前 Y_S 和 Z_S 轴方向的角速度 $\dot{\theta}$ 和 $\dot{\psi}$,以及主支柱缓冲器缓冲速度 $\dot{d}$,根据式(2)实现对 4 个主支柱缓冲器阻尼系数的动态反馈调节,再根据式(1)为 4 条主支柱添加缓冲力。

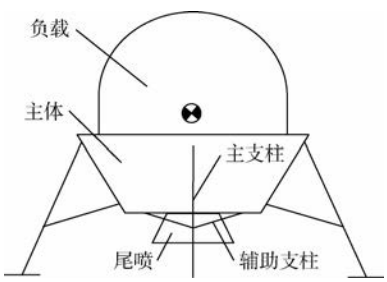


图 4　着陆器整机构型

Fig. 4　Complete machine configuration of lander

3.2　软着陆动力学分析

参考文献[10]的相关研究成果,确定变阻尼缓冲器缓冲特性参数的取值如表 1 所示。此外,本文算例考虑的着陆工况参数取值及其概率分布规律[14-16]如表 2 所示。同时,设定着陆器整机质量为 1 710 kg,v_x 取 3.4 m/s,U 的许用值≥350 mm,S 的许用值≤150 mm,L 的许用值≤13g(g =9.8 m/s^2)。

基于上述 ADAMS 模型,本文采用蒙特卡罗法对着陆器在不确定条件下的着陆工况的软着陆性能进行分析[17]。具体分析流程为:首先根据表 2中的参数分布采用描述性采样方法抽取 1 000 个样本点,然后代入上述仿真模型进行计算,得到软着陆性能指标值的均值、标准差与超出许用值的概率分布。通过仿真计算,得到软着陆性能分析结果如表 3 所示。

仿真结果显示,将变阻尼缓冲器引入着陆器中具有可行性。由于变阻尼缓冲器初始缓冲特性参数的选取具有较大的经验性,为了获得软着陆性能最佳的着陆器,下面将对变阻尼缓冲特性器的缓冲参数进行优化。

表 1　变阻尼缓冲器参数

Table 1　Parameters of variable damping buffer

参　数	取　值	取值范围
k/(kN·m^{-1})	50	30 ~ 70
c_{max}/(kN·s·m^{-1})	50	30 ~ 70
r	0.5	0.3 ~ 0.7

注:$r=c_{min}/c_{max}$—阻尼系数比。

表 2　着陆工况参数取值

Table 2　Value of of landing condition parameters

参　数	分布规律	分布参数	($\mu_0-6\sigma$,$\mu_0+6\sigma$]
α/(°)	正态分布	μ_0 =6,σ =0.667	(2,10]
μ	正态分布	μ_0 =0.4,σ =0.016 7	(0.3,0.5]
θ_p/(°)	均匀分布	[0,45]	

注:μ_0—均值;σ—标准差。

表 3　软着陆性能分析结果

Table 3　Analysis results of soft landing performace

性能指标	均　值	标 准 差
U/mm	436.281	1.207
S/mm	53.555	2.801
L/g	9.625	0.290
T/mm	1 703.846	37.111

注:超出许用值概率均为 0。

北航学报 赠阅

4 变阻尼缓冲器缓冲特性参数优化

基于3.2节的分析,本文选取 k、c_{max} 和 r 作为变阻尼缓冲器的设计变量对其进行参数优化,以提升着陆器的软着陆性能。

4.1 响应面模型的建立

本文的优化过程中,将继续考虑着陆工况的不确定性。此时,若仍利用 ADAMS 模型结合蒙特卡罗法进行迭代分析将消耗大量的时间成本。故本文建立响应面模型来模拟 U、S、L 和 T 4 个输出量与 k、c_{max}、r、α、μ 和 θ_p 6 个输入变量的映射关系,结合响应面模型与蒙特卡罗法将有效提高研究着陆器软着陆性能的效率[11]。本文应用包含 6 个输入变量的不完全三阶多项式作为近似函数,其表达式为

$$f(\boldsymbol{x}) = \beta_0 + \sum_{i=1}^{n}\beta_i x_i + \sum_{ij(i<j)}^{n}\beta_{ij}x_i x_j + \sum_{i=1}^{n}\beta_{ij}x_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\beta_{iii}x_i^3 \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{x}$ 为输入变量向量;x_i 为输入变量;n 为输入变量的个数;β_i 为多项式的各项系数。抽取 n 个输入变量的样本点,并将样本点代入动力学仿真模型计算出对应的输出值。将样本点的输入、输出值代入式(3),得到响应面模型的向量表达式为

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{X\beta} + \boldsymbol{\varepsilon} = \hat{\boldsymbol{Y}} + \boldsymbol{\varepsilon} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{Y}$ 为利用动力学仿真模型计算出的输出向量;$\boldsymbol{X}$ 为输入变量矩阵;$\hat{\boldsymbol{Y}}$ 为近似函数值向量;$\boldsymbol{\varepsilon}$ 为近似函数误差向量;$\boldsymbol{\beta}$ 为近似函数的系数向量。利用最小二乘法拟合可得到 $\boldsymbol{\beta}$ 的数值,从而获得具体的近似函数表达式[18-19]。

根据 6σ 原则,可确定表 3 所示的各着陆工况参数的取值范围,利用优化拉丁超立方实验设计在 k、c_{max}、r、α、μ 和 θ_p 6 个输入量的取值范围内抽取 35 组输入变量样本点,代入 ADASM 模型,对应计算出 U、S、L 和 T。基于仿真结果,可拟合出 U、S、L 和 T 的响应面近似函数。本文在拟合响应面近似函数的过程中,进行了关键项筛选,以便去掉对响应面近似函数的精度产生负面影响的项,提升响应面模型的拟合精度。

本文采用均方根相对误差值(R_{MSE})和决定系数(R^2)来检验响应面模型对样本数据的模拟精度,分别为

$$R_{MSE} = \frac{1}{n_S\bar{y}}\sqrt{\sum_{i=1}^{n_S}(y_i-\hat{y}_i)^2} \tag{5}$$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n_S}(y_i-\hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{n_S}(y_i-\bar{y}_i)^2} \tag{6}$$

式中:n_S 为样本点总数;y_i 为输入样本点计算出的输出值;$\hat{y}_i$ 为响应面模型估计值;$\bar{y}$ 为 y_i 的平均值。R_{MSE} 趋于 0,R^2 趋于 1 说明响应面精度较高。响应面拟合精度检验结果如表 4 所示,结果显示本文所用响应面模型可较准确地描述 k、c_{max}、γ、α、μ 和 θ_p 与 U、S、L 和 T 之间的映射关系。

利用响应面模型结合蒙特卡罗法分析着陆器软着陆性能的过程为:将 k、c_{max} 和 r 设置为定值,此时响应面模型的变量仅为 α、μ 和 θ_p;再按表 2 中 α、μ 和 θ_p 的分布规律抽取一定数量的样本点,代入响应面模型计算;最后根据计算结果可得到 U、S、L 和 T 的均值、标准差等统计学特征。

表 4 响应面模型精度分析

Table 4 Accuracy analysis of response surface model

模型参数	$R_{MSE}/10^{-4}$	R^2
U	1.525	0.998
S	10.25	0.999
L	1.856	0.999
T	1.321	0.999

4.2 缓冲特性参数优化设计

为了提升着陆器在不确定工况下的软着陆性能,本文以最大化 U、T 的均值 μ_U、μ_T,最小化 L 的均值 μ_L 与 U、T 和 L 的标准差 σ_U、σ_T 和 σ_L 为优化目标,以蒙特卡罗模拟过程中 U、T 的最小取值与 S、L 的最大取值不超过许用值作为约束条件建立优化数学模型[20]。其中,性能指标值的均值与标准差通过加权处理整合为一个目标函数,加权系数 ζ 可以根据具体设计要求做出调整。此外,为了防止优化后着陆器的性能指标值与许用边界重合,优化过程中,将 U 的许用值提升为 360 mm,T 的许用值提升为 100 mm,S 的许用值降为 140 mm,L 的许用值降为 12 g。综上,本文取加权系数 $\zeta=0.2$,建立优化数学模型如下:

$$\min\begin{cases} f_1 = -\zeta\mu_T + (1-\zeta)\sigma_T \\ f_2 = -\zeta\mu_U + (1-\zeta)\sigma_U \\ f_3 = \zeta\mu_L + (1-\zeta)\sigma_L \end{cases}$$

$$\text{s.t.}\begin{cases} U_{min} > 360\ \text{mm} \\ T_{min} > 100\ \text{mm} \\ S_{max} < 140\ \text{mm} \\ L_{max} < 12g \\ \zeta = 0.2 \\ \boldsymbol{x}_0^{(L)} < \boldsymbol{x}_0 < \boldsymbol{x}_0^{(U)} \end{cases} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{x}_0 = (k, c_{max}, r)^T$ 为设计变量,$\boldsymbol{x}_0^{(L)}$ 与 $\boldsymbol{x}_0^{(U)}$

分别表示设计变量的下界与上界;U_{min}、T_{min}与S_{max}、L_{max}分别为蒙特卡罗模拟过程中 U、T 的最小值与 S、L 的最大值。本文应用第二代非劣排序遗传算法(NSGA-Ⅱ)进行迭代计算,算法参数配置如表 5 所示。

每轮迭代计算均利用 3.1 节提到的响应面法进行 100 000 次蒙特卡罗模拟,输出 U、L 和 T 的均值与标准差,同时输出 U、T 的最小值与 S、L 的最大值。经过迭代计算,得到该优化问题的 Pareto 最优解集,并绘制 Pareto 前沿曲面如图 5 所示。

在 Pareto 最优解集中,选取使着陆器加速度过载最小的解作为最优解,即 $\boldsymbol{x}_0^* = (k^*, c_{max}^*, r^*)^T = (57\,460.663\ \text{N/m}, 42\,509.866\ \text{N}\cdot\text{s/m}, 0.638)^T$。将该组解代入仿真模型,再次抽取1 000 个样本点进行蒙特卡罗模拟。通过仿真计算,得到软着陆性能分析结果如表 6 所示。

根据优化前后的 2 000 组蒙特卡罗模拟结果,做出 U、L、T 的散点图如图 6 所示。

对比表 3 与表 6 的结果可知:优化后,在 U、S、L 和 T 超出许用值概率依旧为 0 的前提下,U 的均值提升了 0.281%、标准差增加了 6.379%,L 的均值降低了 1.455%、标准差降低了 19.310%,T 的均值降低了0.141%、标准差增加了2.576%。

表 5　优化参数设置

Table 5　Value of optimal parameters

参　数	种群数	进化代数	交叉指数	变异指数	交叉概率
数　值	12	20	10	20	0.9

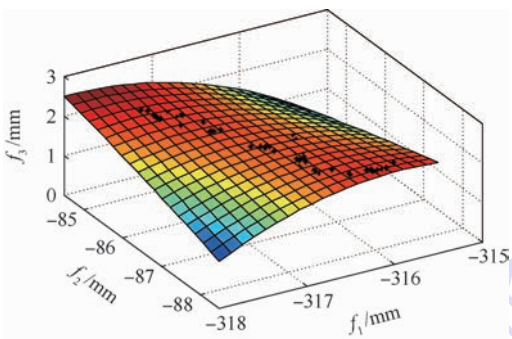


图 5　Pareto 前沿曲面

Fig. 5　Surface of Pareto front

表 6　优化后软着陆性能分析结果

Table 6　Analysis results of soft landing performace after optimizaiton

性能指标	均　值	标 准 差
U/mm	437.505	1.284
S/mm	49.588	2.564
L/g	9.485	0.234
T/mm	1 701.452	38.067

注:超出许用值概率均为 0。

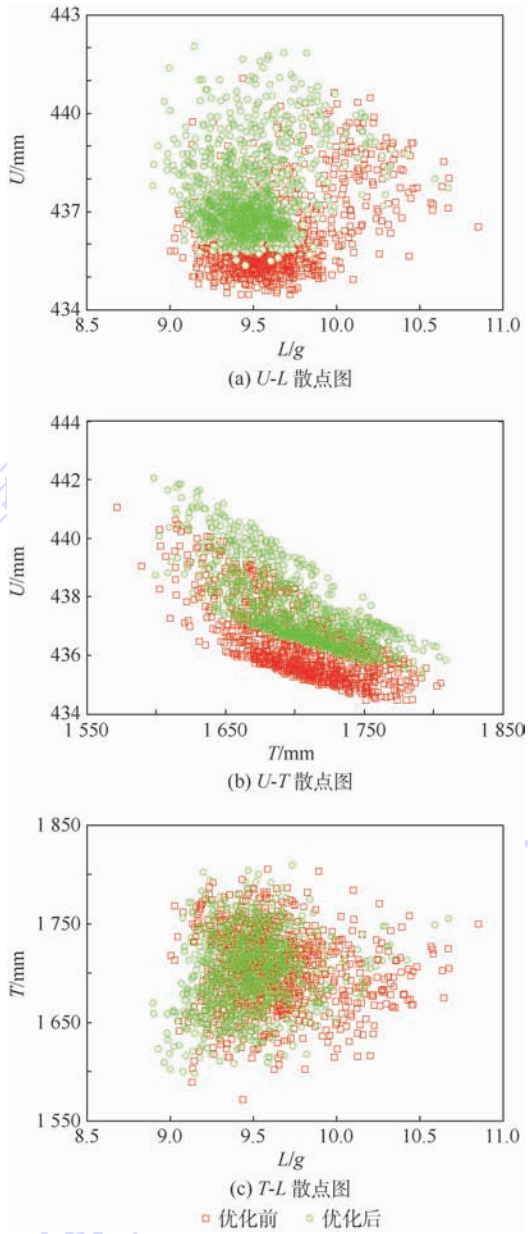


图 6　U-L、U-T 及 T-L 散点图

Fig. 6　Scatter plot of U-L, U-T and T-L

由图 6 可直观看出:优化后,U 的标准差虽然有所增加,但其取值更加远离许用边界,着陆器底面抗损坏能力增强;优化后,L 取值更加远离许用边界,着陆器的加速度过载得到削弱;优化后,T 的均值虽然有所减小且标准差有所增加,但 T 与许用边界的距离基本保持不变;从而可知,优化后着陆器的软着陆综合性能得到提升。

5　结　论

1)本文以一种参数可控的腿式着陆器用变阻尼缓冲器为研究对象,应用 ADAMS 软件建立了装有变阻尼缓冲器的着陆器动力学仿真模型,并结合仿真模型与蒙特卡罗法验证了变阻尼缓冲

北航学报 赠阅

器应用于着陆器中的可行性。

2）基于仿真模型计算结果，构造了描述变阻尼缓冲器的缓冲特性参数、着陆工况参数和软着陆性能指标值之间复杂关系的响应面模型，并利用响应面模型、蒙特卡罗法与 NSGA-Ⅱ优化了变阻尼缓冲器的相关参数。利用仿真模型验证，优化后的变阻尼缓冲器使着陆器的软着陆综合性能得到提升。

3）本文的研究内容对着陆器变阻尼缓冲器的设计具有借鉴意义，且本文的研究方法具有通用性，可用于其他机械系统的优化设计中。

参考文献（References）

[1] 李萌. 腿式着陆缓冲装置吸能特性及软着陆过程动力学仿真研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2013：1-10.
LI M. Research on energy absorbers of legged-type lander and dynamic simulation on its soft landing process[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 1-10(in Chinese).

[2] 杨建中，曾福明，满剑锋，等. 嫦娥三号着陆器着陆缓冲系统设计与验证[J]. 中国科学：技术科学，2014，44(5)：440-449.
YANG J Z, ZENG F M, MAN J F, et al. Design and verification of the landing impact attenuation system for Chang'E-3 lander[J]. Scientia Sinica Technologica, 2014, 44(5): 440-449(in Chinese).

[3] 王家俊，王春洁，宋顺广. 基于响应面法的月球着陆器软着陆性能优化[J]. 北京航空航天大学学报，2014，40(5)：707-711.
WANG J J, WANG C J, SONG S G. Performance optimization of lunar lander based on response surface methodology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 707-711(in Chinese).

[4] 吴宏宇，王春洁，丁建中，等. 基于多工况的新型着陆器软着陆性能优化[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(4)：776-781.
WU H Y, WANG C J, DING J Z, et al. Soft landing performance optimization for novel lander based on multiple working conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 776-781(in Chinese).

[5] LUCAS G H, ROBERT H D, VELORIA J M. Modeling and validation of a navy A6-Intruder actively controlled landing gear system: NASA/TP-1999-209124[M]. Washington, D. C.: NASA, 1999.

[6] MIKULOWSKI G M, HOLNICKISZULC J. Adaptive landing gear concept-feedback control validation[J]. Smart Materials and Structures, 2007, 16(6): 2146-2158.

[7] MIKULOWSKI G, JANKOWSKI L. Adaptive landing gear: Optimum control strategy and potential for improvement[J]. Shock and Vibration, 2015, 16(2): 175-194.

[8] 牛伯瑶. 月球探测器着陆系统磁流变缓冲器的结构设计与优化[D]. 重庆：重庆大学，2016：23-55.
NIU B Y. The structure design and optimization of magnetorheological buffer of lunar landing system[D]. Chongqing: Chongqing University, 2016: 23-55(in Chinese).

[9] 汪岸柳. 月球着陆器软着陆动力学与半主动控制研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2011：80-109.
WANG A L. Investigation on the soft-landing dynamics and semi-active control for lunar lander[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 80-109(in Chinese).

[10] MAEDA T, OTSUKI M, HASHIMOTO T, et al. Attitude stabilization for lunar and planetary lander with variable damper[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(8): 1790-1804.

[11] 吴宏宇，王春洁，丁宗茂，等. 两种着陆模式下的着陆器缓冲机构构型优化[J]. 宇航学报，2017，38(10)：1032-1040.
WU H Y, WANG C J, DING Z M, et al. Configuration optimization of landing gear under two kinds of landing modes[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(10): 1032-1040(in Chinese).

[12] ZUPP G A, DOIRON H H. A mathematical procedure for predicting the touchdown dynamics of a soft landing vehicle: NASA-TN-D-7045[R]. Washington, D. C.: NASA, 1971.

[13] NOHMI M, MIYAHARA A. Modeling for lunar lander by mechanical dynamics software: AIAA-2005-6416[R]. Reston: AIAA, 2005.

[14] MERCHANT D H, SAWDY D T. Monte Carlo dynamic analysis for lunar module landing loads[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(1): 48-55.

[15] MURACA R J, CAMPBELL J W, KING C A. A Monte Carlo analysis of the Viking lander dynamics at touchdown: NASA-TN-D-7959[R]. Washington, D. C.: NASA, 1975.

[16] 宋顺广，王春洁. 基于蒙特卡罗法的月球探测器着陆稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2013，39(9)：1348-1352.
SONG S G, WANG C J. Landing stability analysis of the lunar lander based on Monte Carlo approach[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(9): 1348-1352(in Chinese).

[17] 李铁柱，李光耀，陈涛，等. 基于 Kriging 近似模型的汽车乘员约束系统稳健性设计[J]. 机械工程学报，2010，46(22)：123-129.
LI T Z, LI G Y, CHEN T, et al. Robustness design of occupant restraint system based on Kriging model[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(22): 123-129(in Chinese).

[18] KURTARAN H, ESKANDARIAN A, MARZOUGUI D. Crashworthiness design optimization using successive response surface approximations[J]. Computational Mechanics, 2002, 29(4-5): 409-421.

[19] LI M, DENG Z Q, GUO H W, et al. Optimizing crashworthiness design of square honeycomb structure[J]. Journal of Central South University of Technology, 2014, 21(3): 912-919.

[20] TSUIK L. An overview of Taguchi method and newly developed statistical methods for robust design[J]. IIE Transactions, 1992, 24(5): 44-57.

作者简介：

刘学翱 男，博士研究生。主要研究方向：航天机构的设计与分析。

北航学报 赠阅

吴宏宇　男,硕士研究生。主要研究方向:航天机构的设计、性能分析及优化。

王春洁　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字化设计与仿真技术。

Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer

LIU Xueao[1], WU Hongyu[1,2], WANG Chunjie[1,3,*], DING Zongmao[1], DING Jianzhong[1]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Department of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
3. State Key Laboratory of Virtual Reality and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to analyze soft landing performance of typical legged lander with variable damping buffer, the dynamic simulation model of lander was established. Based on the simulation model, the soft landing performance of the lander in the uncertain landing environment was analyzed by using Monte Carlo method. The sample points were obtained by using dynamic simulation model and optimized Latin hypercube experiment design, and the incomplete three-order polynomial response surface surrogate models which reflects the complex relationship among the configuration parameters of landing gear, the landing environment parameters and the values reflecting the soft landing performance were established. In order to obtain the variable damping buffer with best performance, the buffer characteristic parameters of the variable damping buffer were optimized by combining the response surface model, Monte Carlo method and non-dominated sorting genetic algorithm Ⅱ (NSGA-Ⅱ). The simulation model verification shows that the optimized soft landing performance of lander with variable damping buffer is enhanced.

Keywords: legged lander; variable damping buffer; dynamic analysis; response surface model; Monte Carlo method; multi-objective optimization

Received: 2017-12-26; **Accepted**: 2018-01-26; **Published online**: 2018-03-06 15:33
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180306.1528.004.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51635002)
* **Corresponding author**. E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0028

基于耦合气动参数的 HGV 多模型估计

张凯[1], 熊家军[2,*], 付婷婷[2], 席秋实[2]
(1. 空军预警学院 研究生大队, 武汉 430019; 2. 空军预警学院 预警情报系, 武汉 430019)

摘 要: 利用气动参数对未知气动力建模是提高高超声速滑翔目标跟踪精度的有效途径。对目标气动加速度及其导数项进行分析,在非耦合气动参数模型的基础上,考虑气动加速度在转弯和俯仰方向存在的先验信息,推导滚转和螺旋 2 种耦合气动参数模型。利用一种分离估计模型对目标状态与气动参数进行估计,分别给出状态滤波器和气动参数滤波器的表达式。同时,考虑不同飞行模式下参数的机动频率,构建基于耦合气动参数的交互多模型跟踪算法。仿真表明,本文所提算法精度显著高于针对该类目标的其他跟踪算法。同时,滚转模型的性能优于螺旋模型,且计算复杂度更小。

关 键 词: 高超声速飞行器; 机动目标跟踪; 气动参数; 动力学建模; 交互多模型
中图分类号: V557+.1; TN953; V412.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2156-09

作为新一代跨大气层空天飞行器,高超声速滑翔目标(Hypersonic Gliding Vehicle, HGV)结合了航天器与航空器的特征,具有高速高机动、高精度、大航程等特点,可实施远距离机动快速打击[1-2]。随着美国分别于 2011 年和 2017 年成功试射陆基和潜射型高超声速滑翔弹头(AHW 和 IRCPS),标志着 HGV 武器已初步具备作战能力,这给中国空天安全带来了巨大威胁。面对这类目标早期预警和拦截中的目标跟踪问题,有必要结合 HGV 的动力学特性进一步研究相关理论。

不同于传统高速目标,HGV 沿非惯性弹道机动飞行,地基传感器存在探测时间短、测量精度低等问题,使用传统跟踪算法难以对 HGV 实现准确跟踪。从滤波器应用角度来看 HGV 跟踪是典型的非线性滤波问题,其估计性能很大程度上取决于目标状态模型的精细程度。一般来说,合理构建机动目标的高阶状态模型有助于提高估计精度。根据目标状态建模思想的不同,方法大体可分为 2 类:①对目标未知加速度或加加速度建模[3-4],构建 CA、Singer 和 Jerk 等运动学模型,这种方法通用性较强,具有较快的机动响应能力,但估计精度有限;②对目标未知气动力建模[5],通过状态增广[6-9]或输入估计[10-12]等方法构建动力学模型,这种方法物理含义清晰,稳定跟踪时估计精度高,广泛应用于机动再入目标跟踪。缺点是当气动力变化较快或模型不够准确时,跟踪精度会大幅下降。由于 HGV 运动形式复杂,单一运动模型难以准确刻画其运动特征,交互多模型(Interacting Multiple Model, IMM)方法可以较好地表现 HGV 的复杂机动[8-9,12-13]。然而,在面对状态维度大、传感器采样率高的 HGV 估计问题时,IMM 往往会大幅增加了运算负担。

据以上分析可知,对未知气动力准确建模是提高 HGV 跟踪精度的有效途径。同时,IMM 方法可以显著改善模型匹配程度,但如何调和模型集覆盖能力与计算量之间的矛盾是亟需解决的问

收稿日期: 2018-01-12; **录用日期**: 2018-05-11; **网络出版时间**: 2018-06-12 18:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180612.1007.001.html
基金项目: 国家"863"计划(2015AA7326042, 2015AA8321471); 全军军事类研究生资助课题(2016JY312)
* **通信作者**. E-mail: 124611796@qq.com

引用格式: 张凯, 熊家军, 付婷婷, 等. 基于耦合气动参数的 HGV 多模型估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2156-2164. ZHANG K, XIONG J J, FU T T, et al. Multi-model estimation of HGV based on coupled aerodynamic parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2156-2164 (in Chinese).

题。为此，本文首先论证气动加速度建模的必要性，将气动加速度在转弯和俯仰方向存在的耦合信息引入气动参数模型，构建滚转（Bank）和螺旋（Sprial）模型。然后，综合考虑估计精度和实时性的需求，使用一种目标状态与气动参数分离估计的模型替代传统的状态增广模型，并对大幅变化的参数对应的机动频率进行 IMM 建模。最后，对不同条件下的多种模型跟踪算法进行仿真验证。

1　目标气动加速度分析

在东北天（East-North-Up，ENU）坐标系中，HGV 加速度 $\ddot{\boldsymbol{r}}$ 的矢量表达式可描述为

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{a}_{\mathrm{A}} + \boldsymbol{a}_{\mathrm{G}} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 为气动加速度，是造成目标机动的原因；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{G}}$ 为重力加速度。

从式（1）中可以看出，目标在重力加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{G}}$ 作用下，运动方式表现为惯性弹道再入运动；在 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 各向分量的作用下，目标具有非惯性的跳跃再入和横向机动能力。为从动力学角度理解 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 的变化规律，将 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 在位于目标质心的半速度（Velocity-Turn-Climb，VTC）坐标系中分解[5]：

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}} = -D\boldsymbol{u}_{\mathrm{v}} + L(-\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}\sin\varphi + \boldsymbol{u}_{\mathrm{c}}\cos\varphi) \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{u}_{\mathrm{v}}$、$\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}$ 和 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}}$ 为 VTC 坐标系中各坐标轴的单位矢量；φ 为滚转角；D 和 L 分别为阻力加速度和升力加速度，其表达式为

$$\begin{cases} D = \dfrac{1}{2}\rho v^2 \dfrac{C_D(\alpha)S}{m} \\ L = \dfrac{1}{2}\rho v^2 \dfrac{C_L(\alpha)S}{m} \end{cases}$$

其中：m 为质量；ρ 为大气密度；v 和 S 分别为目标速度和等效截面积；α 为迎角，φ 和 α 为 HGV 的控制变量；$C_D(\alpha)$ 和 $C_L(\alpha)$ 分别为阻力系数和升力系数，为 α 的函数。

从式（2）可以看出，HGV 通过调整 φ 和 α，使 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 各向分量发生变化从而实现各种复杂机动。为进一步分析 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 对目标运动状态的影响，对 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 进行求导，则有[14]

$$\dot{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{A}} = \overbrace{\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}}^{\mathrm{I}} + \overbrace{\dot{\varphi}\boldsymbol{u}_{\mathrm{v}}\times\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}}^{\mathrm{II}} - \overbrace{D\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{v}}}^{\mathrm{III}} + \overbrace{\dot{L}(-\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}\sin\varphi + \boldsymbol{u}_{\mathrm{c}}\cos\varphi)}^{\mathrm{IV}} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}$ 为目标质心的瞬时角速度。定义速度 $\boldsymbol{v}$ 和加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 所在的瞬时平面为 Γ。分析式（3）可知：Ⅰ项表示目标在平面 Γ 内的转弯机动；Ⅱ项表示由滚转角加速度 $\dot{\varphi}$ 引起的绕质心运动模型；Ⅲ项由 D 变化引起，该项位于平面 Γ 内，作用于质心运动；Ⅳ项由 L 和 φ 变化引起，作用于目标的绕质心运动。

通过分析 $\dot{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{A}}$ 不难发现，HGV 机动由质心运动和绕质心运动组成，其实质是气动力变化引起式（3）中各项运动模型的改变。可见，对未知气动力进行建模有助于认识飞行动力学的本质，改善目标状态的估计精度。

2　耦合气动参数建模

2.1　气动参数定义

HGV 机动是由目标的控制变量变化决定的。据式（2）可知，即使 φ 和 α 不发生变化，由于目标跳跃飞行的原因，大气密度 ρ 剧烈变化，气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 的各向分量会大幅波动。因此，直接对气动加速度建模会造成 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 的变化规律难以刻画。利用已知的状态依赖参量 $\rho v^2/2$ 将气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 中的未知参数（$C_D(\alpha)$、$C_L(\alpha)$、S、m 和 φ）转化为气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}} = [\alpha_{\mathrm{v}}, \alpha_{\mathrm{t}}, \alpha_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$ 是一种流行的建模做法[5]。参照文献[5]建立气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 与气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 的关系式为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}} = \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho v^2 \boldsymbol{T}_{\mathrm{VTC}}^{\mathrm{ENU}} \begin{bmatrix} -\alpha_{\mathrm{v}} \\ \alpha_{\mathrm{t}} \\ \alpha_{\mathrm{c}} \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho v^2 \begin{bmatrix} \dfrac{\dot{x}}{v} & -\dfrac{\dot{y}}{v_{\mathrm{g}}} & -\dfrac{\dot{x}\dot{z}}{vv_{\mathrm{g}}} \\ \dfrac{\dot{y}}{v} & \dfrac{\dot{x}}{v_{\mathrm{g}}} & -\dfrac{\dot{y}\dot{z}}{vv_{\mathrm{g}}} \\ \dfrac{\dot{z}}{v} & 0 & \dfrac{v_{\mathrm{g}}}{v} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\alpha_{\mathrm{v}} \\ \alpha_{\mathrm{t}} \\ \alpha_{\mathrm{c}} \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中：$v = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}$；$v_{\mathrm{g}} = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}$；$x$、$y$ 和 z 分别为目标位置矢量在 ENU 坐标系中的分量，A_x、A_y 和 A_z 分别为 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 在 ENU 坐标系中的分量；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{VTC}}^{\mathrm{ENU}}$ 为 VTC 坐标系到 ENU 坐标系的坐标转换矩阵；α_{v}、α_{t} 和 α_{c} 分别为在 VTC 坐标系中沿 3 个坐标轴的阻力参数、转弯力参数和爬升力参数。

气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 与大气密度 ρ 变化无关，可以直接表征目标的各向机动：$\alpha_{\mathrm{t}} > 0$ 和 $\alpha_{\mathrm{t}} < 0$ 分别对应目标水平左转和右转机动；$\alpha_{\mathrm{c}} > 0$ 和 $\alpha_{\mathrm{c}} < 0$ 分别对应目标爬升和俯冲机动。利用气动参数 α 取代气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 表示目标的未知机动输入，可以直接从目标机动特点出发调整模型参数，有助于提高估计精度。然而，$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}} = [\alpha_{\mathrm{v}}, \alpha_{\mathrm{t}}, \alpha_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$ 本质上是对气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 的解耦处理，分析式（2）可知，$\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 在转弯和俯仰方向存在明显的耦合关系。为有效利用这一耦合关系以提高建模精度，

2.2 节和 2.3 节将其作为先验信息引入气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 表达式中,分别建立 Bank 和 Spiral 模型。

2.2 Bank 模型

联立式(2)和式(4),可得气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 与控制变量 α、φ 之间的关系式为

$$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}=\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}\\ \alpha_{\mathrm{t}}\\ \alpha_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{C_D(\alpha)S}{m}\\ -\dfrac{C_L(\alpha)S}{m}\sin\varphi\\ \dfrac{C_L(\alpha)S}{m}\cos\varphi\end{bmatrix} \tag{5}$$

从式(5)中不难看出滚转角 φ 通过改变 $C_L(\alpha)S/m$ 在纵向平面的指向实现目标机动,表现为转弯力参数 α_{t} 和爬升力参数 α_{c} 的非线性负相关:

$$\begin{cases}C_L^2(\alpha)\propto\alpha_{\mathrm{t}}^2+\alpha_{\mathrm{c}}^2\\ \tan\varphi=-\alpha_{\mathrm{t}}/\alpha_{\mathrm{c}}\end{cases} \tag{6}$$

为此,定义总升力参数 $\alpha_{\mathrm{l}}=\sqrt{\alpha_{\mathrm{t}}^2+\alpha_{\mathrm{c}}^2}$,将 α_{l} 和 φ 引入气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 中,可得改进的气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 为

$$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}=\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}\\ \alpha_{\mathrm{l}}\\ \varphi\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}\\ \sqrt{\alpha_{\mathrm{t}}^2+\alpha_{\mathrm{c}}^2}\\ -\arctan(\alpha_{\mathrm{t}}/\alpha_{\mathrm{c}})\end{bmatrix} \tag{7}$$

气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 从动力学的角度表征了目标的控制规律,具有清晰的物理意义:α_{v} 和 α_{l} 对应阻力和升力的大小,φ 表示升力的方向。通过这种形式的参数建模,$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 考虑了 α_{t} 和 α_{c} 之间的耦合关系,但本质上与 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 同阶,并未增加计算复杂度。联立式(4)和式(7),可利用 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 表示气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}=\begin{bmatrix}A_x\\ A_y\\ A_z\end{bmatrix}=\frac{1}{2}\rho v^2\boldsymbol{T}_{\mathrm{VTC}}^{\mathrm{ENU}}(\boldsymbol{v})\begin{bmatrix}-\alpha_{\mathrm{v}}\\ -\alpha_{\mathrm{l}}\sin\varphi\\ \alpha_{\mathrm{l}}\cos\varphi\end{bmatrix} \tag{8}$$

采用一阶马尔可夫模型表示各参数的机动特性,气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 的系统模型可表达为

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_{\mathrm{v}}\\ \dot{\alpha}_{\mathrm{l}}\\ \dot{\varphi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\lambda_{\mathrm{v}}&0&0\\ 0&-\lambda_{\mathrm{l}}&0\\ 0&0&-\lambda_{\varphi}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}\\ \alpha_{\mathrm{l}}\\ \varphi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}w_{\mathrm{v}}\\ w_{\mathrm{l}}\\ w_{\varphi}\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中:w_{v}、w_{l} 和 w_{φ} 分别为对应参数的过程噪声;λ_{v}、λ_{l} 和 λ_{φ} 分别为对应参数的机动频率。HGV 飞行过程中,α 主要起到维持目标稳定飞行的作用,α 频繁调整容易造成目标气动热急剧增大甚至飞行失稳,一般取为常值或小区间变化[15]。同时,研究表明短时间内 $C_D(\alpha)$ 和 $C_L(\alpha)$ 随 α 呈现近似线性变化[16-17]。因此,λ_{v} 和 λ_{l} 可取为较小的值。同时,作为目标机动的主要控制变量,滚转角 φ 决定了升力在转弯和爬升方向分量的大小,变化较为频繁,λ_{φ} 可取为较大的值。

2.3 Spiral 模型

与 Bank 模型思想类似,Spiral 模型也考虑了 α_{t} 和 α_{c} 之间的耦合关系。根据式(5)分别对 α_{t} 和 α_{c} 求导,则有

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_{\mathrm{t}}\\ \dot{\alpha}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\dfrac{C_L(\alpha)S}{m}\dot{\varphi}\cos\varphi\\ -\dfrac{C_L(\alpha)S}{m}\dot{\varphi}\sin\varphi\end{bmatrix} \tag{10}$$

可知 α_{t} 和 α_{c} 可组成一个稳定的谐波振荡器[6]

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_{\mathrm{t}}\\ \dot{\alpha}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&-\varpi\\ \varpi&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{t}}\\ \alpha_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\qquad\varpi=\dot{\varphi} \tag{11}$$

式中:ϖ 为滚转角 φ 的角加速度,反映了滚转角 φ 变化的剧烈程度。将 ϖ 增广到气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 中,可得改进的气动参数向量为 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{S}}=[\alpha_{\mathrm{v}},\alpha_{\mathrm{t}},\alpha_{\mathrm{c}},\varpi]^{\mathrm{T}}$。不难看出,$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{S}}$ 利用 α_{v}、α_{t} 和 α_{c} 表征了目标在 VTC 坐标系中各向的机动,利用 ϖ 表征了 α_{t} 和 α_{c} 之间的耦合关系,ϖ 本质上是 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{P}}$ 的一阶导数信息。

Spiral 模型的气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}$ 表达式与式(4)保持一致。采用一阶马尔可夫模型表示 ϖ 的机动特性,气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{S}}$ 的系统模型可表达为

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_{\mathrm{v}}\\ \dot{\alpha}_{\mathrm{t}}\\ \dot{\alpha}_{\mathrm{c}}\\ \dot{\varpi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\lambda_{\mathrm{v}}&0&0&0\\ 0&0&-\varpi&0\\ 0&\varpi&0&0\\ 0&0&0&-\lambda_{\varpi}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}\\ \alpha_{\mathrm{t}}\\ \alpha_{\mathrm{c}}\\ \varpi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}w_{\mathrm{v}}\\ w_{\mathrm{t}}\\ w_{\mathrm{c}}\\ w_{\varpi}\end{bmatrix} \tag{12}$$

式中:w_{t}、w_{c} 和 w_{ϖ} 分别为对应参数的过程噪声;λ_{ϖ} 为 ϖ 对应的机动频率。由于 ϖ 变化是目标机动的主要影响,λ_{ϖ} 可取为较大的值。

3 IMM 分离估计算法

3.1 分离估计模型

基于气动参数建模的跟踪算法通常将气动参数增广到状态模型进行滤波计算,但这种算法在多模型条件下会显著增加计算复杂度。考虑到需要对气动参数进行多模型假设,本文使用一种状态量与气动参数分离估计模型替代增广模型,可有效降低计算复杂度[18]。

如图 1 所示,分离估计模型由状态滤波器和气动参数滤波器组成。估计过程分为 2 步:①状态滤波器利用量测数据 $\boldsymbol{z}$ 和气动参数的伪测量值

图 1　分离估计模型结构

Fig. 1　Structure of decomposed estimation model

$\hat{\boldsymbol{\alpha}}$ 滤波计算状态估计值 $\hat{\boldsymbol{x}}$;②气动参数滤波器利用伪测量值 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 滤波计算气动参数估计值 $\hat{\boldsymbol{\alpha}}$。可以看出,与传统增广模型相比,分离估计模型减少了目标估计维数,在满足同等精度要求时,可有效提高计算效率。

3.2　滤波器描述

3.2.1　状态滤波器

ENU 坐标系下 HGV 状态方程的离散化表达式为

$$\boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{F}_x\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{G}[\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}(k)+\boldsymbol{a}_{\mathrm{G}}(k)]+\boldsymbol{w}_x(k) \tag{13}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_x=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & T\boldsymbol{I}_{3\times3} & 0.5T^2\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & T\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}0.5T^2\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ T\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{14}$$

$\boldsymbol{x}(k)=[x(k),y(k),z(k),\dot{x}(k),\dot{y}(k),\dot{z}(k),\ddot{x}(k),\ddot{y}(k),\ddot{z}(k)]^{\mathrm{T}}$;$T$ 为采样周期;$\boldsymbol{F}_x$ 为状态转移矩阵;$\boldsymbol{G}$ 为加速度输入矩阵;$\boldsymbol{w}_x(k)$ 为方差为 $\boldsymbol{Q}_x(k)$ 的高斯过程噪声;气动加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{A}}(k)$ 表达式在各耦合模型中已描述;重力加速度为 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{G}}(k)=[g_x(k),g_y(k),g_z(k)]^{\mathrm{T}}$,其表达式为

$$\begin{bmatrix}g_x(k)\\ g_y(k)\\ g_z(k)\end{bmatrix}=\frac{\mu}{[x(k)^2+y(k)^2+(z(k)-R_{\mathrm{e}})]^{3/2}}\cdot\begin{bmatrix}x(k)\\ y(k)\\ z(k)-R_{\mathrm{e}}\end{bmatrix} \tag{15}$$

其中:R_{e} 为地球半径。

在球坐标系中建立量测方程,目标的量测值为 $\boldsymbol{z}(k)=[R(k),A(k),E(k)]^{\mathrm{T}}$,$R(k)$、$A(k)$ 和 $E(k)$ 分别为观测的径向距离、俯仰角和方位角。根据 ENU 坐标系和球坐标系的转换关系,目标的量测方程可表达为

$$\boldsymbol{z}(k+1)=\boldsymbol{h}[\boldsymbol{x}(k+1)]+\boldsymbol{v}_x(k+1)=\begin{bmatrix}\sqrt{x(k)^2+y(k)^2+z(k)^2}\\ \arctan(x(k+1)/y(k+1))\\ \arctan(z(k+1)/\sqrt{x^2(k+1)+y^2(k+1)})\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}n_R(k+1)\\ n_A(k+1)\\ n_E(k+1)\end{bmatrix} \tag{16}$$

式中:$\boldsymbol{v}_x$ 为状态滤波器的量测噪声;$n_R(k+1)$、$n_A(k+1)$ 和 $n_E(k+1)$ 为各量测值对应的量测噪声。状态滤波器的过程噪声 $\boldsymbol{Q}_x(k)$ 与量测噪声 $\boldsymbol{R}_x(k)$ 参考文献[19]。

3.2.2　Bank 参数滤波器

对式(9)离散化,可得 Bank 参数滤波器状态模型的表达式为

$$\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}(k+1)\\ \alpha_{\mathrm{t}}(k+1)\\ \varphi(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\mathrm{e}^{-\lambda_\varphi T} & 0 & 0\\ 0 & \mathrm{e}^{-\lambda_\varphi T} & 0\\ 0 & 0 & \mathrm{e}^{-\lambda_\varphi T}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}(k)\\ \alpha_{\mathrm{t}}(k)\\ \varphi(k)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}w_{\mathrm{v}}(k)\\ w_{\mathrm{t}}(k)\\ w_\varphi(k)\end{bmatrix} \tag{17}$$

根据状态滤波器计算的估计值 $\hat{\boldsymbol{x}}(k)$,结合式(1)和式(4)计算气动参数 $\boldsymbol{\alpha}$ 的估计值 $\hat{\boldsymbol{\alpha}}(k)$

$$\begin{bmatrix}\hat{\alpha}_{\mathrm{v}}(k)\\ \hat{\alpha}_{\mathrm{t}}(k)\\ \hat{\alpha}_{\mathrm{c}}(k)\end{bmatrix}=\frac{2[\boldsymbol{T}_{\mathrm{VTC}}^{\mathrm{ENU}}(k)]^{-1}}{\hat{\rho}(k)\hat{v}^2(k)}\begin{bmatrix}\ddot{\hat{x}}(k)-\hat{g}_x(k)\\ \ddot{\hat{y}}(k)-\hat{g}_y(k)\\ \ddot{\hat{z}}(k)-\hat{g}_z(k)\end{bmatrix} \tag{18}$$

利用状态估计值 $\hat{\boldsymbol{\alpha}}_{\mathrm{P}}(k)$ 作为 Bank 参数滤波器的伪量测值,根据式(7)可得气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}$ 的伪量测值 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{m}}(k+1)$ 表达式为

$$\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}^{\mathrm{m}}(k+1)\\ \alpha_{\mathrm{l}}^{\mathrm{m}}(k+1)\\ \varphi^{\mathrm{m}}(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\hat{\alpha}_{\mathrm{v}}(k)\\ \sqrt{\hat{\alpha}_{\mathrm{t}}^{\,2}(k)+\hat{\alpha}_{\mathrm{c}}^{\,2}(k)}\\ -\arctan\left(\dfrac{\hat{\alpha}_{\mathrm{t}}(k)}{\hat{\alpha}_{\mathrm{c}}(k)}\right)\end{bmatrix} \tag{19}$$

伪量测值 $\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{m}}(k+1)$ 可用于如下量测模型:

$$\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}^{\mathrm{m}}(k+1)\\ \alpha_{\mathrm{l}}^{\mathrm{m}}(k+1)\\ \varphi^{\mathrm{m}}(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_{\mathrm{v}}(k+1)\\ \alpha_{\mathrm{t}}(k+1)\\ \varphi(k+1)\end{bmatrix}+\boldsymbol{v}_{\mathrm{B}}(k+1) \tag{20}$$

利用状态滤波器得到的状态误差协方差 $\boldsymbol{P}_x(k)$ 求解量测误差协方差 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}(k+1)$ 为

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{B}}(k+1)=\mathrm{diag}(r_{\mathrm{B1}},r_{\mathrm{B2}},r_{\mathrm{B3}}) \tag{21}$$

式中:

$$r_{\mathrm{B1}}=[\nabla_{x_k}\alpha_{\mathrm{v}}(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\alpha_{\mathrm{v}}(k)]^{\mathrm{T}}$$

$$r_{\mathrm{B2}}=[\nabla_{x_k}\alpha_{\mathrm{l}}(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\alpha_{\mathrm{l}}(k)]^{\mathrm{T}}$$

$r_{B3} = [\nabla_{x_k}\varphi(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\varphi(k)]^{\mathrm{T}}$

$\nabla_{x_k}\alpha_v(k)$ 为 $\alpha_v(k)$ 相对于 $x(k)$ 的雅可比矩阵，其余类似此处。

3.2.3 Spiral 参数滤波器

对式(12)离散化，可得 Spiral 参数滤波器状态模型表达式为

$$\begin{bmatrix}\alpha_v(k+1)\\ \alpha_t(k+1)\\ \alpha_c(k+1)\\ \omega(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}e^{-\lambda_v T} & 0 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\varpi T) & \sin(\varpi T) & 0\\ 0 & -\sin(\varpi T) & \cos(\varpi T) & 0\\ 0 & 0 & 0 & e^{-\lambda_\varphi T}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\alpha_v(k)\\ \alpha_t(k)\\ \alpha_c(k)\\ \varpi(k)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}w_v(k)\\ w_t(k)\\ w_c(k)\\ w_\varpi(k)\end{bmatrix} \tag{22}$$

利用式(18)中得到的状态估计值 $\hat{\boldsymbol{\alpha}}_P(k)$ 作为 Spiral 参数滤波器的伪量测值，可得气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_S$ 的伪量测值 $\boldsymbol{\alpha}_S^m(k+1)$ 表达式为

$$\begin{bmatrix}\alpha_v^m(k+1)\\ \alpha_t^m(k+1)\\ \alpha_c^m(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\hat{\alpha}_v(k)\\ \hat{\alpha}_t(k)\\ \hat{\alpha}_c(k)\end{bmatrix} \tag{23}$$

伪量测值 $\boldsymbol{\alpha}_S^m(k+1)$ 可用于如下量测模型：

$$\begin{bmatrix}\alpha_v^m(k+1)\\ \alpha_t^m(k+1)\\ \alpha_c^m(k+1)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\ 0&1&0&0\\ 0&0&1&0\\ 0&0&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_v(k+1)\\ \alpha_t(k+1)\\ \alpha_c(k+1)\\ \varpi(k+1)\end{bmatrix}+\boldsymbol{v}_S(k+1) \tag{24}$$

根据状态滤波器得到的状态误差协方差 $\boldsymbol{P}_x(k)$ 求解量测误差协方差 $\boldsymbol{R}_s(k+1)$ 为

$$\boldsymbol{R}_s(k+1)=\mathrm{diag}(r_{S1},r_{S2},r_{S3},r_{S4}) \tag{25}$$

式中：

$r_{S1} = [\nabla_{x_k}\alpha_v(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\alpha_v(k)]^{\mathrm{T}}$

$r_{S2} = [\nabla_{x_k}\alpha_t(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\alpha_t(k)]^{\mathrm{T}}$

$r_{S3} = [\nabla_{x_k}\alpha_c(k)]\boldsymbol{P}_x(k)[\nabla_{x_k}\alpha_c(k)]^{\mathrm{T}}$

$r_{S4} = \sigma_\varpi^2$

式中：σ_ϖ 为 ϖ 对应的量测误差协防差。

3.3 IMM 设计

基于气动参数建模的跟踪算法的共性缺点是大多都基于某种单一的假设模型，一旦在跟踪过程中目标轨迹和设定的模型不匹配，或者气动参数变化导致加速度状态突变时，状态估计精度就会迅速恶化。当前普遍认为 IMM 是解决此类问题的有效途径。

在气动参数系统模型式(17)和式(22)中，气动参数时间序列相关性的表现为机动频率 λ 的大小，其取值决定了 HGV 机动时的状态估计精度[8]。当目标稳定飞行时，量级为 $10^{-4}\ \mathrm{s}^{-1}$ 的 λ 可表现参数的缓变特性；对于目标机动飞行的情况，气动参数瞬时变化较大，量级为 $0.1\sim1\ \mathrm{s}^{-1}$ 的 λ 可表现参数的突变特性。同时，在飞行过程中 HGV 的机动模式可能介于缓变和突变之间任意模式。为此，可利用多个机动频率 λ 组成的 IMM 模型提高模型匹配程度。为调和机动模式的覆盖需求与计算复杂度的矛盾，本文结合上述取值范围，对 Bank 模型的 φ 和 Spiral 模型的 ϖ 对应的机动频率 λ_φ 和 λ_ϖ 进行适当选取。如图 2 所示，设计的 IMM 模型由设置 r 个不同机动频率 $\lambda_i(i=1,2,\cdots,r)$ 的滤波器组成。

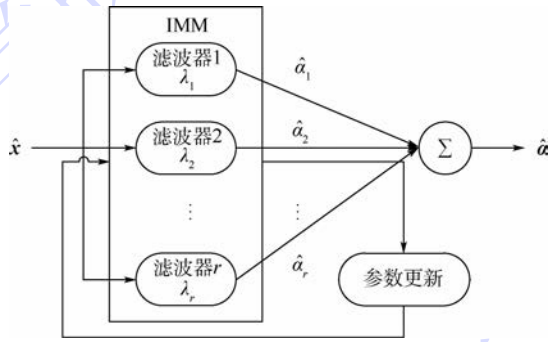


图 2 气动参数 IMM 示意图

Fig. 2 IMM schematic of aerodynamic parameter

4 仿真分析

为验证本文方法可行性，设计如下仿真环境：①目标参数：HGV 模型参考美国洛马公司 CAV-H 的基本参数[20]，飞行器总长约为 4 m，质量 1.7 t，初始高度 45 km，速度为 4 000 m/s，采用三自由度动力学方程积分生成仿真弹道，采用标准制导法控制 φ 和 α 变化实现机动[15]；②传感器参数：采用扩展卡尔曼滤波(EKF)滤波器，距离量测标准差为500 m，方位角、俯仰角量测标准差均为 0.01 rad，Bank 模型和 Spiral 模型中 r 取值均为 3，对应的机动频率取值分别为 0.001、0.01 和 $0.5\ \mathrm{s}^{-1}$。为检验算法性能，对仿真算例进行 500 次蒙特卡罗仿真，分别计算均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)。

4.1 不同模型条件下估计性能仿真

利用 2 类模型跟踪算法进行仿真对比：①运动学模型：CA、Singer 和 Jerk 模型；②动力学模型：基于气动参数 $\boldsymbol{\alpha}_P=[\alpha_v,\alpha_t,\alpha_c]^{\mathrm{T}}$ 增广的机动载入飞行器(MaRV)模型、本文 Bank 模型和 Spiral 模型。需要注意的是，为保证仿真合理性，仿真中的 6 个模型均为单模型，即不考虑 IMM 情况。

图 3 给出 6 种模型位置与速度 RMSE 仿真结果。不难看出：①当目标发生机动时(气动参数

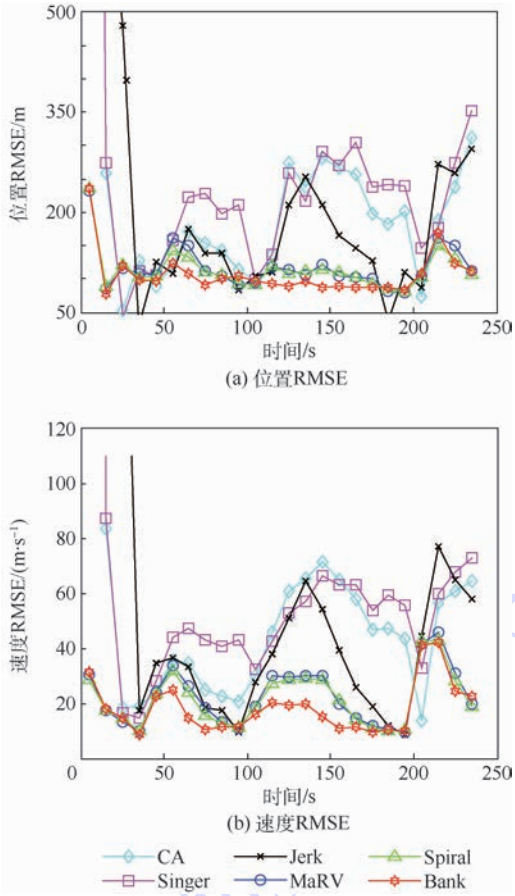


图 3　不同模型位置和速度估计 RMSE

Fig. 3　RMSE in position and velocity estimate of different models

变化），各模型的位置和速度跟踪误差发生显著增大，然后逐渐减小；②动力学模型跟踪误差收敛较快，显著小于运动学模型，表现出较好的跟踪精度；③在动力学模型中，Bank 模型性能优于其他 2 种模型，Spiral 模型略微优于 MaRV 模型，但差别不大。

4.2　不同动力学模型条件下 IMM 估计性能仿真

为分析气动参数估计性能，对不同动力学模型条件下 IMM 算法进行仿真，MaRV 模型的机动频率参考第 4 节仿真环境数据。图 4 和图 5 分别给出 3 种动力学模型气动参数估计值以及相应的 RMSE 仿真结果。其中，Bank 模型的 α_t 和 α_c 的估计值是利用式（7）间接计算得到。从图 4 和图 5中可以看出：①在当气动参数剧烈变化时，不同动力学模型对气动参数的估计均发生时延，估计误差逐渐增大，且难以快速收敛，说明动力学模型难以精确估计气动参数；②MaRV 模型与 Spiral 模型对气动参数的估计误差量级相当，而 Bank 模型的估计精度则优于上述 2 种动力学模型。

对动力学模型仿真结果的原因进行分析：①MaRV模型未考虑各向气动参数耦合的先验信息，是一种相对“宽松”的解耦模型，导致估计性能下降；②Spiral 模型中$\boldsymbol{\varpi}$本质上是加速度的一阶导数信息，状态滤波器无法提供关于$\boldsymbol{\varpi}$的先验信息，其仅能通过 Spiral 参数滤波器间接辨识，导致$\boldsymbol{\varpi}$估计精度有限；③Bank 模型中 $\boldsymbol{\alpha}_B$ 本质上加速度同阶，因此利用状态滤波器计算得到 $\boldsymbol{\alpha}_B$ 的伪量测值，由于考虑了气动参数耦合信息，Bank 模型能够有效提高估计精度。

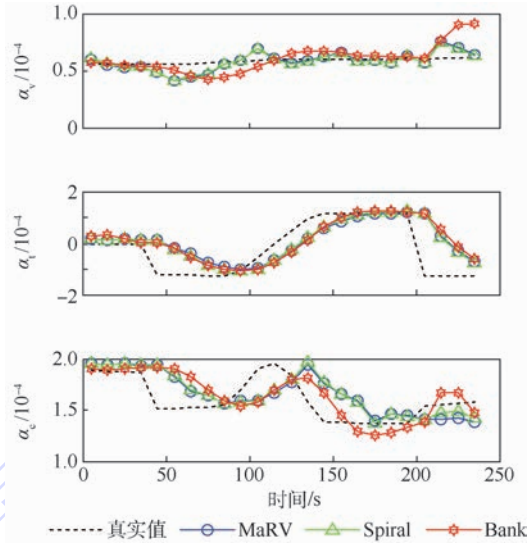


图 4　不同动力学模型气动参数估计值

Fig. 4　Aerodynamic parameter estimation values of different dynamic models

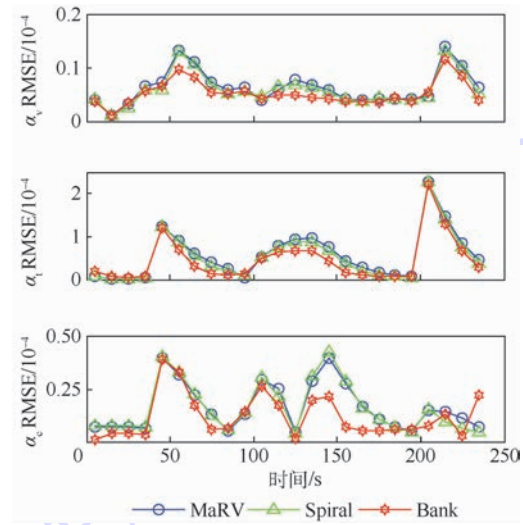


图 5　不同动力学模型气动参数估计 RMSE

Fig. 5　RMSE in aerodynamic parameter estimate of different dynamic models

4.3　不同滤波器参数条件下 IMM 估计性能仿真

为检验不同滤波器参数对本文所提动力学跟踪算法的影响，利用表 1 中 6 个算例从滤波算法、噪声方差和采样周期对模型性能进行分析。

利用算例 1 和 2 对不同滤波算法下动力学模

北航学报 赠阅

型进行性能仿真，如图 6 所示为位置与速度 RMSE 仿真结果。不难看出，无迹卡尔曼滤波(UKF)的估计精度虽然高于 EKF，但相对于动力学模型对估计精度的提升，滤波算法的优势并不明显。可见，模型的精细程度对跟踪算法影响更大。

利用算例 1 和算例 3～6 对不同量测参数条件下的动力学模型进行性能仿真，如表 2 所示为位置、速度和气动参数的 RMSE 均值对比情况。可以看出：①随着量测噪声方差增大或减小，各状态量 RMSE 均值均随之增大，但气动参数估计误差变化更为剧烈，可见量测噪声对气动参数估计影响较大；②随着采样周期增大或减小，各状态量 RMSE 均值随之增大或减小，但位置与速度估计误差变化更为剧烈，可见采样周期对位置与速度估计影响较大。

分析以上仿真结果可以得出以下结论：①滤波算法对不同动力学模型跟踪算法性能影响有限，采用 EKF 可有效提高计算效率；②传感器的噪声方差大小直接影响了算法对目标状态的估计精度；③调和气动参数辨识精度与计算复杂度的矛盾，应当合理选择采样周期；④虽然滤波算法和和量测参数的变化使模型性能发生了改变，但总体上 Bank 性能优于 Spiral 模型，Spiral 模型略微优于 MaRV 模型，进一步证实了 4.1 节和 4.2 节的结论。

表 1　性能对比算例参数设置

Table 1　Parameter settings of cases for performance comparison

算　例	滤 波 器	量测参数	
		噪声方差	采样周期
1	IMM-EKF	$\boldsymbol{R}_x$	T
2	IMM-UKF	$\boldsymbol{R}_x$	T
3	IMM-EKF	$0.5\boldsymbol{R}_x$	T
4	IMM-EKF	$2\boldsymbol{R}_x$	T
5	IMM-EKF	$\boldsymbol{R}_x$	$0.5T$
6	IMM-EKF	$\boldsymbol{R}_x$	$2T$

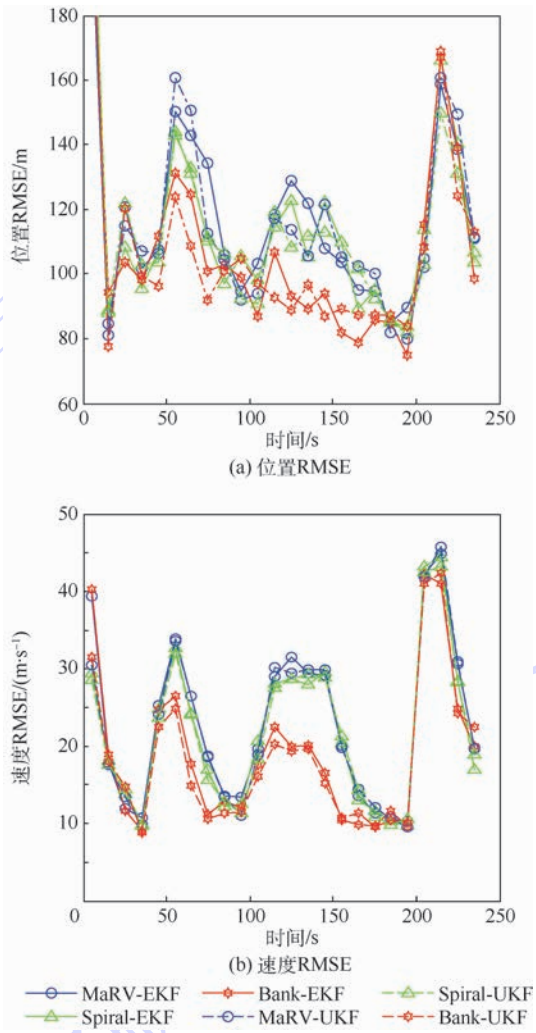


图 6　不同滤波算法位置和速度估计 RMSE

Fig. 6　RMSE in position and velocity estimate for different filtering algorithms

表 2　位置、速度和气动参数估计 RMSE 均值对比

Table 2　Comparison of average RMSEs in position, velocity and aerodynamic parameters estimate

算　例	位置 RMSE 均值/m			速度 RMSE 均值/(m·s^{-1})			α_v RMSE 均值/10^{-6}			α_t RMSE 均值/10^{-6}			α_c RMSE 均值/10^{-6}		
	MaRV	Spiral	Bank	MaRV	Spiral	Bank	MaRV	Spiral	Bank	MaRV	Spiral	Bank	MaRV	Spiral	Bank
1	107.8	105.7	97.00	23.94	23.00	19.34	7.069	6.770	1.861	80.85	77.95	71.22	19.86	20.06	17.50
3	173.2	165.6	158.5	32.87	29.54	25.89	10.66	7.789	2.500	84.22	81.28	74.30	20.58	21.64	18.11
4	192.0	187.4	171.3	37.12	32.65	26.80	9.132	8.585	2.047	86.51	83.78	76.37	21.82	22.18	18.35
5	85.66	80.61	76.60	20.01	19.47	17.96	4.227	4.106	1.343	74.21	73.26	68.30	18.58	19.64	17.20
6	167.6	160.3	142.6	33.59	32.89	26.48	18.04	17.49	12.56	100.7	97.70	89.97	23.25	23.32	19.41

5　结　论

1）对 HGV 的加速度导数项进行了推导和分析，得出机动的实质是气动加速度改变引起目标质心运动和绕质心运动变化的结论。为改善算法估计精度，应对目标的高阶状态进行建模。

2）在非耦合气动参数建模的基础上，将气动参数在转弯和俯仰方向存在的耦合关系作为先验

信息，构建了 Bank 和 Spiral 模型。

3）针对多模型条件下增广模型导致计算复杂度增加的问题，使用一种由状态滤波器和气动参数滤波器组成的分离估计模型替代增广模型。同时，对模型中变化较大的参数进行机动频率 IMM 建模，提高了模型匹配程度。

4）仿真结果表明，动力学模型性能显著优于运动学模型。同时，在不同条件下对比 3 种动力学模型可知，本文所提的 2 种模型对位置、速度和气动参数的估计精度好于 MaRV 模型，Bank 模型显著优于 Spiral 模型，且计算复杂度更小。下一步将继续深入研究 HGV 动力学特性，以期构建更加精细的动力学模型，进一步改善估计精度。

参考文献（References）

[1] PAUL L M, VINCENT L R, LUAT T N, et al. NASA hypersonic fight demonstration overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(7): 619-630.

[2] ACTON J M. Hypersonic boost-glide weapons[J]. Science & Global Security, 2015, 23(3): 191-219.

[3] BAR-SHALOM Y, LI X R, KIRUBARAJAN T. Estimation with applications to tracking and navigation[M]. Hoboken: Wiley Interscience, 2001: 121-176.

[4] LI X R, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking. Part I: Dynamic models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4): 1333-1364.

[5] LI X R, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking. Part Ⅱ: Motion models of ballistic and space targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(1): 96-119.

[6] KIM J, VADDI S S, MENON P K, et al. Comparison between nonlinear filtering techniques for spiraling ballistic missile state estimation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(1): 313-328.

[7] 雍恩米，钱炜祺，何开锋. 基于雷达跟踪仿真的滑翔式再入弹道突防性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(10): 1370-1376.
YONG E M, QIAN W Q, HE K F. Penetration ability analysis for glide reentry trajectory based on radar tracking[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(10): 1370-1376(in Chinese).

[8] 吴楠，陈磊. 高超声速滑翔再入飞行器弹道估计的自适应卡尔曼滤波[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1960-1971.
WU N, CHEN L. Adaptive Kalman filtering for trajectory estimation of hypersonic glide reentry vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1960-1971(in Chinese).

[9] 张凯，熊家军，韩春耀，等. 一种基于气动力模型的高超声速滑翔目标跟踪算法[J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 123-130.
ZHANG K, XIONG J J, HAN C Y, et al. A tracking algorithm of hypersonic glide reentry vehicle via aerodynamic model[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 123-130(in Chinese).

[10] LEE S, LIU C. Trajectory estimation of reentry vehicles by use of on-line input estimator[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(6): 808-815.

[11] 周政，刘进忙，郭相科. 基于随机模型近似的再入目标自适应跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 651-657.
ZHOU Z, LIU J M, GUO X K. Adaptive tracking algorithm for reentry vehicle based on stochastic model approximation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 651-657(in Chinese).

[12] LIANG Y Q, HAN C Z. Hybrid state estimation and model-set design of invariable-structure semi-ballistic reentry vehicle[J]. Science China: Information Sciences, 2011, 54(4): 812-823.

[13] 秦雷，李君龙，周荻. 基于交互式多模型算法跟踪临近空间目标[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(7): 1243-1249.
QIN L, LI J L, ZHOU D. Tracking for near space target based on IMM algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(7): 1243-1249(in Chinese).

[14] OLIVIER D M, ROBERT H B. Tracking and identification of a maneuvering reentry vehicle[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 1-11.

[15] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙：国防科技大学出版社, 1997: 23-97.
ZHAO H Y. Dynamics and guidance of vehicle entry[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 23-97(in Chinese).

[16] 朱辉玉，王刚，孙泉华，等. 典型气动布局高超声速飞行的气动力数值评估[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 365-372.
ZHU H Y, WANG G, SUN Q H, et al. Numerical evaluation on aerodynamic of typical hypersonic configurations for hypersonic flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 365-372(in Chinese).

[17] 战培国. 美国陆军先进高超声速武器气动问题分析[J]. 航空科学技术, 2015, 26(1): 7-11.
ZHAN P G. Aerodynamic analysis of US army advanced hypersonic weapon[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(1): 7-11(in Chinese).

[18] GHOSH S, MUKHOPADHYAY S. Tracking reentry ballistic targets using acceleration and jerk models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(1): 666-683.

[19] 何友，修建娟，关欣，等. 雷达数据处理与应用[M]. 3 版. 北京：电子工业出版社, 2013: 36-62.
HE Y, XIU J J, GUAN X, et al. Rader data processing with applications[M]. 3rd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013: 36-62(in Chinese).

[20] PHILLIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[R/OL]. [2013-12-12]. http://www.dtic.Mil/matrics/sbir/sbir041/srch/af031a.doc.

作者简介：

张凯　男，博士研究生。主要研究方向：高超声速飞行器预警探测。

熊家军　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：预警情报分析、信息融合。

北航学报 赠阅

付婷婷 女,硕士,讲师。主要研究方向:军事信息系统。 席秋实 女,博士,工程师。主要研究方向:预警情报分析。

Multi-model estimation of HGV based on coupled aerodynamic parameters

ZHANG Kai[1], XIONG Jiajun[2,*], FU Tingting[2], XI Qiushi[2]

(1. Department of Graduation, Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China;
2. Early Warning Intelligence Department, Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: Using aerodynamic parameters to model the unknown aerodynamics is an effective way to improve the tracking accuracy of hypersonic gliding vehicles. The aerodynamic acceleration and its derivative is analyzed to prove the necessity of unknown aerodynamics modeling in this paper. Based on the non-coupled aerodynamic parameter model, two coupled aerodynamic parameter models, the Bank model and the spiral model, are constructed by using the priori information of the aerodynamic acceleration in the turn and pitch directions. The target's state and aerodynamic parameters are estimated by a decomposed estimator, and the state filter and the aerodynamic parameter filter are deduced respectively. Meanwhile, considering the maneuver frequencies of parameters in different flight modes, the interacting multiple model tracking algorithm is built based on the coupled aerodynamic parameters. The simulation results show that the accuracy of the proposed algorithms is significantly higher than other tracking algorithms for such targets. In the meantime, the performance of the bank model is better than that of the spiral model, and its computational complexity is smaller.

Keywords: hypersonic flight vehicle; maneuvering target tracking; aerodynamic parameter; dynamic modeling; interacting multiple models

Received: 2018-01-12; **Accepted**: 2018-05-11; **Published online**: 2018-06-12 18:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180612.1007.001.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7326042, 2015AA8321471); Foundation for Military Postgraduates of China (2016JY312)

* **Corresponding author**. E-mail: 124611796@qq.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0770

线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法

冯逸骏，陈万春*，杨良
（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083）

摘 要：针对大气层外飞行器大角度姿态机动控制问题，提出了一种能量最优的线性伪谱模型预测大角度姿态机动控制方法。首先，通过离线弹道规划获得满足初始、终端约束且能量最优的姿态机动控制轨迹；然后，以离线弹道为基准对姿态动力学方程进行小扰动线性化处理，获得以状态偏差为自变量的线性误差传播方程；最后，以能量最优作为性能指标，通过高斯伪谱法对原问题进行离散，推导获得满足终端偏差修正的控制解析表达式。数值计算和蒙特卡罗仿真表明，该方法不仅计算精度高、求解速度快，满足实时计算要求，而且具有较强的鲁棒性，能够实时消除各种干扰。此外，在同等控制精度条件下，该方法相对传统线性二次型调节器（LQR）跟踪方法，能量消耗减小 10%。

关 键 词：姿态控制；线性伪谱；模型预测控制；能量最优；轨迹跟踪
中图分类号：V448.22+2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2165-11

现代空间任务通常要求飞行器具有良好的姿态机动能力[1]。空间飞行器的姿态机动是指飞行器在外太空作大角度的姿态调整[2]。相比于人造卫星、空间站等航天器，空间飞行器（如亚轨道飞行器、动能拦截器、轨道再入攻击器等，以下简称飞行器）的姿态机动存在以下特点：①姿态机动角度大、时间短；②一般为主动控制，多采用反作用控制系统（Reaction Control Systems，RCS），甚至是定推力的 RCS 进行控制；③关心能量消耗，在满足精度条件下要求机动耗能尽可能小；④由于机动时间短，通常忽略如重力梯度、太阳光压等扰动。以上特点为飞行器姿态机动控制系统的设计提出了新的挑战。

飞行器在外太空姿态机动的过程中通常可看作为刚体。描述六自由度刚体姿态的系统通常是具有强耦合特性的多输入多输出（MIMO）非线性系统，因此飞行器能量最优姿态机动控制问题实质上是有限时域内非线性系统最优控制问题的一个特例。针对此问题，Bharadwaj 等提出了逆最优控制（inverse optimal control）的方法[3]，通过构造李雅普诺夫函数和求解 HJB（Hamilton-Jacobi-Bellman）方程获得反馈控制量，实现满足性能指标最优的动力学系统控制，并被广泛用于飞行器能量最优姿态机动和控制当中，如文献[4-7]。然而，逆最优控制方法满足的是终端精度与能量消耗的加权和在无穷时域上的最优，并非有限时间内满足终端条件的能量最优控制。同时，逆最优控制姿态机动的终端精度、机动时间和消耗能量取决于若干控制参数的调节，在实际使用中有所不便。

为此，本文提出了一种基于模型预测控制（Model Predictive Control，MPC）和线性伪谱的能量最优姿态机动控制方法。

模型预测控制是一种基于滚动优化的在线控

收稿日期：2017-12-12；**录用日期**：2018-03-16；**网络出版时间**：2018-04-18 11:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.0859.001.html
* **通信作者**. E-mail：wanchun_chen@buaa.edu.cn

引用格式：冯逸骏，陈万春，杨良. 线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2165-2175. FENG Y J，CHEN W C，YANG L. Fuel-optimal attitude maneuver using linear pseudo-spectral model predictive control method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2165-2175 (in Chinese).

北航学报 赠阅

制策略,具有对模型要求低、抗干扰性好、鲁棒性强等优点,能够在优化性能指标的同时处理各种约束条件,得到了工程技术人员和理论研究者的重视,并被应用到飞行器姿态控制问题的研究当中[1,8-9]。近年来,快速 MPC 逐渐引起关注。模型预测控制通常涉及到当前状态线性化后的局部最优控制问题,一般地,求解该最优控制问题可转化为求解一个两点边值问题(Two-Point Boundary Value Problem,TPBVP),专家学者为提高控制指令求解速率和控制精度做了大量工作[10],针对具有强终端约束以及二次性能指标的控制问题,提出了模型预测静态规划(Model Predictive Static Programming,MPSP)非线性最优控制方法[11],并将其成功运用在飞行器再入制导领域[12]。尽管 MPSP 方法能获得全局最优解,但其在计算过程中需要采用大量离散节点以保证积分精度,导致计算效率较低。针对该问题,Yang 等[13]提出了线性高斯伪谱模型预测控制(Linear Gauss Pseudo-spectral Model Predictive Control,LGPMPC)方法,该方法综合了非线性近似模型预测控制、线性二次最优控制以及高斯伪谱法,采用较 MPSP 更少的离散节点达到更高的计算效率及精度,被应用于大气层外制导[14]。针对多段问题,Yang 等[15]又在 LGPMPC 的基础上提出了多段线性伪谱模型预测控制(Multi-segment Linear Pseudo-spectral Model Predictive Control,MLPMPC)方法,并被成功应用于飞行器再入段制导。

本文在 LGPMPC 和 MLPMPC 方法的基础上,针对飞行器姿态机动问题,利用 KKT(Karush-Kuhn-Tucher)条件和线性伪谱推导了能量最优控制指令修正量的解析表达式,从而得到基于线性伪谱模型预测控制的能量最优姿态机动控制方法。该方法能够同时满足多个终端约束,并保证修正后的控制指令仍然满足能量最优。基于线性伪谱模型预测控制的能量最优姿态机动控制方法的基本策略为:根据飞行任务离线优化出初始姿态机动轨迹,实际飞行过程中在线修正标称控制以保证姿态机动终端精度,同时迭代更新姿态机动标称轨迹。数值仿真结果表明,该方法能够在限定时间内实现能量最优大角度姿态机动,在近似精度的前提下,相比于传统线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator,LQR)跟踪节省约 10% 的能量消耗。

1 飞行器模型及姿态机动问题

本文采用修正罗德里格斯参数(Modified Rodrigues Parameters,MRPs)描述飞行器姿态。考虑一般的刚体飞行器,其姿态运动学和动力学方程可描述为

$$\begin{cases} \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d} \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega} \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{J} = \mathrm{diag}(J_1, J_2, J_3)$ 为飞行器转动惯量矩阵;$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^{\mathrm{T}}$ 为飞行器本体系相对于惯性系的姿态角速度矢量;$\boldsymbol{u} = [u_1 \quad u_2 \quad u_3]^{\mathrm{T}}$ 为飞行器的控制力矩矢量;$\boldsymbol{d} = [d_1 \quad d_2 \quad d_3]^{\mathrm{T}}$ 为飞行器受到的干扰力矩矢量;$\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \sigma_3]^{\mathrm{T}}$ 为 MRPs,描述了飞行器的本体系相对于惯性系的姿态;$\boldsymbol{S}(\cdot)$ 算子为 3×3 的反对称矩阵,对于任意一个向量 $\boldsymbol{a} = [a_1 \quad a_2 \quad a_3]^{\mathrm{T}}$,有

$$\boldsymbol{S}(\boldsymbol{a}) = \begin{bmatrix} 0 & a_3 & -a_2 \\ -a_3 & 0 & a_1 \\ a_2 & -a_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) \in \mathbf{R}^{3\times 3}$ 为飞行器姿态运动学矩阵,定义为

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{2}\left(\boldsymbol{I}_{3\times 3} - \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\sigma}) + \boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}} - \frac{1+\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}}{2}\boldsymbol{I}_{3\times 3}\right) \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{I}_{3\times 3}$ 为 3×3 单位矩阵。飞行器姿态机动过程中,控制力矩存在如式(4)幅值约束:

$$|u_i| \leqslant U_{i\max} \quad i = 1,2,3 \tag{4}$$

式中:$U_{i\max} > 0$ 为每个姿态控制通道上的最大力矩幅值。

设状态量 $\boldsymbol{x} = [\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \sigma_3 \quad \omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^{\mathrm{T}}$,则飞行器姿态运动系统可采用状态空间的形式描述为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{F}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{d} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{r} \end{cases} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}(\boldsymbol{x}) \in \mathbf{R}^{6\times 6}$ 为状态转移矩阵,可由式(1)~式(3)推出;$\boldsymbol{F}_{\mathrm{B}} = [\boldsymbol{0}_{3\times 3} \quad \boldsymbol{J}^{-1}]^{\mathrm{T}}$ 为控制转移矩阵;此处假设飞行器的姿态和姿态角速度均可被测量,故 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}} = \boldsymbol{I}_{6\times 6}$;$\boldsymbol{r} = [r_1 \quad r_2 \quad r_3]^{\mathrm{T}}$ 为测量误差;$\boldsymbol{d} = [d_1 \quad d_2 \quad d_3]^{\mathrm{T}}$ 为干扰力矩。

综上,飞行器能量最优姿态机动问题可描述为:寻找时变控制指令 $\boldsymbol{u}(t) \in \mathbf{R}^3$,使得满足状态空间方程式(5)的系统的状态量 $\boldsymbol{x}$ 在有限时间 $t_{\mathrm{f}} \leqslant T$($T$ 为当前姿态机动时间)内从初始状态 $\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{tar}}$ 转变为终端状态 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{tar}}$,同时满足过程约束和控制消耗的能量最优,即

$$\min \boldsymbol{\Phi} = \phi(\boldsymbol{x}(t_{\mathrm{f}}), t_{\mathrm{f}}) + \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}} \varphi(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}, t)\,\mathrm{d}t$$

$$\text{s.t.}\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{F}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{x}(t_0) = \boldsymbol{x}_0^{\mathrm{tar}}\\ \boldsymbol{x}(t_{\mathrm{f}}) = \boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{tar}} \quad t_{\mathrm{f}} \leqslant T\\ |u_i| \leqslant U_{i\max} \quad i = 1,2,3\end{cases} \tag{6}$$

式中：t_0 和 t_{f} 分别为飞行器姿态机动的起始时刻和终端时刻；ϕ 为末值型项指标；φ 为积分型项指标。此处性能指标 $\boldsymbol{\Phi}$ 只考虑能量最优，故只与控制量相关，一般地，取

$$\boldsymbol{\Phi} = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}} (u_1^2 + u_2^2 + u_3^2)\,\mathrm{d}t \tag{7}$$

2　线性伪谱能量最优姿态机动控制

线性伪谱模型预测控制方法的主要思想为：将非线性动力学方程在标称状态量附近进行拟线性化，建立一个以偏差为自变量的线性微分方程，通过拉格朗日插值多项式对该线性微分方程的状态量进行逼近，将微分动力学约束通过正交配点转化为一组多变量代数约束，最终将非线性方程的积分问题转化为一个连续求解线性代数方程组的问题，从而得到非线性动力学过程的终端状态与状态偏差、控制偏差的等式关系，以实现偏差修正[13-14]。

基于线性伪谱模型预测控制的能量最优姿态机动控制策略需要基于一条标称机动轨迹，因此须先求解最优控制问题，规划得到标称机动轨迹。本文采用高斯伪谱法将能量最优姿态机动问题离散为非线性规划问题，采用 SNOPT 工具包求解该非线性规划问题。标称机动轨迹的具体求解及优化过程，并非本文研究重点，此处不再赘述。

线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法可以分为终端状态解析预测和控制指令修正两部分。

2.1　线性伪谱姿态机动终端状态解析预测

一般地，考虑具有终端约束的姿态机动非线性动力学方程如下：

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \tag{8}$$

假设已存在一条能量最优姿态机动标称轨迹，则标称轨迹中每一时刻的状态量 $\tilde{\boldsymbol{x}}(t)$、控制量 $\tilde{\boldsymbol{u}}(t)$ 与该时刻实际的状态量 $\boldsymbol{x}(t)$、控制量 $\boldsymbol{u}(t)$ 的偏差定义为

$$\begin{cases}\delta\boldsymbol{x}(t) = \tilde{\boldsymbol{x}}(t) - \boldsymbol{x}(t)\\ \delta\boldsymbol{u}(t) = \tilde{\boldsymbol{u}}(t) - \boldsymbol{u}(t)\end{cases} \tag{9}$$

标称轨迹的终端状态量 $\tilde{\boldsymbol{x}}(t_{\mathrm{f}})$ 与实际的终端状态量 $\boldsymbol{x}(t_{\mathrm{f}})$ 之间的偏差定义为

$$\delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}} = \tilde{\boldsymbol{x}}(t_{\mathrm{f}}) - \boldsymbol{x}(t_{\mathrm{f}}) \tag{10}$$

称 $\delta\boldsymbol{x}(t)$ 为状态偏差，$\delta\boldsymbol{u}(t)$ 为控制修正。将动力学方程在标称状态量 $\tilde{\boldsymbol{x}}$ 附近进行泰勒展开，并忽略二阶以上高阶项，可得一组以状态偏差 $\delta\boldsymbol{x}(t)$ 为自变量的误差传播动力学方程为

$$\delta\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}(t)\delta\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(t)\delta\boldsymbol{u}(t) \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{A}(t) \in \mathbf{R}^{6\times6}$ 为状态误差传播矩阵，$\boldsymbol{B}(t) \in \mathbf{R}^{6\times3}$ 为控制误差传播矩阵。对式(1)～式(3)描述的飞行器姿态动力学系统而言，状态误差传播矩阵和控制误差传播矩阵的具体形式为

$$\boldsymbol{A}(t) = \begin{bmatrix}\frac{1}{2}\boldsymbol{A}_{11} & \frac{1}{2}\boldsymbol{A}_{12}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & 2\boldsymbol{A}_{22}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}(t) = \begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{J}^{-1}\end{bmatrix} \tag{12}$$

其中：$\boldsymbol{A}_{11} \in \mathbf{R}^{3\times3}$，$\boldsymbol{A}_{12} \in \mathbf{R}^{3\times3}$，$\boldsymbol{A}_{22} \in \mathbf{R}^{3\times3}$，具体表达式分别为

$$\boldsymbol{A}_{11} = \begin{bmatrix}\omega_1\sigma_1 + \omega_2\sigma_2 + \omega_3\sigma_3 & -\omega_1\sigma_2 + \omega_2\sigma_1 + \omega_3 & -\omega_1\sigma_3 - \omega_2 + \omega_3\sigma_1\\ \omega_1\sigma_2 - \omega_2\sigma_1 - \omega_3 & \omega_1\sigma_1 + \omega_2\sigma_2 + \omega_3\sigma_3 & \omega_1 - \omega_2\sigma_3 + \omega_3\sigma_2\\ \omega_1\sigma_3 + \omega_2 - \omega_3\sigma_1 & -\omega_1 + \omega_2\sigma_3 - \omega_3\sigma_2 & \omega_1\sigma_1 + \omega_2\sigma_2 + \omega_3\sigma_3\end{bmatrix} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{A}_{12} = \begin{bmatrix}K + \sigma_1^2 & -\sigma_3 + \sigma_1\sigma_2 & \sigma_2 + \sigma_1\sigma_3\\ \sigma_3 + \sigma_1\sigma_2 & K + \sigma_2^2 & -\sigma_1 + \sigma_2\sigma_3\\ -\sigma_2 + \sigma_1\sigma_3 & \sigma_1 + \sigma_2\sigma & K + \sigma_3^2\end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{A}_{22} = \begin{bmatrix}0 & S_1\omega_3 & S_1\omega_2\\ S_2\omega_3 & 0 & S_2\omega_1\\ S_3\omega_2 & S_3\omega_1 & 0\end{bmatrix} \tag{15}$$

式中：K、S_1、S_2 和 S_3 为中间变量，其表达式分别为

$$K = 1 - \sigma_1^2 - \sigma_2^2 - \sigma_3^2 \tag{16}$$

$$S_1 = -\frac{J_3 - J_2}{J_1} \tag{17}$$

$$S_2 = -\frac{J_1 - J_3}{J_2} \tag{18}$$

$$S_3 = -\frac{J_2 - J_1}{J_3} \tag{19}$$

对状态量和控制量进行伪谱离散时，通常有 3 种高斯正交节点可供选择：LG(Legendre Gauss)节点、LGR(Legendre Gauss Radau)节点、LGL(Legendre Gauss Lobatto)节点。其中，LG 节点不

北航学报 赠阅

含终端点,LGR 节点含有一个终端点(通常为左端归一化时间 $\tau=-1$),LGL 节点含有 2 个终端点,如图 1 所示。考虑到工程实际中的控制连续性,此处选取 LGR 节点对状态量和控制量进行离散。

首先,将实际机动时间 $t\in[t_0,t_f]$ 映射到归一化时间 $\tau\in[-1,1]$ 上:

$$t=\frac{t_f-t_0}{2}\tau+\frac{t_f+t_0}{2} \tag{20}$$

则归一化后的误差传播动力学方程为

$$\frac{\mathrm{d}\delta x}{\mathrm{d}\tau}=p\boldsymbol{A}(\tau)\delta\boldsymbol{x}+p\boldsymbol{B}(\tau)\delta\boldsymbol{u} \tag{21}$$

式中:p 为归一化转换变量,其表达式为

$$p=\frac{t_f-t_0}{2} \tag{22}$$

定义 $L_l(\tau)$ 为 N 阶拉格朗日插值多项式的第 l 项,τ_i 为 N 阶拉格朗日多项式的根(N 阶拉格朗日插值多项式有 $N+1$ 个根),则可将误差传播动力学方程中的状态偏差 $\delta\boldsymbol{x}$ 用一组由 LGR 节点 τ_i 为支撑点所形成的拉格朗日插值多项式基的线性组合 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}^N$ 进行拟合:

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}^N(\tau)=\sum_{l=0}^{N}\delta\hat{\boldsymbol{x}}(\tau_l)L_l(\tau) \tag{23}$$

同样地,本文得到控制量的插值拟合:

$$\delta\hat{\boldsymbol{u}}^N(\tau)=\sum_{l=0}^{N}\delta\hat{\boldsymbol{u}}(\tau_l)L_l(\tau) \tag{24}$$

拉格朗日插值多项式满足以下性质:

$$L_l(\tau_k)=\begin{cases}1 & l=k\\ 0 & l\neq k\end{cases} \tag{25}$$

故有

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}^N(\tau_l)=\delta\hat{\boldsymbol{x}}(\tau_l) \tag{26}$$

通过对状态量求导可得

$$\delta\dot{\hat{\boldsymbol{x}}}^N(\tau_k)=\sum_{l=0}^{N}\boldsymbol{D}_{kl}\delta\hat{\boldsymbol{x}}(\tau_l) \tag{27}$$

式中:微分逼近矩阵 $\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{N\times(N+1)}$ 是通过对拉格朗日插值多项式的各个元素分别求导获得的,其具体表达式为

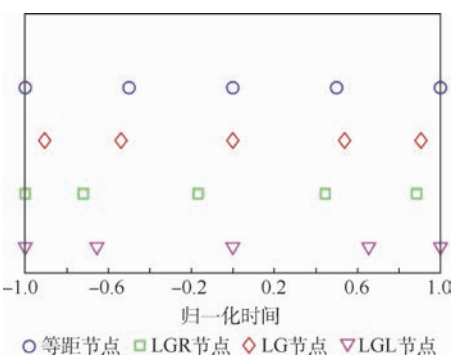


图 1 高斯正交节点示意图

Fig. 1 Schematic diagram of Gauss quadrature points

$$\boldsymbol{D}_{ki}=\dot{L}_i(\tau_k)=\sum_{l=0,l\neq i}^{N}\frac{\prod_{j=0,j\neq i,l}^{N}(\tau_k-\tau_j)}{\prod_{j=0,j\neq i}^{N}(\tau_i-\tau_j)} \tag{28}$$

记 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_l=\delta\hat{\boldsymbol{x}}(\tau_l)$,$\delta\hat{\boldsymbol{u}}_l=\delta\hat{\boldsymbol{u}}(\tau_l)$,则微分动力学约束不仅能转化为一组代数约束,并且能够表示为 LGR 节点上各个预测状态偏差和控制修正的函数:

$$\sum_{l=0}^{N}\boldsymbol{D}_{kl}\delta\hat{\boldsymbol{x}}_l=p\boldsymbol{A}(\tau_k)\delta\hat{\boldsymbol{x}}_k+p\boldsymbol{B}(\tau_k)\delta\hat{\boldsymbol{u}}_k \tag{29}$$

式中:$k=1,2,\cdots,N$。

为保证控制指令的连续性,令 $\delta\hat{\boldsymbol{u}}_0=[0\quad 0\quad 0]^{\mathrm{T}}$,但 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_0$ 通常情况下并不为零(否则没有控制修正的必要)。

除了 τ_0 时刻以外,其他节点时刻 τ_i 的预测状态偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_i$ 和控制修正 $\delta\hat{\boldsymbol{u}}_i$ 都是未知的。设其他 LGR 节点上的误差传播动力学方程预测状态偏差和控制修正序列为

$$\begin{cases}\delta\hat{\boldsymbol{X}}=[\delta\hat{\boldsymbol{x}}_1^{\mathrm{T}}\quad\delta\hat{\boldsymbol{x}}_2^{\mathrm{T}}\quad\cdots\quad\delta\hat{\boldsymbol{x}}_N^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{6N\times1}\\ \delta\hat{\boldsymbol{U}}=[\delta\hat{\boldsymbol{u}}_1^{\mathrm{T}}\quad\delta\hat{\boldsymbol{u}}_2^{\mathrm{T}}\quad\cdots\quad\delta\hat{\boldsymbol{u}}_N^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{3N\times1}\end{cases} \tag{30}$$

重新组合微分逼近矩阵 $\boldsymbol{D}$,可得到预测状态偏差序列和控制修正序列表示的关系式如下:

$$\boldsymbol{D}_0\delta\boldsymbol{x}_0+\boldsymbol{D}_{1:N}\delta\hat{\boldsymbol{X}}=p\boldsymbol{A}^*\delta\hat{\boldsymbol{X}}+p\boldsymbol{B}^*\delta\hat{\boldsymbol{U}} \tag{31}$$

其中:

$$\boldsymbol{D}_0=\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{10}^{6\times6}\\ \vdots\\ \boldsymbol{D}_{N0}^{6\times6}\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{6N\times6} \tag{32}$$

$$\boldsymbol{D}_{1:N}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{11}^{6\times6} & \cdots & \boldsymbol{D}_{1N}^{6\times6}\\ \vdots & & \vdots\\ \boldsymbol{D}_{N1}^{6\times6} & \cdots & \boldsymbol{D}_{NN}^{6\times6}\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{6N\times6N} \tag{33}$$

$$\boldsymbol{D}_{ij}^{6\times6}=\boldsymbol{D}_{ij}\boldsymbol{I}_{6\times6} \tag{34}$$

矩阵 $\boldsymbol{A}^*$ 和 $\boldsymbol{B}^*$ 的表达式分别为

$$\boldsymbol{A}^*=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\tau_1) & \cdots & \boldsymbol{0}\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{A}(\tau_N)\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{6N\times6N} \tag{35}$$

$$\boldsymbol{B}^*=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}(\tau_1) & \cdots & \boldsymbol{0}\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{B}(\tau_N)\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{6N\times3N} \tag{36}$$

则其他 LGR 节点上的各个状态量可表示为

$$\delta\hat{\boldsymbol{X}}=[\boldsymbol{D}_{2:N}-p\boldsymbol{A}^*(\tau)]^{-1}[p\boldsymbol{B}^*(\tau)\delta\hat{\boldsymbol{U}}-\boldsymbol{D}_1\delta\boldsymbol{x}_0] \tag{37}$$

在伪谱离散过程中,LGR 节点并不包括最右侧的终端节点($\tau=1$),但终端状态偏差预测 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_f$ 可以通过高斯型积分公式表示为初始状态偏差

$\delta\boldsymbol{x}_0$ 和其他 LGR 节点状态偏差预测 $\delta\hat{\boldsymbol{X}}$ 的显式函数关系：

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} = w_0 p\boldsymbol{A}(\tau_0)\delta\boldsymbol{x}_0 + \sum_{i=1}^{N} w_i p(\boldsymbol{A}(\tau_i)\delta\hat{\boldsymbol{x}}_i + \boldsymbol{B}(\tau_i)\delta\hat{\boldsymbol{u}}_i) \tag{38}$$

式中：w_i 为高斯型积分的权函数，可通过数值计算获得，则终端状态偏差预测 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}$ 可表示为

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} = w_0 p\boldsymbol{A}(\tau_0)\delta\boldsymbol{x}_0 + p[\boldsymbol{A}(\tau_1)\ \boldsymbol{A}(\tau_2)\ \cdots\ \boldsymbol{A}(\tau_N)]\boldsymbol{W}^x\delta\hat{\boldsymbol{X}} + p[w_1\boldsymbol{B}(\tau_1)\ w_2\boldsymbol{B}(\tau_2)\ \cdots\ w_N\boldsymbol{B}(\tau_N)]\delta\hat{\boldsymbol{U}} \tag{39}$$

其中：$\boldsymbol{W}^x$ 为高斯型积分公式的权函数矩阵，可表示为

$$\boldsymbol{W}^x = \begin{bmatrix} \boldsymbol{W}_1^{6\times6} & \cdots & \boldsymbol{0} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{W}_N^{6\times6} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{6N\times6N} \tag{40}$$

$$\boldsymbol{W}_i^{6\times6} = \begin{bmatrix} w_i & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & w_i \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{6\times6} \tag{41}$$

最终，可得预测终端状态偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}$ 关于初始状态偏差 $\delta\boldsymbol{x}_0$ 和控制修正 $\delta\hat{\boldsymbol{U}}$ 的显式解析表达式形式如下：

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{K}^x\delta\boldsymbol{x}_0 + \boldsymbol{K}^u\delta\hat{\boldsymbol{U}} \tag{42}$$

式中：$\boldsymbol{K}^x \in \mathbf{R}^{6\times6}$，$\boldsymbol{K}^u \in \mathbf{R}^{6\times3N}$，具体表达式分别为

$$\boldsymbol{K}^x = w_0 p\boldsymbol{A}(\tau_0) - p[\boldsymbol{A}(\tau_1)\ \boldsymbol{A}(\tau_2)\ \cdots\ \boldsymbol{A}(\tau_N)]\boldsymbol{W}^x[\boldsymbol{D}_{2:N} - p\boldsymbol{A}']^{-1}\boldsymbol{D}_1 \tag{43}$$

$$\boldsymbol{K}^u = p[w_1\boldsymbol{B}(\tau_1)\ \ w_2\boldsymbol{B}(\tau_2)\ \ \cdots\ \ w_N\boldsymbol{B}(\tau_N)] + p^2[\boldsymbol{A}(\tau_1)\ \ \boldsymbol{A}(\tau_2)\ \ \cdots\ \ \boldsymbol{A}(\tau_N)]\boldsymbol{W}^x[\boldsymbol{D}_{2:N} - p\boldsymbol{A}']^{-1}\boldsymbol{B}^* \tag{44}$$

至此，本文获得了预测终端状态偏差关于初始状态偏差和控制修正的解析等式关系。

2.2　线性伪谱能量最优姿态机动控制指令修正

在求得预测终端状态偏差关于初始状态偏差和控制修正的解析等式关系后，可以根据最优控制理论反推控制指令修正量。

设当前时刻为 t_0，已知标称状态量 $\tilde{\boldsymbol{x}}(t)$ 和控制量 $\tilde{\boldsymbol{u}}(t)$，则终端时刻 t_{f} 的预测状态偏差 $\delta\hat{x}_{\mathrm{f}}$，有以下 2 种预测方法：

1）求当前状态量与标称状态量的初始偏差 $\delta\boldsymbol{x}_0 = \tilde{\boldsymbol{x}}(t_0) - \boldsymbol{x}(t_0)$，根据式(42)来预测终端状态偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}$。

2）以当前状态作为初始状态，保持控制为标称控制，进行数值积分，从而预测终端状态偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}$。

本文采用方法 1）预测终端状态偏差，采用方法 2）修正标称控制量及标称状态量。其原因如下：对于终端偏差的预测而言，方法 1）和方法 2）的精度相当，且由于方法 1）无需积分，计算速度更快。然而，方法 1）成立的前提是基于一条准确的标称轨迹，如果采用方法 1）进行标称轨迹的更新，将会导致标称轨迹与实际轨迹的误差不断累计。因此，尽管方法 2）涉及数值积分，速度较慢，但对于标称轨迹的准确获取仍是必要的。

采用方法 2）得到新的标称轨迹以及积分预测终端偏差 $\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}}$ 后，由于初始状态偏差 $\delta\boldsymbol{x}_0 \equiv \boldsymbol{0}$，式(42)可以简写为

$$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{K}^u\delta\hat{\boldsymbol{U}} \tag{45}$$

控制修正的目的在于消除当前的积分预测终端偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}}$，因此可令修正控制量产生反向的终端偏差以抵消原有偏差：

$$-\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}} = \boldsymbol{K}^u\delta\hat{\boldsymbol{U}} \tag{46}$$

由于 $\delta\hat{\boldsymbol{U}} \in \mathbf{R}^{3N\times1}$，$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} \in \mathbf{R}^{6\times1}$，根据式(45)可知 $\delta\hat{\boldsymbol{U}}$ 必然存在多解（一般取 LGR 节点数 $N \geqslant 6$），则必然存在一组解 $\delta\hat{\boldsymbol{U}}^{\min}(t)$ 使得式(47)最小：

$$\boldsymbol{\Phi} = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}(u_1^2 + u_2^2 + u_3^2)\,\mathrm{d}t = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}(\tilde{u}_i(t) - \delta\hat{u}_i(t))^2\mathrm{d}t \tag{47}$$

注意，能量最优是指修正后的控制消耗的能量最小，而非控制修正量本身消耗能量最小，即并非 $\boldsymbol{\Phi}' = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}(\delta\hat{u}_1^2(t) + \delta\hat{u}_2^2(t) + \delta\hat{u}_3^2(t))\,\mathrm{d}t$。

将 $\boldsymbol{\Phi}$ 展开，有

$$\boldsymbol{\Phi} = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}\tilde{u}_i^2\mathrm{d}t + \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}(\delta u_i^2 - 2\tilde{u}_i\delta u_i)\,\mathrm{d}t \tag{48}$$

由于 $\tilde{u}_i$ 为标称控制量，故有

$$\begin{cases} \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}\tilde{u}_i^2\mathrm{d}t = \mathrm{const} \\ \min\boldsymbol{\Phi} \Leftrightarrow \min\boldsymbol{\Phi}^* = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}(\delta u_i^2 - 2\tilde{u}_i\delta u_i)\,\mathrm{d}t \end{cases} \tag{49}$$

设 $t_k(k=1,2,\cdots,N)$ 为 $[t_0,t_{\mathrm{f}}]$ 上 LGR 节点所在的时间点，$\tilde{u}_{ik}$ 为第 i 通道在 t_k 时刻的标称控制，$\delta\hat{u}_{ik}$ 为第 i 通道在 t_k 时刻的控制修正，则可用 LGR 节点上的离散值 $\delta\hat{u}_{ik}$ 对全时域积分 $\boldsymbol{\Phi}^*$ 进行拟合：

$$\boldsymbol{\Phi}^* = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}\sum_{i=1}^{3}(\delta u_i^2 - 2\tilde{u}_i\delta u_i)\,\mathrm{d}t = \sum_{i=1}^{3}\Big(\sum_{k=1}^{N}w_k(\delta u_{ik}^2 - 2\tilde{u}_{ik}\delta\hat{u}_{ik})\Big) \tag{50}$$

式中：w_k 为高斯型积分的权函数。

故求解 $\delta\hat{\boldsymbol{U}}^{\min}$ 的问题可描述为一个二次规划问题：

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\min\ \Phi^{*} = \sum_{i=1}^{3}\left(\sum_{k=1}^{N} w_k(\delta\hat{u}_{ik}^2 - 2\tilde{u}_{ik}\delta\hat{u}_{ik})\right) \\ -\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}} = \boldsymbol{K}^{u}\delta\hat{\boldsymbol{U}}^{\min}\end{cases} \tag{51}$$

此二次规划问题可利用成熟算法迭代求得数值解，此处给出其解析解的求解过程。定义拉格朗日函数 L 为

$$L = \sum_{i=1}^{3}\left(\sum_{k=1}^{N} w_k(\delta\hat{u}_{ik}^2 - 2\tilde{u}_{ik}\delta\hat{u}_{ik})\right) - \sum_{i=1}^{6}\lambda_i(\boldsymbol{k}_i^{u}\delta\hat{\boldsymbol{U}} + \delta\hat{\boldsymbol{x}}_{fi}^{\mathrm{predict}}) \tag{52}$$

式中：$\boldsymbol{k}_i^{u}$ 为矩阵 $\boldsymbol{K}^{u}$ 的第 i 行；$\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{fi}^{\mathrm{predict}}$ 为 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}}$ 的第 i 项；λ_i 为拉格朗日乘子，则有

$$\begin{cases}\dfrac{\partial L}{\partial\delta\hat{u}_{ik}} = 0 \\ \dfrac{\partial L}{\partial\boldsymbol{\lambda}_i} = 0\end{cases} \tag{53}$$

经代数运算，可得

$$\begin{cases}\delta\hat{\boldsymbol{U}}^{\min} = \dfrac{1}{2\boldsymbol{\Omega}}(\boldsymbol{K}^{u})^{\mathrm{T}}\lambda - \tilde{\boldsymbol{U}} \\ \lambda = 2\boldsymbol{P}^{-1}(-\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}} + \boldsymbol{K}^{u}\tilde{\boldsymbol{U}})\end{cases} \tag{54}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{U}}\in\mathbf{R}^{3N\times 1}$ 为 LGR 节点上的标称控制，$\lambda = [\lambda_1\ \ \lambda_2\ \ \cdots\ \ \lambda_6]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{\Omega}\in\mathbf{R}^{3N\times 3N}$，其表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{\Omega}_1 & \cdots & \boldsymbol{0}\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{\Omega}_N\end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\Omega}_i = \begin{bmatrix}1/w_i & 0 & 0\\ 0 & 1/w_i & 0\\ 0 & 0 & 1/w_i\end{bmatrix}\quad i = 1,2,\cdots,N\end{cases} \tag{55}$$

$\boldsymbol{P}\in\mathbf{R}^{6\times 6}$，设其第 i 行 j 列的元素为 p_{ij}，则有

$$p_{ij} = \sum_{m=1}^{3N}\frac{k_{im}^{u}k_{jm}^{u}}{\Omega_{mm}} \tag{56}$$

式中：k_{im}^{u} 为矩阵 $\boldsymbol{K}^{u}$ 第 i 行 m 列的元素；Ω_{mm} 为矩阵 $\boldsymbol{\Omega}$ 第 m 行 m 列的元素。

根据式(54)～式(56)即可求出能量最优的 LGR 节点控制修正量 $\delta\hat{\boldsymbol{U}}^{\min}$，从而根据式(24)插值得到每一时刻的控制修正 $\delta\hat{\boldsymbol{u}}^{\min}(t)$，得到既满足终端约束又保证能量最优的姿态机动控制 $\boldsymbol{u}^{\min}(t)$ 为

$$\boldsymbol{u}^{\min}(t) = \tilde{\boldsymbol{u}}(t) - \delta\hat{\boldsymbol{u}}^{\min}(t) \tag{57}$$

需要注意的是，为简单起见，本文在推导线性伪谱模型预测控制修正时定义了状态量偏差 $\delta\boldsymbol{x} = \tilde{\boldsymbol{x}} - \boldsymbol{x}$，然而，$\delta\boldsymbol{x}$ 的前 3 项 $\delta\sigma_i = \tilde{\sigma}_i - \sigma_i$ 并非严格意义上的姿态偏差，只是作为便于计算与推导的与姿态有关的状态量偏差，没有实际的物理意义。

任何的 3 个参数姿态表示方法都不可能是全局非奇异的。设采用 $\boldsymbol{\sigma}$ 代表的姿态机动等价于绕单位固定轴 $\hat{e}$ 旋转角度 ϑ，对应的姿态四元数为 $\boldsymbol{Q} = [q_0\ \ q_1\ \ q_2\ \ q_3]^{\mathrm{T}}$，当 $\vartheta\to 360°$时（或 $q_0\to -1$ 时），$|\boldsymbol{\sigma}|\to\infty$，MRPs 参数发生奇异，无法表示飞行器姿态，同时当 ϑ 接近 360°时，微小的偏差 $\delta\vartheta$ 将带来巨大的偏差 $\delta\boldsymbol{\sigma}$，推导线性伪谱模型预测控制修正时的线性化前提便不再成立。

由于四元数 $\pm\boldsymbol{Q}$ 代表的是同一姿态变换，因此本文在进行线性伪谱模型预测控制修正时有以下特殊规定：规定姿态四元数 $\boldsymbol{Q}$ 的第 1 项 $q_0\geqslant 0$，若 $q_0<0$，取 $\boldsymbol{Q} = -\boldsymbol{Q}$。作上述人为规定后，能够避免 MRPs 在表示姿态时的奇异性，即当实际姿态偏差为小值时，MRPs 参数偏差 $\delta\boldsymbol{\sigma}$ 也为小值，从而保证线性伪谱模型预测控制修正方法中的线性化前提成立。

2.3 能量最优姿态机动控制方法实施步骤

线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法的具体实施步骤如下：

步骤 1 机动任务初始化：设置姿态机动的任务参数，包括姿态机动时间限制 T，初始姿态角 $[\gamma_0\ \ \theta_0\ \ \psi_0]$，初始姿态角速度 $[\omega_{10}\ \ \omega_{20}\ \ \omega_{30}]$，终端姿态角 $[\gamma_{\mathrm{f}}\ \ \theta_{\mathrm{f}}\ \ \psi_{\mathrm{f}}]$，终端姿态角速度 $[\omega_{1\mathrm{f}}\ \ \omega_{2\mathrm{f}}\ \ \omega_{3\mathrm{f}}]$，控制幅值约束 $[U_{1\max}\ \ U_{2\max}\ \ U_{3\max}]$ 等。

步骤 2 获得姿态机动能量最优标称控制轨迹：利用高斯伪谱法将飞行器能量最优姿态机动最优控制问题转化为非线性规划问题，再利用 SNOPT 求解该非线性规划问题，从而获得飞行器能量最优姿态机动标称轨迹 $\tilde{\boldsymbol{x}}(t)$ 及 $\tilde{\boldsymbol{u}}(t)$。

步骤 3 修正参数设置：设置线性伪谱模型预测控制修正方法的节点数 N，数值积分步长，控制修正更新检查间隔 τ_{check}，控制修正阈值 $\delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{TH}}$（注：$\delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{TH}}$ 为矢量，以便于针对各个通道的姿态角和角速度分别设定阈值）。

步骤 4 基准控制段：飞行器将按照标称控制轨迹进行姿态机动控制，同时记录当前的时间；若当前时间距上次更新检查时间到达 τ_{check} 时，进入步骤 5；若当前时间到达姿态机动限定时间 T 时，停止控制，完成姿态机动。

步骤 5 控制更新检查：根据当前状态与标称状态的差别，求出 $\delta\boldsymbol{x}_0$，利用式(42)，估算出积分预测终端偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict_est}}$，倘若 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict_est}}$ 矢量中任一元素的绝对值大于其相应阈值，则根据当前状态和标称控制，从当前时刻起进行数值积分，获得当前状态控制不加修正下的积分预测终端偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}}$，若终端状态偏差的任一元素大于相应控

制修正阈值，则保存此次数值积分的轨迹作为临时的标称轨迹，进入步骤 6 进行控制修正，否则返回步骤 4。无论控制更新与否，均重新设定上次更新时间为当前时间。

步骤 6　控制指令修正：基于线性伪谱、最优控制理论、变分原理等获取终端状态量与高斯节点的状态量、控制量之间的关系，根据步骤 5 得到的终端状态预测偏差 $\delta\hat{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{predict}}$，计算出控制指令修正量 $\delta\boldsymbol{u}(t)$，与标称控制 $\tilde{\boldsymbol{u}}(t)$ 结合得到修正后的控制量 $\boldsymbol{u}(t)=\tilde{\boldsymbol{u}}(t)-\delta\boldsymbol{u}(t)$，并将其作为新的标称控制，返回步骤 4。

3　能量最优姿态机动控制仿真

3.1　飞行器模型参数与控制参数设定

能量最优姿态机动控制仿真中使用的飞行器模型参数如表 1 所示。

表 1　飞行器模型参数

Table 1　Model parameters of spacecraft

参　数	$\boldsymbol{J}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	$\boldsymbol{U}_{\max}/(\mathrm{N}\cdot\mathrm{m})$
数　值	diag(5,70,70)	[5　10　10]

姿态机动任务的初始姿态角为

$$[\gamma_0\quad\theta_0\quad\psi_0]=[-100\quad 80\quad 120](^\circ)$$

姿态机动的初始角速度为

$$[\omega_{10}\quad\omega_{20}\quad\omega_{30}]=[0\quad 0\quad 0](^\circ)/\mathrm{s}$$

机动目标终端姿态角为

$$[\gamma_{\mathrm{f}}\quad\theta_{\mathrm{f}}\quad\psi_{\mathrm{f}}]=[0\quad 0\quad 0](^\circ)$$

机动目标终端角速度为

$$[\omega_{1\mathrm{f}}\quad\omega_{2\mathrm{f}}\quad\omega_{3\mathrm{f}}]=[0\quad 1\quad -0.5](^\circ)/\mathrm{s}$$

机动时间限制为

$$T=10\ \mathrm{s}$$

其中：γ 为绕飞行器本体系 $OX^{\mathrm{b}}Z$ 轴转动的滚转角；θ 为绕飞行器本体系 OY^{b} 轴转动的俯仰角；ψ 为绕飞行器本体系 OZ^{b} 轴转动的偏航角。飞行器采用 *Z-Y-X* 的旋转顺序进行姿态变换。

取干扰力矩 $d_i\sim N(0,0.05)$，欧拉角测量误差 $r_{i\mathrm{angle}}\sim N(0,0.05)$（实际中，从陀螺仪上获取的姿态信息通常为欧拉角形式，故此处设定的测量误差 r_i 为欧拉角及角速度测量误差，仿真中再通过参数变换得到 MRPs 的测量误差），角速度测量误差 $r_{i\mathrm{angvel}}\sim N(0,0.01)$。

取线性伪谱模型预测控制中的拉格朗日插值多项式的阶数 $N=8$。

指令更新间隔时间设为 $\tau_{\mathrm{check}}=2\ \mathrm{s}$。

姿态角控制修正阈值设为 0.01（单位：1），角速度控制修正阈值设为 0.005(°)/s。

为对比控制效果，本文同时进行了 4 组的 LQR 姿态机动控制的仿真，分别为

1）$\boldsymbol{Q}=100\times\boldsymbol{I}_{6\times6}$，$\boldsymbol{R}=0.01\times\boldsymbol{I}_{3\times3}$，采用 LQR 方法跟踪标称轨迹。

2）$\boldsymbol{Q}=100\times\boldsymbol{I}_{6\times6}$，$\boldsymbol{R}=0.01\times\boldsymbol{I}_{3\times3}$，采用 LQR 方法直接进行机动。

3）$\boldsymbol{Q}=100\times\boldsymbol{I}_{6\times6}$，$\boldsymbol{R}=0.1\times\boldsymbol{I}_{3\times3}$，采用 LQR 方法跟踪标称轨迹。

4）$\boldsymbol{Q}=100\times\boldsymbol{I}_{6\times6}$，$\boldsymbol{R}=0.1\times\boldsymbol{I}_{3\times3}$，采用 LQR 方法直接进行机动。

本文采用的仿真环境为：Intel Core i5-4200M 处理器，4 G 内存，Windows 7 32 位操作系统以及 MATLAB R2013a。

3.2　能量最优姿态机动单次仿真

设初始姿态角偏差为

$$[\Delta\gamma_0\quad\Delta\theta_0\quad\Delta\psi_0]=[1.07\quad 3.48\quad 3.28](^\circ)$$

初始角速度偏差为

$$[\Delta\omega_{10}\quad\Delta\omega_{20}\quad\Delta\omega_{30}]=$$
$$[1.39\quad -1.83\quad 1.75](^\circ)/\mathrm{s}$$

仿真结果如表 2 和图 2～图 4 所示。

从仿真结果能够看出，线性伪谱能量最优姿态机动控制能够达到较高的控制精度，实现飞行器有限时间内的大角度姿态机动，并且相比于 LQR 控制消耗更少的能量，同时其控制指令更加平滑。

同时能够看出，采用 LQR 跟踪标称轨迹的控制精度要优于直接控制。对于 LQR 控制而言，面临着终端精度和消耗能量之间的权衡，若仿真参数 $\boldsymbol{R}$ 选取较大，尽管消耗能量变小，控制平滑，但终端精度下降；若仿真参数 $\boldsymbol{Q}$ 选取较大，终端状态精度将提高，但消耗能量增大，同时控制量将

表 2　姿态机动单次仿真结果

Table 2　Single simulation results of attitude maneuvers

控制方法	$[\gamma_{\mathrm{f}}\quad\theta_{\mathrm{f}}\quad\psi_{\mathrm{f}}]/(^\circ)$	$[\omega_{1\mathrm{f}}\quad\omega_{2\mathrm{f}}\quad\omega_{3\mathrm{f}}]/((^\circ)\cdot\mathrm{s}^{-1})$	$\Phi/(\mathrm{N}^2\cdot\mathrm{m}^2\cdot\mathrm{s})$
线性伪谱模型预测控制	[0.15　-0.19　0.07]	[0.008 1　0.94　-0.48]	247.98
LQR 跟踪标称轨迹-参数 1	[0.26　-0.16　0.35]	[-0.097　1.04　-0.56]	260.54
LQR 直接控制-参数 1	[7.76　17.7　-9.78]	[2.21　1.43　-3.28]	489.22
LQR 跟踪标称轨迹-参数 2	[1.14　0.7　0.62]	[-0.13　0.75　-0.75]	240.58
LQR 直接控制-参数 2	[8.7　23.4　-12.1]	[1.93　4.09　-2.76]	249.75

北航学报 赠阅

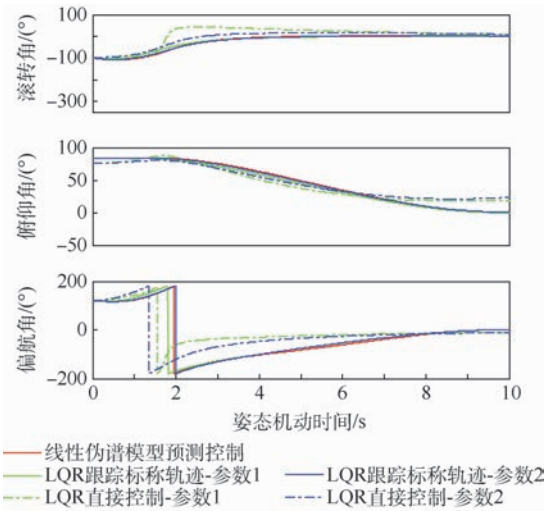


图 2 能量最优姿态机动姿态角仿真曲线

Fig. 2 Simulation curves of attitude angles of fuel-optimal attitude maneuvers

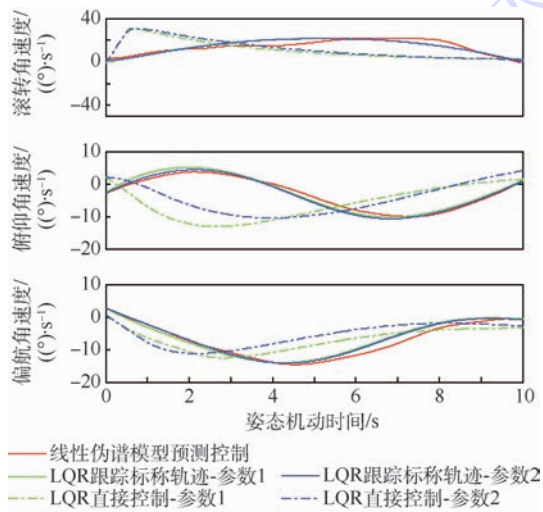


图 3 能量最优姿态机动角速度仿真曲线

Fig. 3 Simulation curves of angular velocities of fuel-optimal attitude maneuvers

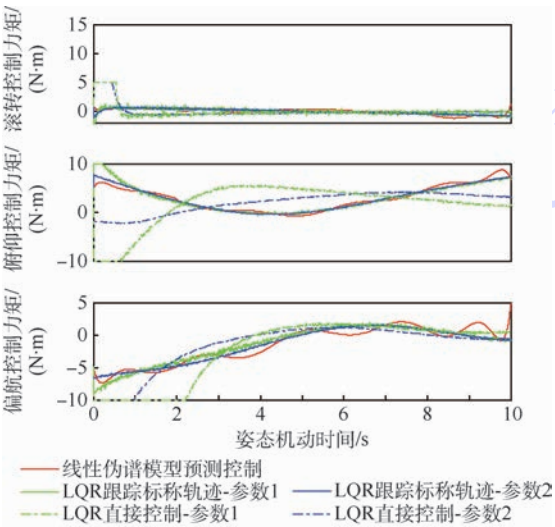


图 4 能量最优姿态机动控制力矩仿真曲线

Fig. 4 Simulation curves of control moment of fuel-optimal attitude maneuvers

发生振荡。仿真表明,采用参数 1 的 LQR 跟踪标称轨迹的控制方法获得的姿态机动终端精度与线性伪谱模型预测方法最为相近。

通过蒙特卡罗仿真,可以统计与比较这几种方法在计算精度、计算时间、消耗能量之间的差别。

3.3 能量最优姿态机动蒙特卡罗仿真

为了在终端精度相当的前提下比较能量消耗,此处采用 LQR 跟踪标称轨迹(参数 1)的方法与线性伪谱模型预测控制方法作蒙特卡罗仿真对比。设初始姿态角偏差满足正态分布 $N(0,10)$,初始角速度偏差满足正态分布 $N(0,5)$,做 200 次蒙特卡罗仿真,结果如表 3 和表 4、图 5 ~ 图 8 所示。

表 3 姿态机动蒙特卡罗仿真终端精度

Table 3 Terminal accuracy of attitude maneuvers using Monte Carlo simulation

终端项	线性伪谱模型预测控制		LQR 跟踪标称轨迹-参数 1	
	均值	标准差	均值	标准差
γ_f/(°)	0.0047	0.0047	-0.046	0.2223
θ_f/(°)	-0.0565	0.0565	-0.050	0.1183
ψ_f/(°)	0.0284	0.0284	0.020	0.1980
ω_{1f}/((°)·s^{-1})	0.0046	0.0046	-0.0083	0.0768
ω_{2f}/((°)·s^{-1})	0.9946	0.9946	1.0148	0.0316
ω_{3f}/((°)·s^{-1})	-0.4962	0.4962	-0.4897	0.0557

表 4 姿态机动蒙特卡罗仿真仿真时间

Table 4 Simulation time of attitude maneuvers using Monte Carlo simulation

仿真时间	LQR 跟踪标称轨迹-参数 1	线性伪谱模型预测控制		
		8 个节点	10 个节点	12 个节点
指令生成时间/ms	14.6	59	70	78
全过程仿真时间/s	4.286	4.143	4.352	4.704

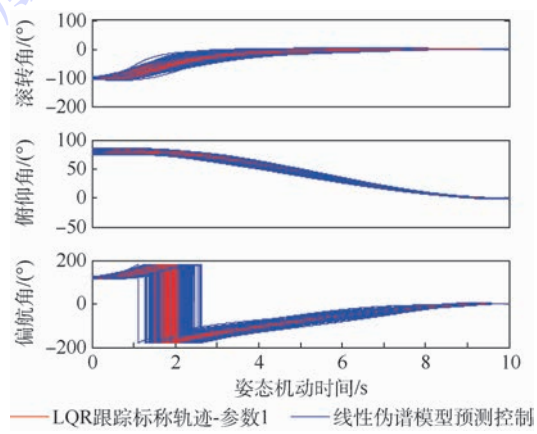


图 5 姿态机动蒙特卡罗仿真姿态角曲线

Fig. 5 Curves of attitude angle maneuvers using Monte Carlo simulation

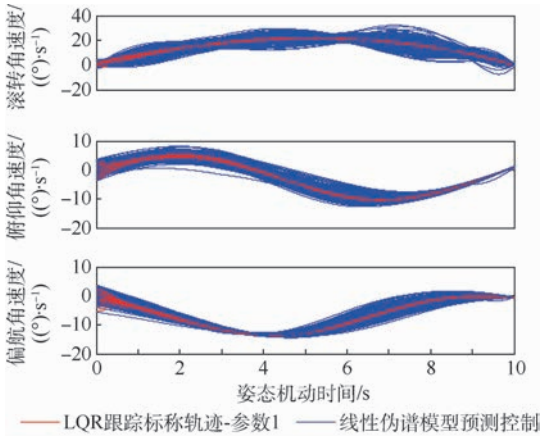


图 6　姿态机动蒙特卡罗仿真角速度曲线

Fig. 6　Curves of angular velocities of attitude maneuvers using Monte Carlo simulation

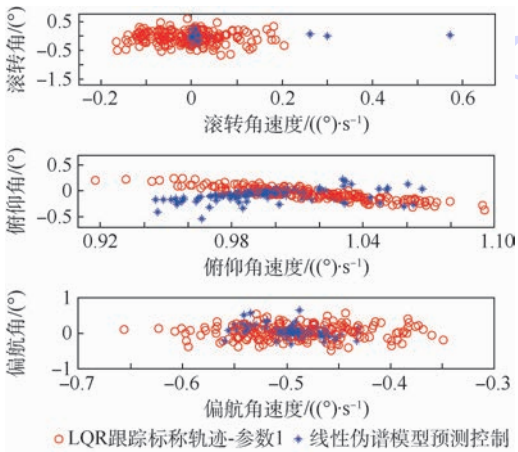


图 7　姿态机动蒙特卡罗仿真终端精度散布图

Fig. 7　Scatter diagram of terminal accuracy of attitude maneuvers using Monte Carlo simulation

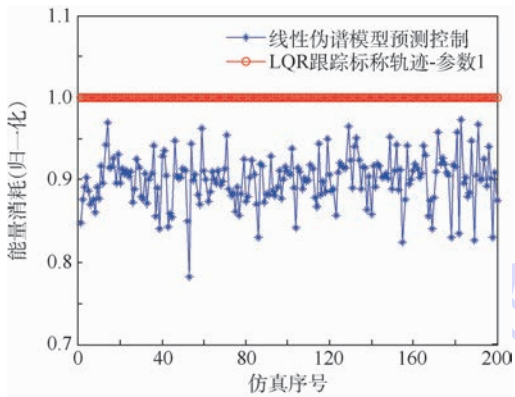


图 8　姿态机动蒙特卡罗仿真能量消耗对比图

Fig. 8　Comparison of energy consumption of attitude maneuvers using Monte Carlo simulation

仿真中，线性伪谱能量最优姿态机动控制方法（节点数为 8）进行一次指令修正更新的计算时间约为 59 ms；LQR 控制指令更新一次的计算时间约为 14.6 ms。尽管线性伪谱控制指令修正的计算时间大于 LQR 控制，但该方法不需要每一时刻都计算更新指令，只有在预测偏差大于设定阈值的情况下才更新，在仿真中，指令更新数基本在 1 ~ 3 次的范围内，故全过程仿真花费的时间两者相差不大。因此，线性伪谱能量最优姿态机动控制方法能够满足飞行器上计算的实时性要求。

从仿真结果可以看出，线性伪谱能量最优姿态机动控制方法和 LQR 跟踪方法都能满足终端约束，能够实现对初始偏差的修正，对干扰力矩以及测量误差都有一定的抗干扰作用。然而，2 种方法的姿态机动轨迹并不相同，LQR 跟踪方法趋向于尽快将当前状态修正到标称状态，而线性伪谱能量最优姿态机动控制方法只关心终端状态是否修正到目标状态，对中间过程并不关心。实际上，当只关心终端约束时，并不需要立即将当前状态修正到标称状态，而这种不必要的立即修正带来了额外的能量消耗。

从控制的角度来看，线性伪谱能量最优姿态机动控制方法更具有优势，因为其控制更加平稳，而 LQR 跟踪的控制显得更加振荡。在考虑控制器的动态特性后，LQR 的控制效果将会下降。

从图 8 可以看出，线性伪谱能量最优姿态机动控制方法能量消耗小于 LQR 跟踪控制，前者平均约能节省 10% 的能量。

4　结　论

本文基于线性伪谱模型预测控制，设计了线性伪谱能量最优姿态机动控制方法，该控制方法具有以下优势：

1）能够实现限定时间内飞行器能量最优大角度姿态机动，相比于 LQR 跟踪规划轨迹的方法能够节省约 10% 的能量消耗。

2）该方法能够得到的平滑且连续的控制量。

3）该方法能够快速地进行控制修正，满足在线使用的要求。

4）该方法的设计思路能推广到更为一般的具有终端约束的微分动力学系统跟踪问题上。

该方法目前还存在着以下缺陷：

1）实际使用中，需根据飞行器的计算能力进行节点数、积分步长和控制精度之间的权衡。

2）修正得到的控制量无法保证一定满足过程约束，若直接在得到的修正控制量上增加限幅模块，则得到的修正控制无法保证能量最优。同时可能导致额外的控制更新。

3）本文提出的方法只适用于连续控制，不适用于 Bang-Bang 控制（开关式控制）。

第 2）、3）点缺陷，将是未来的研究重点。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] 盖俊峰,赵国荣,周大旺.刚体飞行器姿态机动的模型预测控制方法[J].弹箭与制导学报,2015,35(2):5-9.
GAI J F,ZHAO G R,ZHOU D W. A model predictive control method for rigid aircraft attitude maneuver[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missiles and Guidance,2015,35(2):5-9(in Chinese).

[2] 赵健康,尹秋岩,戴金海.空间飞行器姿态机动预测跟踪控制技术[J].系统仿真学报,2004,16(4):711-713.
ZHAO J K,YIN Q Y,DAI J H. Forecast-tracking control of attitude maneuver of spacecraft based on tracking-filter[J]. Journal of System Simulation,2004,16(4):711-713(in Chinese).

[3] BHARADWAJ S,OSIPCHUK M,MEASE K D,et al. Geometry and inverse optimality in global attitude stabilization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(6):930-939.

[4] TEWARI A. Optimal nonlinear spacecraft attitude control through Hamilton-Jacobi formulation[J]. The Journal of the Astronautical Sciences,2002,50(1):99-112.

[5] SHARMA R,TEWARI A. Optimal nonlinear tracking of spacecraft attitude maneuvers[J]. IEEE Transactions on control systems technology,2004,12(5):677-682.

[6] LUO W,CHU Y C,LING K V. Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2005,50(11):1639-1654.

[7] YONMOOK P. Inverse optimal and robust nonlinear attitude control of rigid spacecraft[J]. Aerospace Science and Technology,2013,28(1):257-265.

[8] ALEXIS K,NIKOLAKOPOULOS G,TZES A. Switching model predictive attitude control for a quadrotor helicopter subject to atmospheric disturbances[J]. Control Engineering Practice, 2011,19(10):1195-1207.

[9] GAVILAN F, VAZQUEZ R, CAMACHO E F. Chance-constrained model predictive control for spacecraft rendezvous with disturbance estimation[J]. Control Engineering Practice,2012, 20(2):111-122.

[10] OHTSUKA T,FUJII H A. Real-time optimization algorithm for nonlinear receding horizon control[J]. Automatica, 1997, 33(6):11471154.

[11] PADHI R,KOTHARI M. Model predictive static programming: A computationally efficient technique for suboptimal control design[J]. International Journal of Innovative Computing, Information and Control,2009,5(2):399-411.

[12] OZA H B,PADHI R. Impact-angle-constrained suboptimal model predictive static programming guidance of air-to-ground missiles[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2012,35(1):153-164.

[13] YANG L,ZHOU H,CHEN W C. Application of linear gauss pseudospectral method in model predictive control[J]. Acta Astronautica,2014,96(1):175-187.

[14] RAHMAN T,ZHOU H,YANG L,et al. Pseudospectral model predictive control for exo-atmospheric guidance[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences,2015,16(1):64-76.

[15] YANG L,CHEN W C,LIU X M,et al. Robust entry guidance using multi-segment linear pseudospectral model predictive control[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2017, 28(1):103-125.

作者简介：

冯逸骏 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、导航制导与控制。

陈万春 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行力学、导航制导与控制。

杨良 男,博士,讲师。主要研究方向:飞行器总体设计、弹道优化、先进飞行器的制导与控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Fuel-optimal attitude maneuver using linear pseudo-spectral model predictive control method

FENG Yijun, CHEN Wanchun*, YANG Liang

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to perform large angle attitude maneuvers of spacecraft outside the atmosphere, we propose a fuel-optimal large angle attitude maneuver strategy using modified linear pseudo-spectral model predictive control method. First, a fuel-optimal attitude maneuver trajectory satisfying initial and terminal constrains is planned offline. Then, the nonlinear equation of motion is linearized under the condition of little perturbation based on the planned trajectory, and thus the linear perturbation propagation equations are obtained. Finally, the analytical solution of fuel-optimal control correction to the planned trajectory has been derivated through the discretization of state variables and control variables using Gauss pseudo-spectral method. Numerical calculation and Monte Carlo simulations were performed to validate the feasibility and effectiveness of the proposed strategy, which can provide real-time control with terminal state satisfied in high accuracy and save almost 10% fuel cost under the same control precision compared with traditional linear quadratic regulator (LQR) tracking method.

Keywords: attitude control; linear pseudo-spectrum; model predictive control; fuel-optimal; trajectory tracking

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-12; **Accepted**: 2018-03-16; **Published online**: 2018-04-18 11:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180418.0859.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0782

变幅多轴疲劳寿命分析方法对比

刘天奇[1], 时新红[1,*], 张建宇[2], 费斌军[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044)

摘 要: 基于当前对变幅多轴疲劳的研究,首先简要回顾了3种常用的变幅多轴疲劳寿命分析方法,包括Bannantine-Socie方法、Wang-Brown方法及王雷-王德俊方法。之后介绍了3种方法在程序中实现的具体方式,并对3种方法进行了编程实现。最后采用以上3种方法对飞机某结构危险部位在飞机服役过程中所承受的应力(应变)谱进行了分析,得到了3种方法的预测寿命。此外,为了比较多轴疲劳载荷对该结构寿命的影响,采用单轴的Manson-Coffin方程对该结构进行了寿命分析。通过对各方法的寿命分析结果对比分析,Wang-Brown方法的预测结果比较合理,王雷-王德俊方法的预测结果偏保守,Bannantine-Socie方法的预测结果较其他2类方法偏大,而单轴疲劳寿命分析方法会给出较为危险的预测结果。

关 键 词: 疲劳; 多轴疲劳; 飞机结构; 临界面; 寿命分析
中图分类号: V215.5+2
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2176-09

在工程实际中,对于承受疲劳载荷的结构件,其危险部位往往处于多轴疲劳应力(应变)状态。多轴疲劳是指多向应力或应变作用下的疲劳,也称复合疲劳。多轴疲劳损伤发生在多轴循环加载条件下,加载过程中有多个应力(应变)分量独立地随时间发生周期性变化。这些应力(应变)分量的变化可以是同相位、呈比例的,也可以是非同相、非比例的[1]。

早期对于多轴疲劳的研究主要针对恒幅加载,并提出了许多比较有效的多轴疲劳寿命预测模型[2-4]。近些年来,变幅载荷下的多轴疲劳研究取得了较大的进展[5-8],并对其工程应用也开展了一些研究[9-12]。变幅多轴疲劳寿命分析方法一般包含循环计数法、疲劳损伤模型及累积损伤准则,其中循环计数法和疲劳损伤模型是变幅多轴疲劳寿命分析方法的核心问题。单轴变幅疲劳中通常采用雨流计数法[13]将复杂载荷处理为简单载荷,并结合应力(应变)-寿命曲线进行损伤计算。在多轴变幅载荷下,各应力(应变)分量均会对疲劳损伤产生影响,而应力(应变)主轴随时间不断变化导致损伤的确定更加困难[1,4-5]。此外,多个应力(应变)分量之间存在相位差导致峰谷值不同时出现,使得循环计数方法更加复杂。对此,不同的学者提出了不同的寿命预测方法,如积分法[14]、能量法[15]、增量损伤法[16]和临界平面法等,其中临界平面法是分析多轴疲劳寿命较为有效的方法。Socie[4]、Bannantine[17]等提出对不同平面上的应力(应变)-时间历程进行循环计数,并将承受最大损伤的平面作为临界面,采用修正的Smith-Watson-Topper损伤模型进行损伤计算,该方法临界面的确定需要对所有可能失效的平面进行损伤计算。Wang和Brown[18-19]提出了一个基于等效应变的循环计数法,根据等效应变-时间历程依次计数,并提出了相应的损伤模型,该

收稿日期: 2017-12-19; **录用日期**: 2018-02-25; **网络出版时间**: 2018-05-14 10:51
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180507.1144.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(11172021)
* **通信作者**. E-mail: shixinhong@buaa.edu.cn

引用格式: 刘天奇, 时新红, 张建宇, 等. 变幅多轴疲劳寿命分析方法对比[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2176-2184.
LIU T Q, SHI X H, ZHANG J Y, et al. Comparative study of variable amplitude multiaxial fatigue life analysis methods[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2176-2184 (in Chinese).

方法采用等效应变计数，在某种程度上造成了应力应变符号的丢失。Shang 和 Wang 等[20]以临界面上的剪应变为主计数通道，采用雨流计数法进行循环计数，根据得到的剪应变全循环，取该全循环下最大剪应变折返点之间的正应变的变化范围作为一对循环计数结果。此外，Shang 和 Wang[21]提出了一种统一型多轴疲劳损伤模型进行损伤计算。王雷-王德俊方法[22-23]同样以临界面上的剪应变为主计数通道，在得到剪应变循环后，取每个剪应变全循环对应的正应变最大变程，以此作为一对计数结果，但王雷和王德俊未提出相应的疲劳损伤模型，而是使用了 Shang-Wang 提出的统一型多轴疲劳损伤模型[23]，该方法对 316L 不锈钢的预测结果偏保守。此外，还有许多基于临界面法的寿命分析方法的提出[5,20,24]。如包名等[24]基于 von Mises 等效应变等效应力概念、符号修正公式以及传统的单轴雨流计数法提出了一种多轴随机载荷下的循环计数法；Meggiolaro[25]、Chen 和 Shang[26]等都对 Wang-Brown 方法进行了修正。目前工程中应用较为广泛的主要是 Bannantine-Socie 方法和 Wang-Brown 方法。

本文对 3 种基于临界平面法的变幅多轴疲劳寿命分析方法进行了编程实现，并针对飞机上某结构危险部位的应力(应变)-时间历程，采用 3 种多轴疲劳寿命分析方法和单轴的 Manson-Coffin 方程[13]进行了寿命分析。对预测结果进行对比分析，研究变幅多轴疲劳寿命分析方法在飞机结构中的适用性。

1　变幅多轴疲劳寿命分析方法

变幅多轴疲劳寿命分析方法一般包含 3 个步骤：首先进行多轴载荷下的循环计数，将复杂载荷简化为简单的循环载荷；其次采用疲劳损伤模型对每个循环进行疲劳损伤计算；最后基于累积损伤理论对多轴疲劳寿命进行预测[4]。其中循环计数法和疲劳损伤模型是变幅多轴疲劳寿命分析方法的核心问题。

1.1　Bannantine-Socie 方法

Bannantine-Socie 方法是一种比较早的方法，其包含循环计数法和疲劳损伤模型 2 个部分。其中循环计数法是基于临界面原理提出的一种计数方法。该计数方法认为疲劳破坏发生在最大损伤平面上，并将最大损伤平面作为临界面，计算临界面上的应变-时间历程，采用雨流计数法对该平面上的应变进行循环计数，得到简单循环。疲劳损伤模型由 Smith-Watson-Topper 损伤模型推广得到，提出以最大正应变幅平面上的正应变变程和当前循环中的最大法向应力的乘积作为多轴疲劳损伤参量，所建立的多轴疲劳损伤模型为

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2}\sigma_{n,\max}=\frac{(\sigma_f')^2}{E}(2N_f)^{2b}+\sigma_f'\varepsilon_f'(2N_f)^{b+c} \tag{1}$$

式中：$\Delta\varepsilon$ 为一个循环中的正应变变程；$\sigma_{n,\max}$ 为当前循环中的最大正应力；E 为弹性模量；N_f 为疲劳寿命；σ_f' 为疲劳强度系数；ε_f' 为疲劳塑性系数；b 为疲劳强度指数；c 为疲劳塑性指数。

1.2　Wang-Brown 方法

Wang-Brown 方法同样包含循环计数法和疲劳损伤模型两部分。其中循环计数法基于相对等效应变的概念，因此也称为相对等效应变计数法。通过该方法，可将随机加载的多轴应变-时间历程折合成一个相对等效应变的时间历程，之后对该相对等效应变进行计数。基本步骤如下：

1）对于多轴疲劳加载应变历程 $\boldsymbol{\varepsilon}_{ij}(t)$、应力历程 $\boldsymbol{\sigma}_{ij}(t)$，计算 von Mises 等效应变 $\varepsilon_{eq}(t)$ 为

$$\varepsilon_{eq}(t)=\frac{1}{\sqrt{2}(1+\nu')}[(\varepsilon_{11}-\varepsilon_{22})^2+(\varepsilon_{22}-\varepsilon_{33})^2+(\varepsilon_{11}-\varepsilon_{33})^2+\frac{3}{2}(\gamma_{12}^2+\gamma_{13}^2+\gamma_{23}^2)]^{\frac{1}{2}} \tag{2}$$

式中：ν' 为有效泊松比；ε_{11}、ε_{22} 和 ε_{33} 为 3 个正应变大小；γ_{12}、γ_{13} 和 γ_{23} 为 3 个切应变大小。

2）确定等效应变-时间历程中的最大等效应变值 $\varepsilon_{eq}^{\max}$，计算相对等效应变-时间历程：

$$\varepsilon_{eq}^{*}(t)=|\varepsilon_{eq}(t)-\varepsilon_{eq}^{\max}| \tag{3}$$

记录此时相对等效应变由 0 点到最高点所对应的加载历程起始点和终止点为一个循环。

3）对剩下的等效应变-时间历程重复上述步骤，直到记录下所有的循环为止。

Wang-Brown 方法根据所提出的多轴循环计数方法，提出寿命预测模型：

$$\frac{0.5\Delta\gamma_{\max}+S\Delta\varepsilon_n}{1+\nu'+(1-\nu')S}=\frac{\sigma_f'-2\sigma_{n,mean}}{E}(2N_f)^b+\varepsilon_f'(2N_f)^c \tag{4}$$

式中：$\Delta\gamma_{\max}$ 为一个加载历程中的剪应变增量；$\Delta\varepsilon_n$ 为从起点至终点的连续历程区间中最大剪应变平面上的正应变变化量；S 为材料常数(钢材料通常取 1.5～2.0，对于 6061-T6 铝合金材料[27]其值约为 1.0)，可由多轴疲劳试验测得；$\sigma_{n,mean}$ 为最大剪应变平面上的平均法向应力。

1.3　王雷-王德俊方法

王雷和王德俊[22-23]提出了一种多轴循环计

北航学报 赠阅

数法,采用统一型多轴疲劳损伤模型进行损伤折算。王雷和王德俊[22-23]所提出的循环计数法基于临界平面法,认为多轴疲劳破坏的主要原因是临界剪切面上的交变剪应力,同时垂直于该平面的正应力对疲劳损伤也有贡献。该循环计数法认为剪应变2个半循环的物理意义相同,不区分加载半循环和卸载半循环,其处理过程主要为根据某点的应变-时间历程计算临界平面上的剪应变、正应变时间历程,对剪应变进行雨流法循环计数,对应得到剪应变的全循环和折返点信息,提取每个全循环中剪应变折返点对应的正应变最大变程,以此作为一次循环计数。

临界面采用权值平均最大剪应变平面为临界面,该临界面的确定如下:

1)对于最大剪应变序列中的有效峰值点 $\gamma_{\max}(t_i)$,其所在平面的法向单位向量为 $\boldsymbol{p}_i$。

2)利用式(5)计算权值。

$$w_i = \begin{cases} 0 & |\gamma_{\max}(t_i)| < k\tau_{-1}/G \\ D_i & |\gamma_{\max}(t_i)| \geqslant k\tau_{-1}/G \end{cases} \tag{5}$$

式中:τ_{-1}为剪切疲劳极限;G为剪切模量;D_i为相应剪应变下的损伤值(采用 Manson-Coffin 方程计算);k可以取0.3。对应的该时刻的加权值,用矢量来表示为

$$\boldsymbol{w}(t_i) = w_i\boldsymbol{p}_i \tag{6}$$

可以看到在权值计算公式中,忽略了较小的剪应变值造成的损伤。

3)对于计算得到各时刻的加权矢量进行叠加,最终得到的方向矢量单位化即为临界平面的法方向。

$$\boldsymbol{p} = \frac{1}{\sum_{i=1}^{n} w_i}\sum_{i=1}^{n} w_i\boldsymbol{p}_i \tag{7}$$

王雷-王德俊方法未提出相应的多轴疲劳损伤模型,采用 Shang 和 Wang 提出的统一性多轴疲劳损伤模型[21]进行损伤计算。该模型提出一个与加载路径无关的多轴疲劳损伤参量(式(8)),基于该损伤参量,提出的寿命预测模型如式(9)所示。

$$\frac{\Delta\varepsilon_{\mathrm{eq}}^{\mathrm{cr}}}{2} = \left[\varepsilon_{\mathrm{n}}^2 + \frac{1}{3}\left(\frac{\Delta\gamma_{\max}}{2}\right)^2\right]^{\frac{1}{2}} \tag{8}$$

$$\frac{\Delta\varepsilon_{\mathrm{eq}}^{\mathrm{cr}}}{2} = \frac{\sigma_{\mathrm{f}}'}{E}(2N_{\mathrm{f}})^b + \varepsilon_{\mathrm{f}}'(2N_{\mathrm{f}})^c \tag{9}$$

式中:$\Delta\varepsilon_{\mathrm{eq}}^{\mathrm{cr}}$为等效损伤参量。

对于以上3类变幅多轴疲劳寿命分析方法,得到各循环的损伤后采用 Minner 线性累积损伤准则进行最终的寿命预测。

2 寿命预测分析

2.1 编程实现

对于第1节中的3种变幅多轴疲劳寿命分析方法,主要包括5个步骤:

1)确定临界面。

2)计算临界面上的应变-时间历程。

3)对应变-时间历程循环计数。

4)计算每个循环下的损伤。

5)采用累积损伤准则计算最终的疲劳寿命。

在编程实现过程中,临界面的确定和循环计数法是核心问题。而循环计数法的核心即雨流计数法,计数法的流程参照文献[9]中的流程进行编程,此处不再赘述。

3种方法中,Bannantine-Socie 方法需要计算临界面上的正应变和正应力;Wang-Brown 方法需要计算最大剪应变,正应变及正应力;王雷-王德俊方法需要计算应变-时间历程中的最大剪应变值及其方向。

Bannantine-Socie 方法需要通过计算所有平面上的损伤来确定最大损伤面。在三维直角坐标体系下,任意平面的法向向量与3个坐标轴的夹角分别为 θ、φ 及 ξ,则该平面的单位法向向量为

$$\boldsymbol{l} = (\cos\theta, \cos\varphi, \cos\xi) \tag{10}$$

根据几何关系可知:

$$\cos\xi = \sqrt{1 - \cos^2\theta - \cos^2\varphi} \tag{11}$$

对于给定的某点的三向应变状态 $\boldsymbol{\varepsilon}_{ij}$,在该点处任意平面上的正应变为

$$\varepsilon_{\mathrm{n}} = \boldsymbol{l}\boldsymbol{\varepsilon}_{ij}\boldsymbol{l}^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

因此,处于三向应变状态的某点处任意方向平面上正应变都可以由2个参数 θ、φ 来确定,且 θ、φ 的变化范围为 0 ~ π。可以由向量 $\boldsymbol{l}$ 确定平面方向后,计算该方向上的应变、应力时间历程,进行循环计数,并计算损伤。Bannantine-Socie 方法流程如图1所示,对 θ、φ 每隔5°进行一次计算,共得到1 296个平面上的损伤值,取所有平面中最大的损伤值作为最终的预测结果。图1中 θ 或 φ 每增加5°则 i 的值加1,因此不同的 i 值对应不同的平面方向,$D(i)$表示该平面上的损伤。

Wang-Brown 方法基于等效应变计数,对于一对计数结果,需要计算最大剪应变变程所在的平面。然而在变幅多轴加载历程中,任意平面上的剪应变历程大小和方向都发生变化。因此,需要分别计算任意平面上所有方向的剪应变,确定最大的剪应变变程。对于一点处任意平面,假设其

方向为 $\boldsymbol{l}$,建立直角坐标系,设单位向量 $\boldsymbol{n}_2$,$\boldsymbol{n}_3$ 位于该平面上且互相垂直,如图 2 所示。

对于该平面上任意方向的单位向量可以由式(13)表示,由 $\boldsymbol{l}$ 和 $\boldsymbol{m}$ 即可计算得到该平面上与向量 $\boldsymbol{m}$ 方向一致的剪应变,变换 α 的值即可计算任意方向上的剪应变 γ_n,如式(14)所示。

$$\boldsymbol{m} = \boldsymbol{n}_2\cos\alpha + \boldsymbol{n}_3\sin\alpha \tag{13}$$

$$\gamma_n = 2\boldsymbol{n}_1\boldsymbol{\varepsilon}_{ij}\boldsymbol{m}^{\mathrm{T}} \tag{14}$$

Wang-Brown 方法对于一对计数结果,其造成的损伤计算流程图如图 3 所示,同样 θ、φ 以 5°作为增量。在图 3 中,θ 每增加 5°则 i 的值加 1,φ 每增加 5°则 j 的值加 1。对于一个固定的平面(θ,φ 不变),需要计算该平面上最大剪应变,α 每增加 5°则 k 的值加 1。以 $D(i,j,k)$ 表示每次计算得到的损伤,最后取 $D(i,j,k)$ 中最大值作为最终的损伤值。

王雷-王德俊方法临界面的确定需要计算最大剪应变平面的方向。对于三维应变状态下的最大剪应变采用如下公式计算:

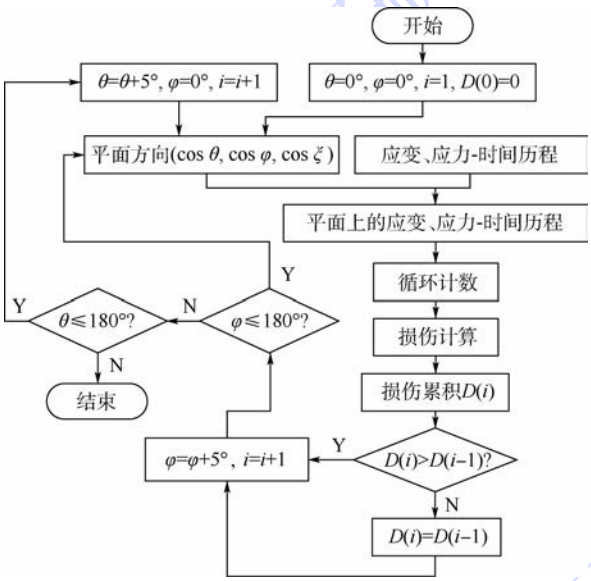


图 1　Bannantine-Socie 方法流程图

Fig. 1　Flowchart of Bannantine-Socie method

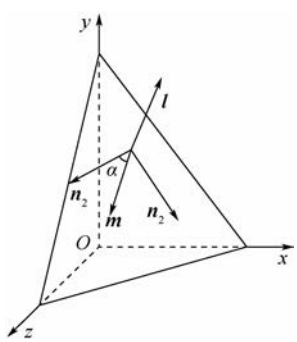


图 2　空间任意平面上单位向量

Fig. 2　Unit vector on an arbitrary plane of space

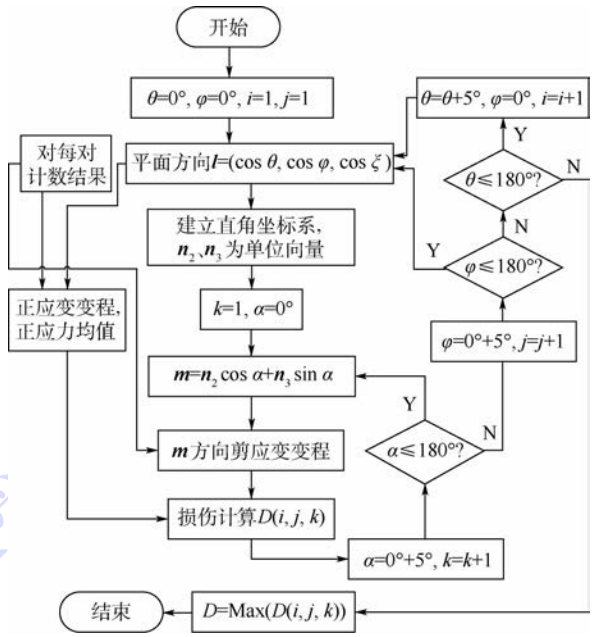


图 3　Wang-Brown 方法流程图

Fig. 3　Flowchart of Wang-Brown method

$$\gamma_{\max} = \varepsilon_1 - \varepsilon_3 \tag{15}$$

式中:ε_1 和 ε_3 分别为第一主应变和第三主应变。主应变采用特征方程求解:

$$|\boldsymbol{\varepsilon}_{ij} - \lambda\boldsymbol{\delta}_{ij}| = 0 \tag{16}$$

其中:$\boldsymbol{\delta}_{ij}$为单位矩阵;λ 为特征值。式(16)对应的 3 个特征值即为 3 个主应变,3 个特征向量为 3 个主应变的方向。设 3 个主应变 $\varepsilon_1 > \varepsilon_2 > \varepsilon_3$ 对应的方向向量分别为 $\boldsymbol{q}_1$、$\boldsymbol{q}_2$ 和 $\boldsymbol{q}_3$,则最大剪应变平面方向的单位向量 $\boldsymbol{r}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{r} = \frac{\dfrac{\boldsymbol{q}_1}{|\boldsymbol{q}_1|} + \dfrac{\boldsymbol{q}_3}{|\boldsymbol{q}_3|}}{\left|\dfrac{\boldsymbol{q}_1}{|\boldsymbol{q}_1|} + \dfrac{\boldsymbol{q}_3}{|\boldsymbol{q}_3|}\right|} \tag{17}$$

通过计算最大剪应变值及其方向,可以得到权值最大平均应变平面,确定王雷-王德俊方法的临界面方向,之后同样采用式(13)、式(14)对临界面上任意方向的剪应变历程进行计算,循环计数并确定损伤最大的方向。王雷-王德俊方法流程图如图 4 所示,α 每增加 5°则 i 的值加 1,$D(i)$ 表示对应不同 i 值的损伤,共计算 36 次损伤,取损伤最大的方向作为最终预测结果。

2.2　算　例

飞机某结构在飞机服役过程中承受着随机载荷作用。该结构设计使用材料为 7B04 铝合金材料,其基本力学性能如表 1 所示,其中 $\sigma_{0.2}$ 为屈服极限,σ_u 为强度极限,ν 为泊松比。

对于一个起落,载荷施加顺序为:着陆起转、着陆回弹、着陆振荡、第 2 次着陆撞击、着陆滑跑、

中等刹车、最大刹车、着陆曲线滑行、转弯、牵引、起飞曲线滑行、发动机试车及起飞滑跑。该结构的设计载荷谱按着陆轻重程度的不同分为 A、B、C 和 D 4 个类型，以 20 个起落为一个加载循环谱块，对应 20 个飞行小时，载荷谱的排列顺序如表 2所示。

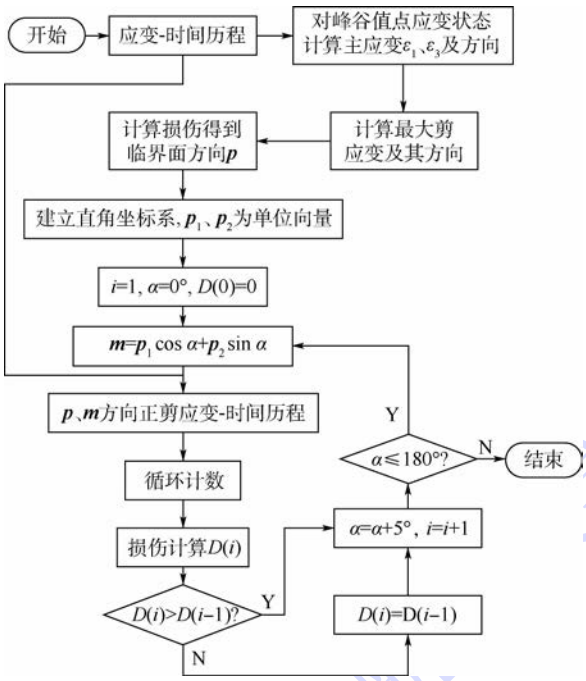


图 4 王雷-王德俊方法流程图

Fig. 4 Flowchart of Wang L-Wang D J method

表 1 7B04 铝合金材料的力学性能

Table 1 Mechanical properties of 7B04 aluminum alloy

力学性能	数 值
E/GPa	70
$\sigma_{0.2}$/MPa	449
σ_u/MPa	490
ν	0.3
σ'_f/MPa	916
b	−0.0803
ε'_f	0.2316
c	−0.8734

对该结构进行有限元分析，得到该结构危险部位如图 5 所示。对于不同类型的起落，该危险部位的 6 个应变分量及应力分量的时间历程如图 6、图 7 所示。其中：s_{11}、s_{22}、s_{33}分别为 3 个正应力分量大小；s_{12}、s_{23}、s_{13}分别为 3 个切应力分量大小。

分别采用上述 3 种变幅多轴疲劳寿命分析方法对该结构危险部位进行寿命预测。同时，为了比较多轴载荷对结构件疲劳寿命的影响，采用单轴低周疲劳的 Manson-Coffin 方程对结构件进行寿命预测。Manson-Coffin 方程描述应变-寿命曲线的公式为

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2}=\frac{\sigma'_f}{E}(2N_f)^b+\varepsilon'_f(2N_f)^c \tag{18}$$

表 2 飞机某结构危险部位载荷谱排列顺序

Table 2 Load spectrum arrangement sequence of an aircraft structure's dangerous part

飞行起落数	起落类型	飞行起落数	起落类型
1	A	11	B
2	B	12	A
3	A	13	B
4	B	14	A
5	A	15	B
6	B	16	A
7	A	17	B
8	D	18	C
9	C	19	D
10	D	20	C

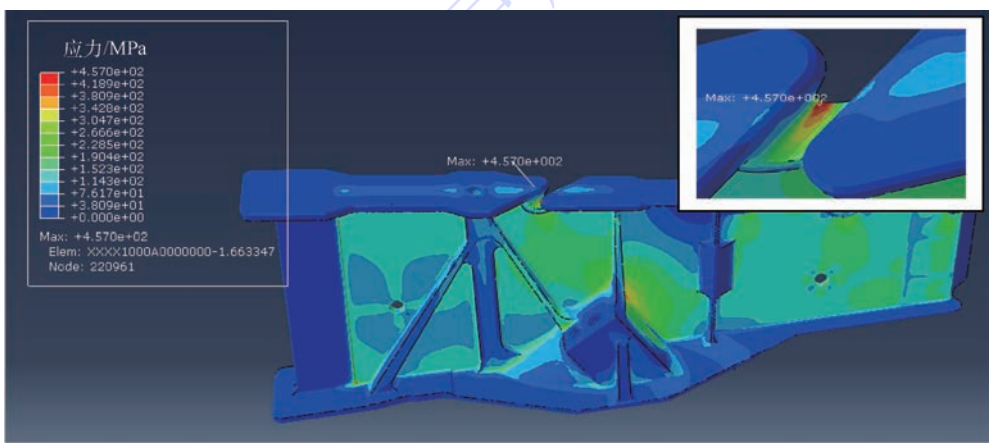


图 5 结构的应力云图及危险部位

Fig. 5 Stress contour and critical site of structure

北航学报 赠阅

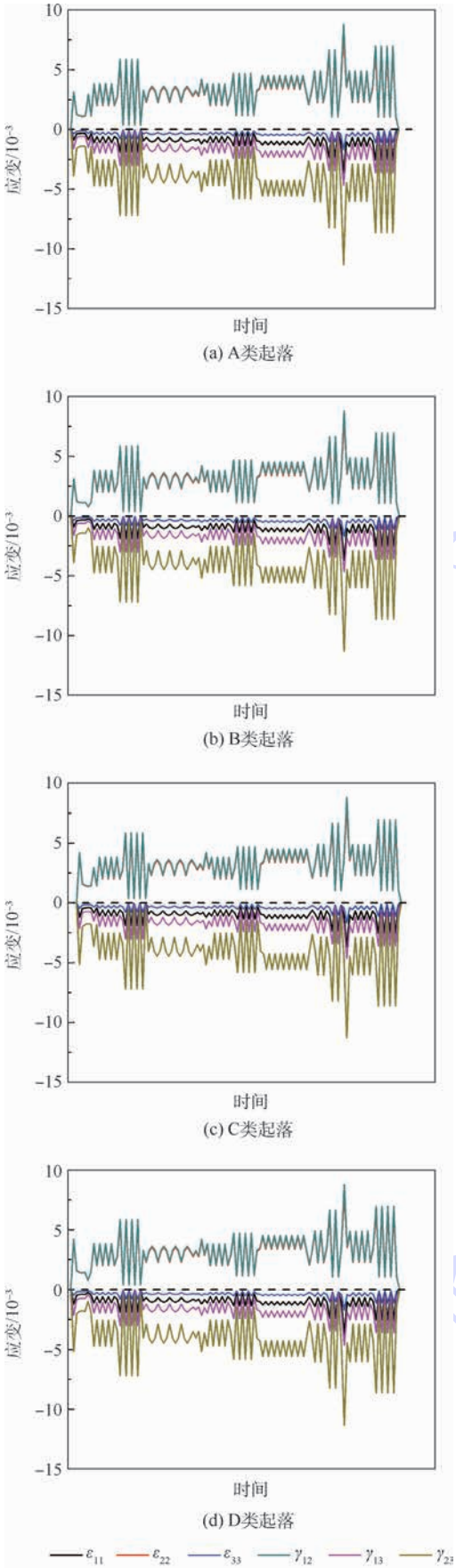


图 6　飞机某结构危险部位承受的应变-时间历程

Fig. 6　Strain-time history of an aircraft structure's dangerous part

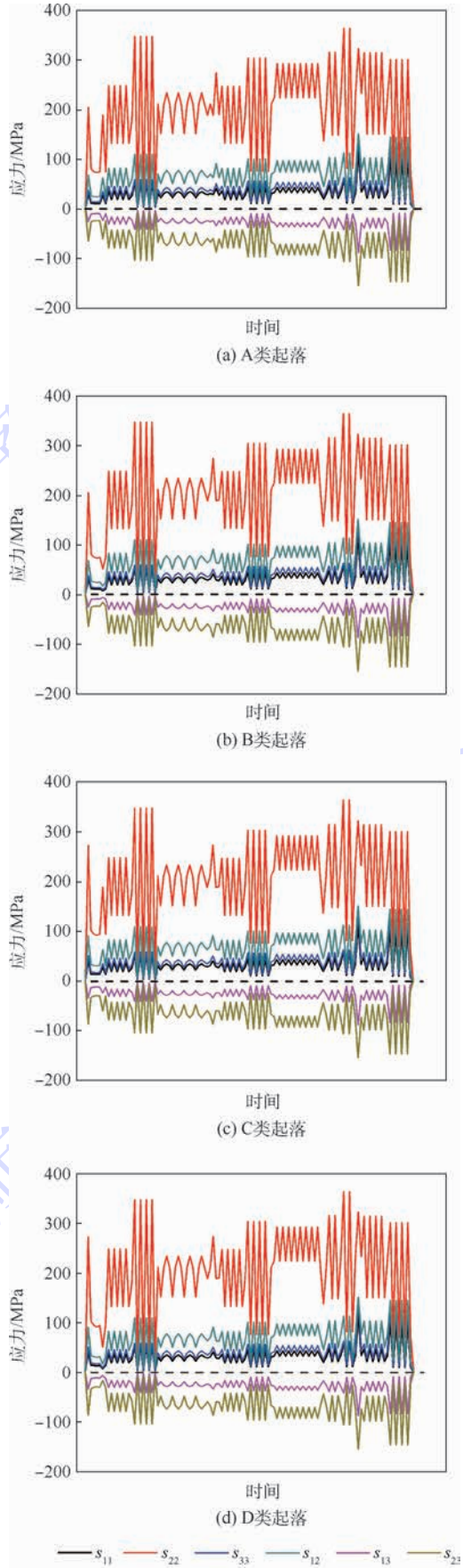


图 7　飞机某结构危险部位承受的应力-时间历程

Fig. 7　Stress-time history of an aircraft structure's dangerous part

使用 Manson-Coffin 方程进行寿命预测时，针对结构危险部位的应变-时间历程编程实现，主要分以下 4 个步骤：

1）分别计算不同平面上的正应变时间历程，平面方向同样由包含 θ、φ 的向量表示。

2）对所有平面上的正应变时间历程进行雨流计数得到各平面上的正应变循环。

3）采用 Manson-Coffin 方程分别对所有平面上每个循环进行损伤计算，采用 Minner 线性累积损伤准则计算每个平面的寿命。

4）取所有平面中最短的寿命为最终的寿命预测结果。

4 种不同的寿命预测方法的预测结果如表 3 所示。

文献[28]中给出了歼 8Ⅰ型、歼 8Ⅱ型及歼 8 白天型飞机结构相关部位的首翻期大约是 1 500 ~ 1 800 飞行起落，修理间隔为 1 350 ~ 1 500 飞行起落，总寿命约 3 900 ~ 4 500 飞行起落。

若以歼 8 各型号飞机相关部位的首翻期寿命为参照，Wang-Brown 方法中当系数 S 取 1.0 ~ 1.5 之间时，寿命预测结果较为合理；王雷-王德俊方法的预测结果则会偏于保守；而 Bannantine-Socie 方法预测结果较其他 2 种方法偏大，这是因为该方法虽然以最大损伤平面作为临界面，但其损伤模型形式导致在最大损伤平面上其忽略了剪应变对疲劳损伤的影响。此外，若采用单轴疲劳寿命分析方法（Manson-Coffin 方程）来预测承受多轴载荷的结构件，计算得到的疲劳破坏寿命远大于多轴计算模型所预测的结果。

表 3 各方法疲劳寿命预测结果

Table 3 Results of fatigue life estimated by different methods

预测结果	Bannantine-Socie 方法	Wang-Brown 方法				王雷-王德俊方法	Manson-Coffin 方程
		$S=0.5$	$S=1.0$	$S=1.5$	$S=2.0$		
预测寿命（谱块）	125.2	225.7	107.3	66.5	47.8	44.2	581.9
飞行起落数	2 504	4 514	2 146	1 330	956	884	11 638

3 结 论

针对常用的 3 种变幅多轴疲劳寿命预测方法进行编程实现，并通过对承受多轴疲劳载荷的飞机某结构危险部位进行寿命预测发现：

1）采用单轴疲劳寿命分析方法（Manson-Coffin 方程）对其进行寿命分析会有较大的误差。

2）Wang-Brown 方法中，当系数 S 取 1.0 ~ 1.5之间时，寿命预测结果较为合理；王雷-王德俊方法的预测结果则会偏于保守；而 Bannantine-Socie 方法预测结果较其他 2 种模型偏大。

3）Bannantine-Socie 方法预测结果之所以偏大是因为较其他 2 种方法，该方法忽略了某些循环存在的剪应变对疲劳损伤的影响，导致预测结果偏大。

参考文献（References）

[1] 尚德广，王德俊. 多轴疲劳强度[M]. 北京：科学出版社，2007：130-142.
SHANG D G，WANG D J. Multiaxial fatigue strength[M]. Beijing：Science Press，2007：130-142（in Chinese）.

[2] 时新红，张建宇，鲍蕊，等. 材料多轴高低周疲劳失效准则的研究进展[J]. 机械强度，2008，30（3）：515-521.
SHI X H，ZHANG J Y，BAO R，et al. Development of failure criterion on high-cycle and low-cycle multiaxial fatigue[J]. Journal of Mechanical Strength，2008，30（3）：515-521（in Chinese）.

[3] KAROLCZU A，MACHA E. A review of critical plane orientations in multiaxial fatigue failure criteria of metallic materials[J]. International Journal of Fracture，2005，134（3-4）：267-304.

[4] SOCIE D F，MARQUIS G B. Multixial fatigue[M]. New York：SAE Publication Press，2002：300-310.

[5] CARPINTERI A，SPAGNOLI A，VANTADORI S. A review of multiaxial fatigue criteria for random variable amplitude loads[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures，2017，40（7）：1007-1036.

[6] ANES V，REIS L，LI B，et al. New cycle counting method for multiaxial fatigue[J]. International Journal of Fatigue，2014，67（10）：78-94.

[7] CHUNG J，KIM N H. Numerical methods of multiaxial fatigue life prediction for elastomers under variable amplitude loadings[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures，2016，39（7）：866-876.

[8] BOLCHOUN A，BAUMGARTNER J，KAUFMANN H. A new method for fatigue life evaluation under out-of-phase variable amplitude loadings and its application to thin-walled magnesium welds[J]. International Journal of Fatigue，2017，101：159-168.

[9] 刘光熠. 多轴载荷下发动机中介机匣强度与寿命研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2005：57-62.
LIU G Y. Research on the strength and life of the engine intermediate case under multiaxial loads[D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2005：57-62（in Chinese）.

[10] 金丹，陈旭. 多轴随机载荷下的疲劳寿命估算方法[J]. 力

北航学报 赠阅

学进展,2006,36(1):65-74.
JIN D, CHEN X. Fatigue life evaluation under multiaxial random loadings[J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(1):65-74 (in Chinese).

[11] 宋恩鹏,陆华,何刚,等. 多轴疲劳寿命分析方法在飞机结构上的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(5):906-911.
SONG E P, LU H, HE G, et al. Application of multi-axial fatigue life estimation methods to aircraft structural components [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5):906-911(in Chinese).

[12] 吴志荣,胡绪腾,宋迎东. 多轴载荷下缺口件的疲劳寿命估算方法[J]. 工程力学,2014,31(10):216-221.
WU Z R, HU X T, SONG Y D. Estimation method for fatigue life of notched specimen under multiaxial loading[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(10):216-221(in Chinese).

[13] 徐灏. 疲劳强度[M]. 北京:高等教育出版社,1988:201-208.
XU H. Fatigue strength[M]. Beijing: Higher Education Press, 1988:201-208(in Chinese).

[14] STEPHANOV S. A curvilinear integral method for multiaxial fatigue life computing under non-proportional arbitrary or random stressing[J]. International Journal of Fatigue, 1993, 15(6):467-472.

[15] LEE B L, KIM K S, NAM K M. Fatigue analysis under variable amplitude loading using an energy parameter[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(7):621-631.

[16] JIANG Y. A fatigue criterion for general multiaxial loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2000, 23(1):19-32.

[17] BANNANTINE J A. A variable multiaxial fatigue life prediction method[D]. Springfield: University of Illinois at Urban-Champaign, 1989.

[18] WANG C H, BROWN M W. Life prediction techniques for variable amplitude multiaxial fatigue—Part 1: Theories[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1996, 118(3):367-370.

[19] WANG C H, BROWN M W. Life prediction techniques for variable amplitude multiaxial fatigue—Part 2: Comparison with experimental results[J]. Journal of Engineering Material and Technology, 1996, 118(3):371-374.

[20] SHANG D G, WANG D J, XU H, et al. A unified multiaxial fatigue damage parameter[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 1998, 11(3):261-274.

[21] SHANG D G, WANG D J. A new multiaxial fatigue damage model based on the critical plane approach[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(3):241-245.

[22] 王雷,王德俊. 多轴随机疲劳寿命估算方法的研究[C]//第十一届全国疲劳和断裂学术会议. 北京:机械工业出版社,2002:62-65.
WANG L, WANG D J. Study on the estimation method of multi axial random fatigue life[C]// Proceedings the 11th National Conference on Fatigue and Fracture. Beijing: China Machine Press, 2002:62-65(in Chinese).

[23] 王雷,王德俊. 一种随机多轴疲劳的寿命预测方法[J]. 机械强度,2003,25(2):204-206.
WANG L, WANG D J. Life prediction approach for random multiaxial fatigue[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(2):204-206(in Chinese).

[24] 包名,尚德广,陈宏. 一种新的随机多轴疲劳寿命预测方法[J]. 机械强度,2012,27(5):737-743.
BAO M, SHANG D G, CHENG H. New fatigue life prediction method under random multiaxial loading[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 27(5):737-743(in Chinese).

[25] MEGGIOLARO M A, CASTRO J T P D. An improved multiaxial rainflow algorithm for non-proportional stress or strain histories-Part Ⅱ: The modified Wang-Brown method[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 42(4):194-206.

[26] CHEN H, SHANG D G. An on-line algorithm of fatigue damage evaluation under multiaxial random loading[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(2):250-254.

[27] SUSMEL L. Multiaxial notch fatigue: From nominal to local stress/strain quantities[M]. Cambridge: Woodhead & CRC Press, 2009:319-346.

[28] 李玉海,刘文珽,杨旭,等. 军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例[M]. 北京:航空工业出版社,2005:23-27.
LI Y H, LIU W T, YANG X, et al. Systematic calendar life determining in military aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005:23-27(in Chinese).

作者简介:

刘天奇　男,博士研究生。主要研究方向:结构疲劳可靠性。

时新红　女,讲师。主要研究方向:结构疲劳可靠性。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Comparative study of variable amplitude multiaxial fatigue life analysis methods

LIU Tianqi[1], SHI Xinhong[1,*], ZHANG Jianyu[2], FEI Binjun[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. College of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: Three commonly used variable amplitude multiaxial fatigue life analysis methods, including Bannantine-Socie method, Wang-Brown method and Wang L-Wang D J method are reviewed briefly based on the current researches on variable amplitude multiaxial fatigue. Then, the algorithms of the three methods were introduced and calculated codes were written. Finally, the fatigue life of an aircraft structural component, which is subjected to complex variable amplitude multiaxial stress state during their service, was evaluated using the three multiaxial fatigue life analysis methods. In addition, uniaxial fatigue life was analyzed using the Manson-Coffin equation to compare the effect of multiaxial fatigue loading on the fatigue life of the structure. The comparison results are as follows: the estimated result of Wang-Brown method is reasonable, the Wang L-Wang D J method gives a conservative prediction result, the prediction result of Bannantine-Socie method is greater than that of the other two methods, while the uniaxial fatigue life analysis method gives more dangerous prediction result.

Keywords: fatigue; multiaxial fatigue; aircraft structure; critical plane; life analysis

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-19; **Accepted**: 2018-02-25; **Published online**: 2018-05-14 10:51
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180507.1144.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11172021)
* **Corresponding author**. E-mail: shixinhong@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0053

多模型 GGIW-GLMB 算法跟踪机动群目标

甘林海，刘进忙*，王刚，李松
（空军工程大学 防空反导学院，西安 710051）

摘 要：针对多个机动群目标跟踪问题，提出了一种多模型伽马高斯逆威夏特-广义标签多贝努利（MM-GGIW-GLMB）算法。采用多模型算法对群目标进行运动建模，利用最适高斯（BFG）近似在预测阶段对多模型进行融合，减小了多模型算法的运算量，为进一步提高算法在目标机动阶段的跟踪性能，引入强跟踪滤波器（STF）对 BFG 算法得到的预测状态协方差进行修正。利用最优次模式分配（OSPA）距离及其一倍标准差和航迹标签正确率衡量算法对机动群目标的跟踪性能。仿真结果表明，本文算法能够提升对机动群目标的跟踪精度和稳定性。

关 键 词：广义标签多贝努利（GLMB）；伽马高斯逆威夏特（GGIW）；最适高斯（BFG）近似；强跟踪滤波器（STF）；群目标跟踪
中图分类号：TN953
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2185-08

基于随机有限集（Random Finite Set，RFS）的跟踪算法提供了在目标数目未知时变条件下的多目标估计框架，受到广泛关注[1]。主要包括：概率假设密度（Probability Hypothesis Density，PHD）滤波器[2]、势概率假设密度（Cardinality PHD，CPHD）滤波器[3]、多贝努利（Multi-Bernoulli，MB）滤波器[4]，以及在这几种滤波器基础上的部分改进算法[5-7]。

群目标通常指一系列具有相似运动方式的空间临近目标，当群内目标分布密集时，可采用与跟踪扩展目标相同的模型和算法进行跟踪[8]。假设群内目标量测数目服从泊松分布，群质心状态服从高斯分布，扩展状态服从逆威夏特分布，并且在量测数目分布的泊松率未知时将群目标状态建模为伽马高斯逆威夏特（Gamma Gaussian Inverse Wishart，GGIW）分布是一种常用的群状态描述算法[9]。文献[10-11]用 GGIW 分布描述群目标状态，引入交互式多模型算法跟踪多机动群目标，增强了算法对多机动群目标的跟踪能力。但文献[9-11]都是采用 PHD 或 CPHD 滤波算法实现的多群目标状态估计，在目标消失的时候会出现对目标数目的“过估”问题，且不能直接形成目标航迹。广义标签多贝努利（Generalized Labeled Multi-Bernoulli，GLMB）算法[12-13]以更大的计算量为代价解决了 PHD 和 CPHD 面临的以上问题。文献[14]将 GLMB 滤波算法用于多扩展目标跟踪，提出了一种 GGIW-GLMB 滤波算法，获得了比 GGIW-PHD 和 GGIW-CPHD 更好的估计性能，但跟踪目标机动的能力不足，且忽略了测量噪声对目标扩展状态的影响。本文提出一种多模型 GGIW-GLMB（MM-GGIW-GLMB）算法，通过采用多模型进行运动建模和引入强跟踪滤波器（Strong Tracking Filtering，STF）提高了算法对机动群目标的跟踪能力。

1 背景知识

假设 X 和 L 分别为多目标的状态空间和离

收稿日期：2018-01-22；**录用日期**：2018-04-20；**网络出版时间**：2018-05-21 10:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1309.003.html
基金项目：国家自然科学基金（61703412，61503407）
* **通信作者**. E-mail：liujinmang1@163.com

引用格式：甘林海，刘进忙，王刚，等. 多模型 GGIW-GLMB 算法跟踪机动群目标[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2185-2192. GAN L H，LIU J M，WANG G，et al. Maneuvering group target tracking with multi-model GGIW-GLMB algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2185-2192 (in Chinese).

北航学报 赠阅

散标签空间，令 $\xi \in X$，$\ell \in L$，则 $\chi = \{(\xi,\ell)_i\}$，$i = 1,2,\cdots,|\chi|$，为空间 $X \times L$ 上的随机有限集。$|\chi|$为集合中的元素个数。

令

$$\Delta(\chi) = \begin{cases} 1 & |\mathcal{L}(\chi)| = |\chi| \\ 0 & |\mathcal{L}(\chi)| \neq |\chi| \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\mathcal{L}(\chi)$为随机有限集χ的标签集合。在加标签随机有限集中，标签由目标产生的时刻和目标编号组成，且各标签互异，即 $\Delta(\chi) = 1$。

GLMB 随机有限集的概率密度分布可表示为

$$\pi(\chi) = \Delta(\chi) \sum_{c \in C} w^{(c)}(\mathcal{L}(\chi))[p^{(c)}(\cdot)]^{\chi} \tag{2}$$

式中：C 为离散索引集；$[h(\cdot)]^{\chi} = \prod_{\xi \in \chi} h(\xi)$。且满足

$$\sum_{I \in L} \sum_{c \in C} w^{(c)}(I) = 1 \tag{3}$$

$$\int_{\xi \in X} p^{(c)}(\xi,\ell)\mathrm{d}\xi = 1 \tag{4}$$

式中：I 为标签集合。

对状态为(ξ,ℓ)的一个群目标，作出如下假设[14]：

假设 1 目标检测概率为 $p_{\mathrm{D}}(\xi,\ell)$，漏检概率为 $q_{\mathrm{D}}(\xi,\ell) = 1 - p_{\mathrm{D}}(\xi,\ell)$。

假设 2 在被检测到的情况下，目标可产生一系列的量测集 W，其似然函数为 $\tilde{g}(W|\xi,\ell)$，且各群目标的似然函数相互独立。

假设 3 观测区域的杂波强度为$k(\cdot)$，传感器检测到的杂波量测为服从泊松分布的随机有限集 K，杂波量测与目标量测相互独立（杂波随机有限集 K 的概率密度为 $g_{\mathrm{C}}(K) = \mathrm{e}^{-\langle k,1\rangle}k^{K}$，$\langle\cdot,\cdot\rangle$表示求内积）。

由此可将多群目标的量测似然函数的概率密度函数表示为

$$g(Z|\chi) = g_{\mathrm{C}}(Z) \sum_{i=1}^{|\chi|+1} \sum_{\substack{\mathcal{U}(Z) \in \mathcal{P}_i(Z) \\ \theta \in \Theta(\mathcal{U}(Z))}} [\psi_{\mathcal{U}(Z)}(\cdot;\theta)]^{\chi} \tag{5}$$

式中：Z 为有限的量测集；$\mathcal{P}_i(Z)$为将所有量测划分为 i 个群的所有划分；$\mathcal{U}(Z) \in \mathcal{P}_i(Z)$为对量测集 Z 的一个划分；$\theta:\mathcal{L}(\chi) \to \{0,1,\cdots,|\mathcal{U}(Z)|\}$为目标与量测的关联映射，若 $\theta(\ell) = \theta(\ell') > 0$，则 $\ell = \ell'$；$\Theta(\mathcal{U}(Z))$为关联映射空间；$\mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z)$为$\mathcal{U}(Z)$中与标签为 ℓ 的目标相关联的量测子集（假设该量测子集由标签为 ℓ 的目标产生）。

$$\psi_{\mathcal{U}(Z)}(\xi,\ell;\theta) = \begin{cases} \dfrac{p_{\mathrm{D}}(\xi,\ell)\,\tilde{g}(\mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z)|\xi,\ell)}{[k]^{\mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z)}} & \theta(\ell) > 0 \\ q_{\mathrm{D}}(\xi,\ell) & \theta(\ell) = 0 \end{cases} \tag{6}$$

2 GGIW 分量的预测与更新

2.1 群目标状态的概率密度分布

假设 k 时刻，$\gamma_k \sim \mathrm{GAM}(\gamma_k;\alpha_k,\beta_k)$表示泊松分布的量测比率；$\boldsymbol{x}_k \sim N(\boldsymbol{x}_k;\boldsymbol{m}_k,\tilde{\boldsymbol{P}}_k \otimes \boldsymbol{X}_k)$表示质心运动状态；$\boldsymbol{X}_k \sim \mathrm{IW}(\boldsymbol{X}_k;v_k,\boldsymbol{V}_k)$表示群目标扩展状态；$\mathbf{R}^{+}$、$\mathbf{R}^{sd}$和 S_{++}^{d} 分别表示正实数空间、$(s \times d) \times 1$ 维实向量空间和 $d \times d$ 的正定矩阵空间，则群目标状态的强度服从空间 $\mathbf{R}^{+} \times \mathbf{R}^{n} \times S_{++}^{n}$ 上的 GGIW 分布：

$$\begin{aligned} p(\xi_k) &= p(\gamma_k)p(\boldsymbol{x}_k|\boldsymbol{X}_k)p(\boldsymbol{X}_k) = \\ &\quad \mathrm{GAM}(\gamma_k;\alpha_k,\beta_k) \cdot N(\boldsymbol{x}_k;\boldsymbol{m}_k,\tilde{\boldsymbol{P}}_k \otimes \boldsymbol{X}_k) \cdot \\ &\quad \mathrm{IW}(\boldsymbol{X}_k;v_k,\boldsymbol{V}_k) = \mathrm{GGIW}(\xi_k;\zeta_k) \end{aligned} \tag{7}$$

式中：$\xi_k \triangleq (\gamma_k,\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{X}_k)$为 k 时刻群目标的待估状态；$\zeta_k = (\alpha_k,\beta_k,\boldsymbol{m}_k,\tilde{\boldsymbol{P}}_k,v_k,\boldsymbol{V}_k)$为 GGIW 分量的参数；$\tilde{\boldsymbol{P}}$ 为单维状态空间中的状态协方差矩阵，$\boldsymbol{P}_k^{(j)} = \tilde{\boldsymbol{P}}_k^{(j)} \otimes \boldsymbol{X}_k$为全维状态空间中的状态协方差矩阵，目标位置状态维数 $j = 1,2,\cdots,d$。将式(7)代入式(2)中即可得到群目标 GLMB 随机有限集的概率密度分布表示。

2.2 多模型 GGIW 分量的预测与更新

2.2.1 基于 STF-BFG 的 GGIW 分量预测

由于群目标状态的概率密度函数如式(7)所示，对 GGIW 分量的预测与更新即为对参数 ζ_k 的预测与更新。需要注意的是，此处对 GGIW 分量的预测针对的是存活目标的分量，新生群目标 GGIW 分量将会作为单独的一部分，同存活目标的 GGIW 分量共同构成对 GLMB 的预测分量（详见式(45)）。假设 $k-1$ 时刻第 j 个 GGIW 分量全维状态空间中参数的估计为 $\zeta_{k-1|k-1}^{(j)} = (\alpha_{k-1|k-1}^{(j)},\beta_{k-1|k-1}^{(j)},\boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)},\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j)},v_{k-1|k-1}^{(j)},\boldsymbol{V}_{k-1|k-1}^{(j)})$。

1）群目标 GGIW 分量的 BFG 近似预测

最适高斯（BFG）算法是跳跃马尔可夫线性系统下的多模型估计方法，其在保证预测状态一阶矩和二阶矩相同的情况下进行多模型融合，在更新阶段只需要估计近似模型的状态。假设在全维状态空间中第 j 个 GGIW 分量的预测参数为 $\zeta_{k|k-1}^{(j)} = (\alpha_{k|k-1}^{(j)},\beta_{k|k-1}^{(j)},\boldsymbol{m}_{k|k-1}^{(j)},\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j)},v_{k|k-1}^{(j)},\boldsymbol{V}_{k|k-1}^{(j)})$，其值可通过 BFG 近似经式(8)～式(14)计算得到：

$$\alpha_{k|k-1}^{(j)} = \sum_{r=1}^{M} (p_{k|k-1,r}^{(j)}/\eta_{k-1,r})\alpha_{k-1|k-1}^{(j)} \tag{8}$$

$$\beta_{k|k-1}^{(j)} = \sum_{r=1}^{M} (p_{k|k-1,r}^{(j)}/\eta_{k-1,r})\beta_{k-1|k-1}^{(j)} \tag{9}$$

$$p_{k|k-1,r}^{(j)} = \sum_{i=1}^{M} \pi_{ir} p_{k-1,i}^{(j)} \tag{10}$$

$$v_{k|k-1}^{(j)} = \sum_{r=1}^{M} p_{k|k-1,r}^{(j)} \mathrm{e}^{-T_s/\tau_{k-1,r}} v_{k-1|k-1}^{(j)} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{V}_{k|k-1}^{(j)} = \frac{v_{k|k-1}^{(j)} - d - 1}{v_{k-1|k-1}^{(j)} - d - 1} \boldsymbol{V}_{k-1|k-1}^{(j)} \tag{12}$$

$$\boldsymbol{m}_{k|k-1}^{(j)} = \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j)} = \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j)} (\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)})^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Sigma}_{k|k-1}^{(j)} \tag{14}$$

式中：$\eta_{k-1,r} = 1/(1-1/\omega)$ 为指数衰减因子，$\omega > 1$ 为预测的有效窗长度；M 为运动模型个数；$p_{k|k-1,r}^{(j)}$ 为第 r 个模型的预测概率；π_{ir} 为模型转移概率；$p_{k-1,r}^{(j)}$ 为 $k-1$ 时刻第 j 个 GGIW 分量中第 r 个模型的估计概率；T_s 为采样间隔；$\tau_{k-1,r}$ 为扩展状态在第 r 个模型下的随时间变化的敏捷度。

$$\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)} = \sum_{r=1}^{M} p_{k|k-1,r}^{(j)} \boldsymbol{F}_{k|k-1}^{r} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_{k|k-1}^{(j)} = \sum_{r=1}^{M} p_{k|k-1,r}^{(j)} \boldsymbol{\Omega}_1 - \boldsymbol{\Omega}_2 - \boldsymbol{\Omega}_3 \tag{16}$$

式中：

$$\boldsymbol{\Omega}_1 = \boldsymbol{F}_{k|k-1}^{r} \boldsymbol{A} (\boldsymbol{F}_{k|k-1}^{r})^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Q}_{k|k-1}^{r}$$

$$\boldsymbol{\Omega}_2 = \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)} (\boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)})^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)})^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\Omega}_3 = \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j)} (\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j)})^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{A} = \boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j)} + \boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)} (\boldsymbol{m}_{k-1|k-1}^{(j)})^{\mathrm{T}}$$

其中：$\boldsymbol{F}_{k|k-1}^{r}$ 和 $\boldsymbol{Q}_{k|k-1}^{r}$ 分别为模型 r 的状态转移矩阵和过程噪声协方差。

2）STF 修正

STF 引入时变的渐消因子，迫使输出残差正交，自适应修正状态协方差矩阵，能够增强滤波器对目标状态变化的跟踪能力，提高对目标机动阶段的状态估计精度。多群目标跟踪需要将同一时刻测量得到的所有量测划分成若干子集，每个子集对应一个可能的群目标产生的量测。量测子集 W 通过 STF 引入强跟踪渐消因子 $\varpi_k^{(j,W)}$ 对第 j 个 GGIW 分量的群目标质心运动状态预测协方差 $\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j,W)}$ 进行修正，可得

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j,W)} = \varpi_k^{(j,W)} \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j,W)} \boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j,W)} (\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j,W)})^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Sigma}_{k|k-1}^{(j,W)} \tag{17}$$

式中：

$$\varpi_k^{(j,W)} = \begin{cases} \eta_k^{(j,W)} & \eta_k^{(j,W)} > 1 \\ 1 & \eta_k^{(j,W)} \leqslant 1 \end{cases} \tag{18}$$

$$\eta_k^{(j,W)} = \frac{\mathrm{tr}[\boldsymbol{G}_k^{(j,W)}]}{\mathrm{tr}[\boldsymbol{L}_k^{(j,W)}]} \tag{19}$$

$$\boldsymbol{G}_k^{(j,W)} = \boldsymbol{N}_0^{(j,W)}(k) - \lambda \frac{\boldsymbol{X}_{k|k-1}^{(j)} + \boldsymbol{R}_k}{|W|} - \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{\Sigma}_{k|k-1}^{(j,W)} \boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

$$\boldsymbol{L}_k^{(j,W)} = \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j,W)} \boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^{(j,W)} (\boldsymbol{\Phi}_{k|k-1}^{(j,W)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} \tag{21}$$

$$\boldsymbol{N}_0^{(j,W)}(k) = E[\tilde{\boldsymbol{z}}_k^{(j,W)} (\tilde{\boldsymbol{z}}_k^{(j,W)})^{\mathrm{T}}] \tag{22}$$

其中：$\boldsymbol{H}_k$ 为量测矩阵；$\boldsymbol{R}_k$ 为量测噪声协方差；$\boldsymbol{X}_{k|k-1}^{(j)}$ 为第 j 个 GGIW 分量扩展状态的预测值，根据文献[15]，可假设 $\boldsymbol{X}_{k|k-1}^{(j)} = \boldsymbol{X}_{k-1|k-1}^{(j)}$；$\lambda$ 为弱化因子，通常 $\lambda \geqslant 1$；$\tilde{\boldsymbol{z}}_k^{(j,W)} = \frac{1}{|W|} \sum_{\boldsymbol{z}_k^{(i)} \in W} \boldsymbol{z}_k^{(i)} - \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{m}_{k|k-1}^{(j,W)}$。

2.2.2　GGIW 分量更新

GGIW 分量的待估状态 ξ_k 中，量测比率 γ_k 同质心状态 $\boldsymbol{x}_k$ 和扩展状态 $\boldsymbol{X}_k$ 独立，其对量测子集 W 的似然函数的概率密度分布为

$$\tilde{g}(W|\xi_k) = \mathrm{PS}(|W|;\gamma_k) \cdot \prod_{j=1}^{|W|} N(\boldsymbol{z}_k^{(j)}; \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{x}_k, \boldsymbol{X}_k + \boldsymbol{R}_k) \tag{23}$$

式中：$\mathrm{PS}(\cdot;\gamma_k)$ 为均值为 γ_k 的泊松概率密度函数。

由 Bayes 准则可知，GGIW 分量所表示的群目标状态的后验概率密度函数可表示为

$$p(\xi_k|W) = \frac{\bar{p}(\xi_k)\, \tilde{g}(W|\xi_k)}{\Psi_k^W} = \frac{1}{\Psi_k^W} \mathrm{GGIW}(\xi_k;\xi_{k|k-1})\, \tilde{g}(W|\xi_k) = \frac{1}{\Psi_k^W} \underbrace{\mathrm{GAM}(\gamma_k;\alpha_{k|k-1},\beta_{k|k-1})\mathrm{PS}(|W|;\gamma_k)}_{\text{量测比率部分}} \cdot \underbrace{\left(\mathrm{GIW}(\cdot;\boldsymbol{m}_{k|k-1},\boldsymbol{P}_{k|k-1},v_{k|k-1},\boldsymbol{V}_{k|k-1}) \cdot \prod_{j=1}^{|W|} N(\boldsymbol{z}_k^{(j)};\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{x}_{k|k-1},\boldsymbol{X}_{k|k-1}+\boldsymbol{R}_k)\right)}_{\text{质心状态和扩展状态部分}} \tag{24}$$

式中：$\bar{p}(\xi_k)$ 为状态预测的概率密度函数；$\Psi_k^W \triangleq \int p(u) \cdot \tilde{g}(W|u)\mathrm{d}u$ 为归一化常量。

$$\mathrm{GIW}(\cdot;\boldsymbol{m}_{k|k-1},\boldsymbol{P}_{k|k-1},v_{k|k-1},\boldsymbol{V}_{k|k-1}) = N(\boldsymbol{x}_k;\boldsymbol{m}_{k|k-1},\boldsymbol{P}_{k|k-1})\mathrm{IW}(\boldsymbol{X}_k;v_{k|k-1},\boldsymbol{V}_{k|k-1})$$

令

$$\bar{\boldsymbol{z}}_k^W = \frac{1}{|W|} \sum_{\boldsymbol{z}_k^{(i)} \in W} \boldsymbol{z}_k^{(i)} \tag{25}$$

$$\boldsymbol{Z}_k^W = \sum_{\boldsymbol{z}_k^{(i)} \in W} (\boldsymbol{z}_k^{(i)} - \bar{\boldsymbol{z}}_k^W)(\boldsymbol{z}_k^{(i)} - \bar{\boldsymbol{z}}_k^W)^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

第 j 个 GGIW 分量的更新步骤为

$$\alpha_{k|k}^{(j,W)} = \alpha_{k|k-1}^{(j)} + |W| \tag{27}$$

$$\beta_{k|k}^{(j,W)} = \beta_{k|k-1}^{(j)} + 1 \tag{28}$$

$$\boldsymbol{m}_{k|k}^{(j,W)} = \boldsymbol{m}_{k|k-1}^{(j)} + \boldsymbol{K}_{k|k-1}^{(j,W)} \boldsymbol{\varepsilon}_{k|k-1}^{(j,W)} \tag{29}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k}^{(j,W)} = \boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j)} - \boldsymbol{K}_{k|k-1}^{(j,W)} \boldsymbol{S}_{k|k-1}^{(j,W)} (\boldsymbol{K}_{k|k-1}^{(j,W)})^{\mathrm{T}} \tag{30}$$

$$v_{k|k}^{(j,W)} = v_{k|k-1}^{(j)} + |W| \tag{31}$$

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{V}_{k|k}^{(j,W)} = \boldsymbol{V}_{k|k-1}^{(j)} + \boldsymbol{N}_{k|k-1}^{(j,W)} + \boldsymbol{Z}_k^W \tag{32}$$

式中：

$$\boldsymbol{K}_{k|k-1}^{(j,W)} = \boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{S}_{k|k-1}^{(j,W)})^{-1} \tag{33}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{k|k-1}^{(j,W)} = \bar{\boldsymbol{z}}_k^W - \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{m}_{k|k-1}^{(j)} \tag{34}$$

$$\boldsymbol{N}_{k|k-1}^{(j,W)} = (\boldsymbol{S}_{k|k-1}^{(j,W)})^{-1} \boldsymbol{\varepsilon}_{k|k-1}^{(j,W)} (\boldsymbol{\varepsilon}_{k|k-1}^{(j,W)})^{\mathrm{T}} \tag{35}$$

$$\boldsymbol{S}_{k|k-1}^{(j,W)} = \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{P}_{k|k-1}^{(j)} \boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} + \frac{\boldsymbol{X}_{k|k-1}^{(j)} + \boldsymbol{R}_k}{|W|} \tag{36}$$

另外

$$\Psi_k^{(j,W)} = \Psi_{k,\gamma}^{(j,W)} \Psi_{k,\boldsymbol{x},\boldsymbol{X}}^{(j,W)} \tag{37}$$

$$\Psi_{k,\gamma}^{(j,W)} = \frac{\Gamma(\alpha_{k|k}^{(j,W)}) (\beta_{k|k-1}^{(j)})^{\alpha_{k|k-1}^{(j)}}}{\Gamma(\alpha_{k|k-1}^{(j)}) (\beta_{k|k}^{(j,W)})^{\alpha_{k|k}^{(j,W)}} |W|!} \tag{38}$$

$$\Psi_{k,\boldsymbol{x},X}^{(j,W)} = \frac{1}{(\pi^{|W|} |W| |\boldsymbol{S}_{k|k-1}^{(j,W)}|)^{d/2}} \cdot \frac{|\boldsymbol{V}_{k|k-1}^{(j)}|^{v_{k|k-1}^{(j)}/2}}{|\boldsymbol{V}_{k|k}^{(j)}|^{v_{k|k}^{(j,W)}/2}} \cdot \frac{\Gamma_d\left(\frac{v_{k|k}^{(j,W)}}{2}\right)}{\Gamma_d\left(\frac{v_{k|k-1}^{(j)}}{2}\right)} \tag{39}$$

归一化常量 $\Psi_k^{(j,W)}$ 将会在 GLMB 分量的权值计算中使用(详见式(52)、式(55))。

由逆威夏特分布的性质可知

$$\boldsymbol{X}_{k|k}^{(j)} = \frac{\boldsymbol{V}_{k|k}^{(j)}}{v_{k|k}^{(j)} - 2d - 2} \tag{40}$$

2.2.3 模型概率更新

假设跟踪模型集中的模型个数为 M。对于新生目标分量，其模型概率为

$$p_{k,r}^{(j)} = \frac{1}{M} \tag{41}$$

对于存在目标分量，更新的模型概率为

$$p_{k,r}^{(j)} = \frac{p_{k|k-1,r}^{(j)} \Psi_{k,r}^W}{\sum_{r=1}^{M} p_{k|k-1,r}^{(j)} \Psi_{k,r}^W} \tag{42}$$

$\Psi_{k,r}^W$ 与 Ψ_k^W 的计算相似，不同的是：Ψ_k^W 是由 BFG 近似后的模型对 GGIW 分量的预测和更新参数计算得到，而 $\Psi_{k,r}^W$ 是由各模型分别对 GGIW 分量的预测和更新参数计算得到的。

3 GLMB 分量的预测与更新

单模型 GGIW-GLMB 算法同多模型 GGIW-GLMB 算法的区别主要在于对 GGIW 分量的预测和更新部分，多模型 GGIW-GLMB 算法中对 GLMB 分量的预测和更新具体步骤为：

步骤 1 预测。

$$\pi_+(\chi) = \Delta(\chi) \sum_{c \in C} w_+^{(c)}(\mathcal{L}(\chi)) [p_+^{(c)}(\cdot)]^{\chi} \tag{43}$$

式中：

$$w_+^{(c)}(I) = w_{\mathrm{B}}(I - L) w_{\mathrm{S}}^{(c)}(I \cap L) \tag{44}$$

$$p_+^{(c)}(\xi,\ell) = 1_L(\ell) p_{\mathrm{S}}^{(c)}(\xi,\ell) + (1 - 1_L(\ell)) p_{\mathrm{B}}(\xi,\ell) \tag{45}$$

$$p_{\mathrm{S}}^{(c)}(\xi,\ell) = \frac{\int \Im \, \mathrm{d}\xi'}{\Psi_{\mathrm{S}}^{(c)}(\ell)} \tag{46}$$

$$\Psi_{\mathrm{S}}^{(c)}(\ell) = \iint \Im \, \mathrm{d}\xi' \mathrm{d}\xi \tag{47}$$

$$w_{\mathrm{S}}^{(c)}(J) = [\Psi_{\mathrm{S}}^{(c)}]^J \sum_{I \subseteq J} 1_I(J) [q_{\mathrm{S}}^{(c)}]^{I-J} w^{(c)}(I) \tag{48}$$

$$q_{\mathrm{S}}^{(c)}(\ell) = \int q_{\mathrm{S}}(\xi,\ell) p^{(c)}(\xi,\ell) \mathrm{d}\xi \tag{49}$$

$$1_A(B) = \begin{cases} 1 & B \subseteq A \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{50}$$

其中：$w_{\mathrm{B}}(\cdot)$ 和 $w_{\mathrm{S}}^{(c)}(\cdot)$ 分别为新生和存活 GLMB 分量的概率；$\Im = p_{\mathrm{S}}(\xi,\ell) f(\xi|\xi',\ell) \cdot p^{(c)}(\xi',\ell)$，$(\cdot,\ell)$ 表示加标签的群目标状态；$p_{\mathrm{S}}(\xi,\ell)$ 为状态为 (ξ,ℓ) 的群目标的存活概率；$q_{\mathrm{S}}(\xi,\ell)$ 为消亡概率；$p^{(c)}(\cdot,\ell)$ 为上一时刻群目标状态的概率密度，是一个加标签的 GGIW 分量；$p_{\mathrm{B}}(\cdot,\ell)$ 为单个群目标的新生概率密度；$f(\cdot|\xi',\ell)$ 为状态转移核函数；L 为上一时刻的 GLMB 后验概率密度的标签空间。

步骤 2 更新。

$$\pi(\chi|Z) = \Delta(\chi) \sum_{c \in C} \sum_{i=1}^{|\chi|+1} \sum_{\substack{\mathcal{U}(Z) \in \mathcal{P}_i(Z) \\ \theta \in \Theta(\mathcal{U}(Z))}} w_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}(\mathcal{L}(\chi)) \cdot [p^{(c,\theta)}(\cdot|\mathcal{U}(Z))]^{\chi} \tag{51}$$

式中：

$$w_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}(L) = \frac{w_+^{(c)}(L) [\Psi_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}]^L}{\sum_{c \in C} \sum_{J \subseteq L} \sum_{i=1}^{|\chi|+1} \sum_{\substack{\mathcal{U}(Z) \in \mathcal{P}_i(Z) \\ \theta \in \Theta(\mathcal{U}(Z))}} w_+^{(c)}(J) [\Psi_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}]^J} \tag{52}$$

$$p^{(c,\theta)}(\xi,\ell|\mathcal{U}(Z)) = \frac{p_+^{(c)}(\xi,\ell) \psi_{\mathcal{U}(Z)}(\xi,\ell;\theta)}{\Psi_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}(\ell)} \tag{53}$$

$$\Psi_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}(\ell) = \int p_+^{(c,\theta)}(\xi,\ell) \psi_{\mathcal{U}(Z)}(\xi,\ell;\theta) \mathrm{d}\xi \tag{54}$$

当 $p_{\mathrm{D}}(\xi,\ell) = p_{\mathrm{D}}(\ell)$ 时

$$\Psi_{\mathcal{U}(Z)}^{(c,\theta)}(\ell) = \frac{p_{\mathrm{D}}(\ell) \Psi^{(\aleph^{(c)}(\ell), \mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z))}}{[k]^{\mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z)}} \tag{55}$$

式中：$\aleph^{(c)}(\ell)$ 是标签为 ℓ 的目标到索引 c 指向的 GGIW 分量的映射。对于某一特定的观测时刻，$\Psi^{(\aleph^{(c)}(\ell), \mathcal{U}_{\theta(\ell)}(Z))}$ 可通过式(37)计算得到。

实际计算中，为应对多量测子集多群目标带来的计算量剧增的问题，计算量测子集同目标之间的关联代价矩阵，并采用相应排序算法选择其

北航学报 赠阅

中代价较小的关联对进行 GLMB 分量更新，从而达到减小计算量的目的；同时，每一时刻的 GLMB 分量都会由于状态与量测子集的关联而迅速增加，为保证 GLMB 分量的数目控制在一个合理范围，需要对更新的 GLMB 进行删减，选取其中权值较大的一部分参与下一时刻运算。将删减后的 GLMB 分量中的群目标状态提取出来，即得到群目标状态的最终估计，具体计算可参考文献[12,14]。

4　仿真实验

4.1　仿真场景

假设有 3 个群目标在杂波环境下运动。群 1 质心的初始运动状态为[900 m，－60 m/s，900 m，0 m/s]$^{\mathrm{T}}$，在 1～4 s 做匀速直线运动；4～36 s 做匀速转弯运动，其中 4～12 s 的转弯角速度为 0.4 rad/s，12～28 s 转弯角速度为－0.2 rad/s，28～36 s转弯角速度为 0.4 rad/s；36～40 s 做匀速直线运动。群 2 质心的初始运动状态为[－280 m，56 m/s，278 m，0 m/s]$^{\mathrm{T}}$，在 7～12 s 做匀速直线运动，12～28 s 转弯角速度为－0.2 rad/s，28～33 s 做匀速直线运动。群 3 质心的初始运动状态为[0 m，40 m/s，－780 m，0 m/s]$^{\mathrm{T}}$，在 28～36 s 转弯角速度为 0.4 rad/s，36～42 s 做匀速直线运动。3 个群的初始扩展状态分别满足$(a_1,b_1)=(10,5)$ m，$(a_2,b_2)=(15,6)$ m，$(a_3,b_3)=(10,5)$ m，其中，a_i，$b_i(i=1,2,3)$分别为扩展椭圆的长半轴和短半轴。

假设在任何观测时刻，新生 GGIW 分量的数目均为 3，且位置为真实群目标的初始位置，新生概率为 0.03。群目标的检测概率为 0.99，存活概率为 0.95。所有新生分量运动状态的初始协方差均为 $\boldsymbol{P}_0=\mathrm{diag}\{100^2,45^2\}$，IW($\boldsymbol{X}_0;v_0,\boldsymbol{V}_0$)分布的初始参数为 $v_0=10$，$\boldsymbol{V}_0=\mathrm{diag}\{1,1\}$。GAM($\gamma_0;\alpha_0,\beta_0$)分布的初始参数为 $\alpha_0=10$，$\beta_0=1$。杂波服从均值 $\lambda_k=10$ 的泊松分布。测量噪声标准差为 0.1，采样间隔为 1 s。

选取 1 个匀速运动(Constant Velocity，CV)模型和 2 个匀速转弯(Contant Turning，CT)模型对群目标进行运动建模。其中，CT 模型的转弯速率分别为 ±0.5 rad/s，各模型对应的扩展状态随时间变化的敏捷度分别为 $\tau=8,5,5$，伽马分布预测的指数衰减因子分别为 $\eta=5,6,6$，模型的过程噪声标准差分别为 1，5，5。模型初始概率分别为 0.5，0.25，0.25，STF 的弱化因子 $\lambda=1$，转移概率矩阵 $\boldsymbol{\Pi}=\begin{bmatrix}0.9 & 0.05 & 0.05\\ 0.05 & 0.9 & 0.05\\ 0.05 & 0.05 & 0.9\end{bmatrix}$。

图 1 描述了 3 个群目标的运动轨迹、仿真背景以及质心位置的一次仿真结果。黑色“·”为群目标和杂波产生的量测；椭圆表示置信水平为 0.9条件下群目标扩展状态范围；“□”为群 1 质心的估计位置；“△”为群 2 质心的估计位置；蓝色“○”为群 3 质心的估计位置；“→”指向群目标运动方向。从图中可以看出，算法能够较好地对群目标质心状态进行估计和正确分辨出航迹。

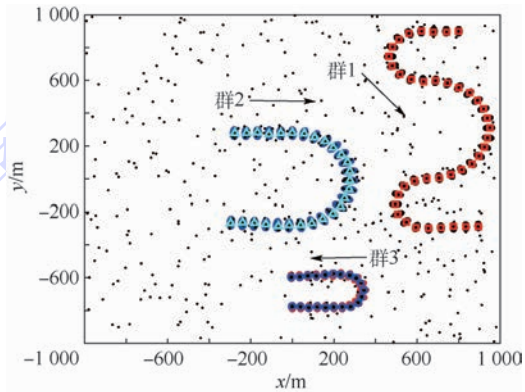


图 1　运动轨迹仿真背景及质心位置一次仿真估计结果

Fig. 1　Motion trajectory，background and estimated centroid position in one simulation

4.2　算法性能对比

记文献[14]的算法为 GGIW-GLMB，本文算法记为 MM-GGIW-GLMB。2 种算法跟踪所给场景的 100 次蒙特卡罗仿真结果对比如图 2 和图 3 所示。

图 2 和图 3 为 MM-GGIW-GLMB 算法和 GGIW-GLMB 算法对目标状态估计的最优次模式分配(Optimal Sub-Pattern Assignment，OSPA)距离和目标数目的估计，并标出了估计的一倍标准差范围。图中，浅绿色区域表示 MM-GGIW-GLMB 估计的一倍标准差范围，浅蓝色区域表示 GGIW-GLMB 算法估计的一倍标准差范围，暗绿色区域表示 2 种算法一倍标准差范围的重叠区域。对目标状态估计的 OSPA 距离和目标数目估计值反映算法对目标状态及目标数目估计的准确性，一倍标准差范围反映算法的稳定性。从图 2 和图 3 可以看出，MM-GGIW-GLMB 算法与 GGIW-GLMB 算法对目标数目估计的准确性相当，但前者对目标状态(包含质心状态、扩展状态和量测比率)估计的 OSPA 距离更小，准确性更高，且对目标状态和数目估计的稳定性更好。

图 4 为 100 次蒙特卡罗仿真中，真实航迹在每个时刻出现的次数。图中，track：[a，b]表示在 a 时刻新生的第 b 个目标，3 条曲线对应仿真中的

北航学报 赠阅

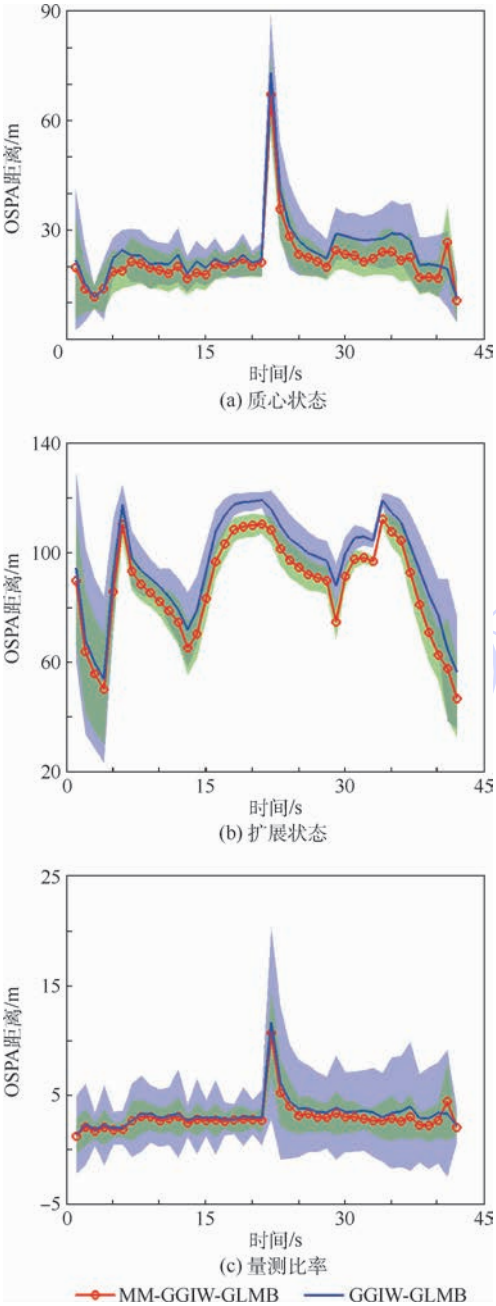


图 2 质心状态、扩展状态及量测比率 OSPA 距离及其一倍标准差

Fig. 2 OSPA distance of centroid state, extension state and measurement rate and their one standard deviation

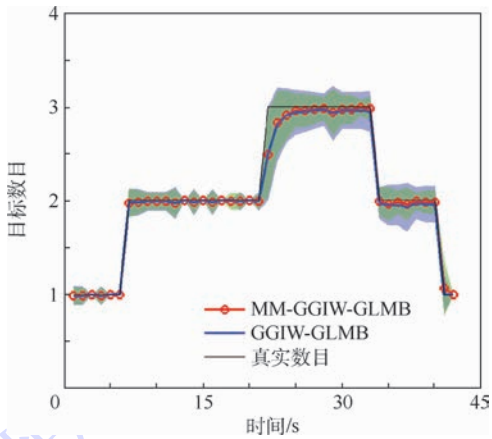


图 3 目标数目估计及其一倍标准差

Fig. 3 Target number estimation and its one standard deviation

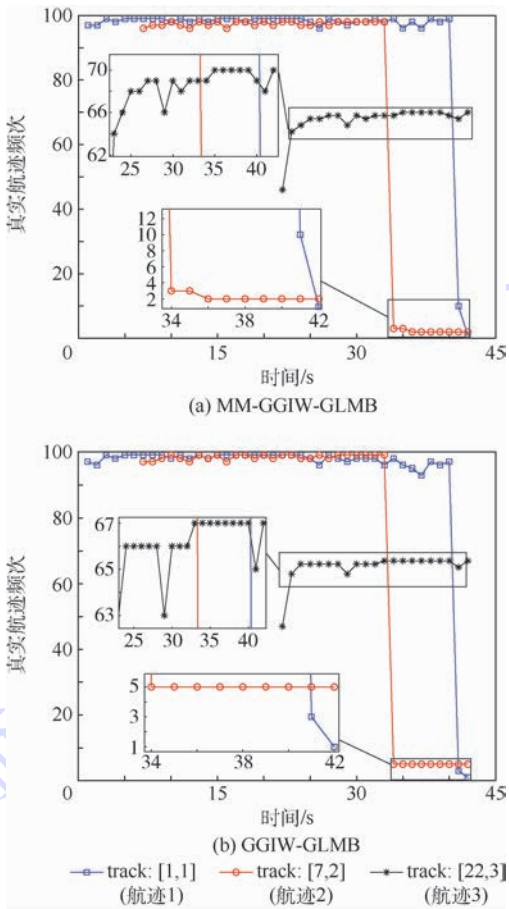


图 4 MM-GGIW-GLMB 及 GGIW-GLMB 算法各时刻真实航迹频次

Fig. 4 Frequency of real track at each moment in MM-GGIW-GLMB and GGIW-GLMB algorithms

3 条正确航迹。从图 4 可以看出,2 种算法对航迹 1 和航迹 2 的正确关联概率(对航迹正确加标签的次数除以蒙特卡罗仿真总次数)高,且航迹延迟的次数较少,MM-GGIW-GLMB 算法对航迹 3 的正确关联概率要高于 GGIW-GLMB 算法,但 2 种算法对航迹 3 的正确关联概率相对都偏低,只有不到 70%,其主要是航迹起始的延迟造成的,在错误关联的情况中,大部分都是跟踪了第 23 s 所新生的第 3 个目标,导致航迹标签出错,延迟了1 s 起始,另有少数几次延迟 2 ~ 3 s,还有数次出现了航迹丢失。这是由于本文为了减小算法计算量,在采用截断技术减少小权值的 GLMB 分量时,对存在 GLMB 分量和新生 GLMB 分量的权值进行了统一排序处理,而在目标 3 新生的时刻,表示群 1和群 2 的 GLMB 权值较大,且分量数目较多,导致群 3 的新生分量在进行截断近似过程中被删

除，这就导致了群 3 航迹起始的延迟和航迹的丢失；群 2 新生时刻，因为此时只存在表示群 1 状态的大权值 GLMB 分量，数目相对较少，所以群 2 新生分量在截断过程中被删除的次数较少，航迹延迟和丢失现象不明显。在此也可以看出，将存活和新生分量共同排序的方法适用于目标数目少的场景，当目标数目增多时，将会导致对晚出现目标的跟踪延迟和漏跟，此时，需要对新生分量和存活分量分别进行截断排序，但会造成算法计算量的增加。图 4 中，在 22 ~ 23 s 航迹标签正确率出现较大起伏，主要是由于相比于大权值的已存在分量，群 3 的新生分量在第 22 s 虽得以保留，但存在确认延迟（如：第 22 s 新生的目标在 23 s 时确认，但此种情况下的航迹标签是正确的，注意与前文情况区分）。航迹确认的延迟导致在目标真实新生的后续时刻，航迹标签的正确概率高于目标真实新生的时刻（第 23 s，群 3 的正确航迹标签次数为：第 22 s，群 3 的正确航迹标签次数加上第 23 s，群 3 确认的正确航迹标签次数，减去第 22 s 确认的正确航迹在第 23 s 发生丢失的次数）。在图 2 和图 3 中只能得到跟踪的整体信息，而不能判断各条航迹的标签是否正确。通过对航迹标签的分析（见图 4），可以了解算法对每一个目标航迹跟踪的起始和终止情况，弥补了只采用 OSPA 距离评估方法对算法进行评估的不足。

5　结　论

1）针对多机动群目标跟踪的问题，提出了 MM-GGIW-GLMB 算法，利用随机矩阵将群目标扩展外形建模为椭圆，用 GGIW 分量描述群目标状态。GLMB 分量通过加标签方法产生加标签的航迹估计，引入 BFG 和 STF 算法增强对目标机动的跟踪能力。

2）BFG 算法通过多模型融合，增强了算法对群目标机动模式的适应性，STF 算法通过对预测协方差的修正，增强了算法对群目标机动跟踪的鲁棒性。将加标签正确率作为补充的算法性能度量标准，弥补了仅利用 OSPA 距离评估 GLMB 算法性能的不足。

3）仿真结果表明，MM-GGIW-GLMB 算法跟踪多机动群目标的精度、稳定性和航迹标签正确率皆优于文献[14]算法。

参考文献（References）

[1] BEARD M, VO B T, VO B N. Bayesian multi-target tracking with merged measurements using labelled random finite sets [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2015, 63(6): 1433-1447.

[2] VO B N, MA W K. The Gaussian mixture probability hypothesis density filter [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2006, 54(11): 4091-4104.

[3] MAHLER R P S. PHD filters of higher order in target number [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43(4): 1523-1543.

[4] MAHLER R P S. Statistical multisource-multitarget information fusion[M]. Boston: Artech House, Inc., 2007: 45-50.

[5] SUN X, TIAN S. Label-PHD particle filter for multitarget tracking[J]. Energy Procedia, 2011, 13: 197-202.

[6] JING P, ZOU J, DUAN Y, et al. Generalized CPHD filter modeling spawning targets[J]. Signal Processing, 2016, 128: 48-56.

[7] VO B T, VO B N, CANTONI A. The cardinality balanced multi-target multi-Bernoulli filter and its implementations[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2009, 57(2): 409-423.

[8] MIHAYLOVAL L, CARMI A, SEPTIER F. Overview of Bayesian sequential Monte Carlo methods for group and extended object tracking[J]. Digital Signal Processing, 2014, 25: 1-16.

[9] GRANSTROM K, ORGUNER U. On spawning and combination of extended/group targets modeled with random matrices[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(3): 678-692.

[10] WANG Y, HU G P, LI Z X. Tracking of group targets using multiple models GGIW-PHD algorithm based on best-fitting Gaussian approximation and strong tracking filter[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(2): 331-343.

[11] WANG Y, HU G P, ZHOU H. Group targets tracking using multiple models GGIW-CPHD based on best-fitting Gaussian approximation and strong tracking filter[J]. Journal of Sensors, 2016, 2016: 7294907.

[12] VO B T, VO B N. Labeled random finite sets and multi-object conjugate priors[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(13): 3460-3475.

[13] VO B N, VO B T, PHUNG D. Labeled random finite sets and the Bayes multi-target tracking filter[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 62(24): 6554-6567.

[14] BEARD M, REUTER S, GRANSTRÖM K, et al. Multiple extended target tracking with labeled random finite sets[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2016, 64(7): 1638-1653.

[15] FELDMANN M, FRANKEN D, KOCH J W. Tracking of extended objects and group targets using random matrices[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2011, 59(4): 1409-1420.

作者简介：

甘林海　男，博士研究生。主要研究方向：群目标跟踪。

刘进忙　男，教授，博士生导师。主要研究方向：多源信息融合。

北航学报 赠阅

Maneuvering group target tracking with multi-model GGIW-GLMB algorithm

GAN Linhai, LIU Jinmang*, WANG Gang, LI Song

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: An multi-model Gamma Gaussian inverse Wishart-generalized labeled multi-Bernoulli (MM-GGIW-GLMB) algorithm is proposed for multiple maneuvering group target tracking. A multi-model approach is introduced for kinematic modeling, and best fitting Gauss (BFG) approximation is used to fuse the multiple models in the prediction stage, which subsequently ease the computational burden of multi-model approach. For a further performance improvement for target maneuvering, strong tracking filter (STF) is introduced to correct the predicted covariance calculated by BFG. The optimal sub-pattern assignment (OSPA) metric and its one standard deviation and labeling correctness are used to measure the maneuvering group target tracking performance of the algorithm. The simulation results indicate that the proposed algorithm can improve the performance of maneuvering group target tracking in accuracy and stability.

Keywords: generalized labeled multi-Bernoulli (GLMB); Gamma Gaussian inverse Wishart (GGIW); best fitting Gauss (BFG) approximation; strong tracking filter (STF); group target tracking

北京航空航天大学学报

Received: 2018-01-22; **Accepted**: 2018-04-20; **Published online**: 2018-05-21 10:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180518.1309.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703412, 61503407)

* **Corresponding author**. E-mail: liujinmang1@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0019

时变环境下 RCS 测量中的精确背景抵消处理技术

原赛赛，梁丽雅，许小剑*
（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：在外场雷达散射截面(RCS)测量中，受随时间变化的环境因素影响，不同时刻测得到的数据其幅度和相位不完全相干，导致直接采用背景矢量相减技术难以有效地抑制背景杂波。建立了测量系统-测试场时变传递函数的参数化模型来表征环境变化对雷达接收回波的影响，并在此基础上提出了一种改进的精确背景抵消处理技术。首先，从现场测量回波数据中提取辅助校准区域数据；然后，利用降噪互相关法和优化相干函数法估计出时变传递函数模型参数，并据此对不同时刻测得的回波数据进行幅度和相位补偿，使得两者完全相干；最后，做精确的背景矢量相减处理。实验结果验证了本文技术和算法的有效性。

关 键 词：背景抵消；雷达；雷达散射截面(RCS)测量；时变环境；相干补偿
中图分类号：TN957.52
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2193-07

低可探测目标的雷达散射截面(RCS)精确测量与评估对 RCS 测试场的低散射背景电平提出了越来越高的要求。为了减小 RCS 测量不确定度，提高测量精度，通常采用背景矢量相减技术以抑制背景杂波的影响[1-5]。然而，对于室外 RCS 测试场，尤其是地面平面场，在测量背景和目标这段较长时间内，由于外部环境因素的影响，雷达系统和测试场特性均可能随时间发生漂移，具体表现为温度、湿度等影响雷达系统稳定性、测试场地面反射系数以及传播路径电长度等受光照、温度影响随时间变化。雷达系统-测试场的时变特性导致已测得的背景数据同当前的目标测量数据非完全相干，直接背景矢量相减效果不理想甚至完全失效。

LaHaie 等提出通过补偿背景测量随频率和不随频率变化的相位来消除时变因素给背景抵消带来的不利影响[6]。事实上，如果可以估计出雷达系统-测试场随时间的变化，即由于环境变化带来的测量系统-测试场传递函数幅度起伏和相位变化，则可以对目标回波和背景回波做幅度、相位补偿，把所测数据校准到完全相干，从而实现精确的背景抵消处理[7]。

本文针对 RCS 测试外场受时变因素影响大的问题，建立了测量系统-测试场的时变传递函数参数化模型，并提出利用软件距离门技术提取辅助校准区域数据来估计模型参数，实现对时变响应特性的精确幅度和相位补偿。经幅度、相位补偿后的数据用于背景相减处理可以实现精确的背景抵消。实验结果验证了本文技术和算法的有效性。

1 RCS 测量中的时变传递函数模型

采用地面平面场的室外 RCS 测试场典型测量几何关系如图 1 所示。由于发射波和散射回波的传输路径均包括直接散射、地面一次和二次反射共3条路径，而经由一次和二次反射路径的回

收稿日期：2018-01-11；**录用日期**：2018-04-20；**网络出版时间**：2018-05-03 10:03
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1630.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61371005）
*通信作者. E-mail：xiaojianxu@buaa.edu.cn

引用格式：*原赛赛，梁丽雅，许小剑. 时变环境下RCS 测量中的精确背景抵消处理技术[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2193-2199. YUAN S S，LIANG L Y，XU X J. Exact background subtraction processing technique in RCS measurement in time-variant environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2193-2199 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

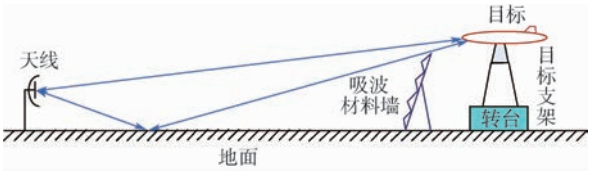


图 1 RCS 测量几何关系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of geometry for RCS measurement

波信号均受地面反射的影响,具体表现为测试场地面反射系数以及传播路径电长度均随测量时间而变化。在室外测试场,测量系统受温度、湿度影响,系统特性也可能随时间发生漂移。为了提高此类 RCS 测试场背景抵消处理的有效性,应该考虑测试场、测量系统时变特性的影响[5]。

若引入测量系统-测试场的时变传递函数来表征测量系统-测试场变化对雷达接收回波的影响,测目标和测背景时的雷达回波信号可分别表示为

$$\boldsymbol{S}(f,t) = H(f,t)(\boldsymbol{T}(f) + \boldsymbol{B}(f,t)) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}(f,t) = H(f,t)\boldsymbol{B}(f,t) \tag{2}$$

式中:$H(f,t)$ 为测量系统-测试场的传递函数,是随时间慢变化的,反映了测量雷达系统漂移和测试场类型及其电参数随时间变化的特性,f 为频率,t 为时间;$\boldsymbol{S}(f,t)$ 和 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}(f,t)$ 分别为测目标和测背景时雷达接收到的回波信号,两者都是随时间变化的;$\boldsymbol{T}(f)$ 为目标在给定姿态下的真实散射场,不随时间变化;$\boldsymbol{B}(f,t)$ 为固有背景散射,随时间变化[7]。

假设在 t_1 时刻测背景,t_2 时刻测目标,这样,背景抵消在数学上可表示为[8-9]

$$\boldsymbol{S}(f,t_2) - \boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}(f,t_1) = H(f,t_2)(\boldsymbol{T}(f) + \boldsymbol{\Delta}(f,\Delta t_{12})) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{\Delta}(f,\Delta t_{12}) = \boldsymbol{B}(f,t_2) - \frac{H(f,t_1)}{H(f,t_2)}\boldsymbol{B}(f,t_1) \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{\Delta}(f,\Delta t_{12})$ 为经背景抵消后的剩余背景误差,Δt_{12} 为 t_1 和 t_2 的时间差。仅当 $\boldsymbol{B}(f,t_2)=\boldsymbol{B}(f,t_1)$,$H(f,t_2)=H(f,t_1)$ 时,有

$$\boldsymbol{\Delta}(f,\Delta t_{12}) = \boldsymbol{0} \tag{5}$$

可见,如果测试场背景是随时间变化的,经过多次测量和信号处理并不能解决背景抵消中剩余背景误差的问题。但是对于一个经过仔细设计和优化的测试场,在测试过程中其目标区一般不会发生变化,即

$$\boldsymbol{B}(f,t_2) = \boldsymbol{B}(f,t_1) = \boldsymbol{B}(f) \tag{6}$$

则式(4)变为

$$\boldsymbol{\Delta}(f,\Delta t_{12}) = \left(1 - \frac{H(f,t_1)}{H(f,t_2)}\right)\boldsymbol{B}(f) \tag{7}$$

若要求剩余背景误差为 0,则要求

$$H(f,t_2) = H(f,t_1) \tag{8}$$

即在测目标和测背景时刻测量系统-测试场的时变传递函数相同。

在外场长时间 RCS 测量中,式(8)一般不可能满足,可以通过对当前数据进行幅度和相位补偿使之满足,从而实现精确的背景相减。

若将传递函数表示为参数化的形式

$$H(f,t) = A(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\left(4\pi\frac{f}{c}\alpha(t)+\beta(t)\right)} \tag{9}$$

式中:$A(t)$ 为随时间变化的幅度增益;c 为光速;$\alpha(t)$ 和 $\beta(t)$ 分别为随频率线性变化的相位因子和不随频率变化的固定相位因子,两者均随时间慢变化。这样,对于 t_1、t_2 时刻,有

$$H(f,t_2) = H(f,t_1)A_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\left(4\pi\frac{f}{c}\alpha_{12}+\beta_{12}\right)} \tag{10}$$

可见,只需估计出 3 个参数 A_{12}、α_{12}、β_{12},便可完成传递函数的幅、相校准,从而将提前测得的背景信号(t_1 时刻)等效到当前测目标时的背景信号(t_2 时刻)。在此基础上进行背景抵消处理,得到

$$\begin{aligned}\boldsymbol{S}(f,t_2) - \boldsymbol{S}_{\mathrm{B}}(f,t_1)A_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}4\pi\frac{f}{c}\alpha_{12}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\beta_{12}} = {}& H(f,t_2)(\boldsymbol{T}(f) + \boldsymbol{B}(f)) - \\ & H(f,t_1)\boldsymbol{B}(f)A_{12}\mathrm{e}^{\mathrm{j}4\pi\frac{f}{c}\alpha_{12}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\beta_{12}} = H(f,t_2)\boldsymbol{T}(f)\end{aligned} \tag{11}$$

从而实现时变环境下的精确背景抵消。

2 传递函数的参数估计技术

2.1 背景抵消流程

在第 1 节讨论中,笔者只考虑了测背景和测目标之间系统传递函数的变化。在实际外场测量中,若对目标做 360°全方位测量,测目标和测背景都需要较长时间,测量系统-测试场随时间的变化导致不同时刻测得的回波数据非完全相干,进而影响背景抵消效果。为了得到完全相干的目标数据和背景数据,可以选定一个测量时刻为参考时刻,将所有其他时刻测得的数据校准到这个时刻,然后进行背景相减处理。RCS 测量通常为扫频扫角测量,即随时间变化,转台旋转不同方位角。可以将任意一个方位角下数据作为参考数据,其他数据与之做校准。具体流程如图 2 所示。

2.2 辅助校准区域选取

对传递函数进行校准,需要估计 3 个参数,精确的参数估计算法要求用于参数估计的 2 部分数据 $y_1(f)$ 和 $y_2(f)$ 只有幅度和相位的差别[10-11],即满足

北航学报 赠阅

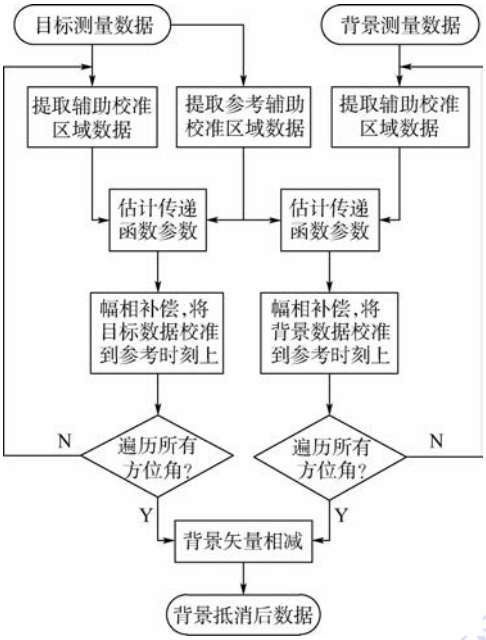


图 2　校准与背景抵消处理流程

Fig. 2　Procedure for correction and background subtraction processing

$$y_2(f) = Ay_1(f)\,\mathrm{e}^{\mathrm{j}\left(4\pi\frac{f}{c}\alpha+\beta\right)} \tag{12}$$

式中：A、α 和 β 为待估计的参数。显然，雷达测得的背景数据和目标数据不满足此要求，不能直接用于参数估计。

为了引出该问题的解决方法，笔者课题组首先给出一组实测数据某一方位角下的高分辨率一维距离像[12]，如图 3 所示。图中所用数据为微波暗室对椭球体的测量数据，测量几何关系与图 1 类似，在距离目标支架约 0.65 m 处设置了一堵吸波材料墙，用于减少目标支架等对雷达回波的影响。先测得背景数据，再对目标做 360°方位旋转测量。测量频段 4 ~ 8 GHz，频率步长 5 MHz。

由图 3 可以看出，目标信号与背景信号一维距离像的差别主要在椭球所在区域，其他背景区域相对重合较好。尤其在吸波材料墙区域，几乎完全重合。

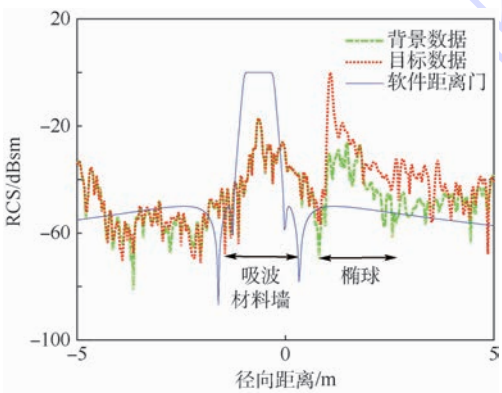


图 3　高分辨率一维距离像

Fig. 3　High-resolution 1D range profile

若通过如图 3 中的软件距离门，分别将吸波材料墙从目标和背景的一维距离像中提取出来，然后再做快速傅里叶变换（FFT），即得到吸波材料墙在测背景和测目标时的数据。这 2 组数据只有因测量系统-测试场时变传递函数变化带来的幅度和相位的差别，满足式（12），可以用来估计传递函数的参数[6]。

软件距离门是由一个带通滤波器来实现的，通过仔细设计，可以将指定区域的一维距离像准确地过滤出来。

对于没有设置吸波材料墙的测试场，只需采用类似的方法，分别从背景数据和目标数据中提取同一片区域（以下称为辅助校准区域）的数据，便可实现对传递函数参数的准确估计。辅助校准区域数据提取流程如图 4 所示。

辅助校准区域数据提取的精确性决定了参数估计的准确性。首先，辅助校准区域不应离目标区域太远，因为在室外测试场，不能保证整个测试场的变化特性完全一致。笔者更关心的是目标区的背景抵消效果，所以在目标区附近提取辅助校准区域，估计出的传递函数更能代表目标区测试场的变化。其次，在一维距离像上，辅助校准区域最好有明显的特征，这样能够用软件距离门准确提取出来，保证后续参数估计的准确性。最后，提取的辅助校准区域应该完全一致。由傅里叶变换的频移性质可知，随频率变化的线性相位会使一维距离像发生漂移，所以软件距离门中心位置不能简单地选取固定值。解决办法是将一定范围内一维距离像最大值处作为软件距离门的中心。

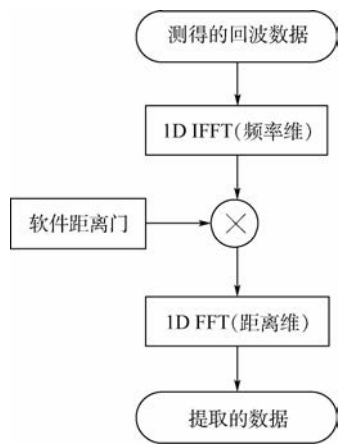


图 4　辅助校准区域数据提取流程

Fig. 4　Procedure for data extraction in auxiliary calibration area

北航学报 赠阅

2.3 传递函数参数估计算法

假设提取出来的辅助校准区域在不同时刻的回波信号为 $y_{n1}(f)$ 和 $y_{n2}(f)$，满足

$$y_{n1}(f) = y(f) + v_1(f) \tag{13}$$

$$y_{n2}(f) = H(f)y(f) + v_2(f) \tag{14}$$

$$H(f) = A\mathrm{e}^{\mathrm{j}\left(4\pi\frac{f}{c}\alpha+\beta\right)} \tag{15}$$

式中：$v_1(f)$ 和 $v_2(f)$ 分别为不同时刻的噪声，高信噪比时可以忽略；$H(f)$ 为传递函数。一般情况下，雷达为扫频测量，即

$$f = f_0 + (k-1)\Delta f \qquad k = 1,2,\cdots,N \tag{16}$$

式中：f_0 为中心频率；Δf 为频率步长。

为了抑制噪声，首先采用复指数模型（CE）对2段数据分别建模，利用状态空间法（SSA）估计参数[11,13]，分别获得抑制噪声后的信号 $y_1(f)$ 和 $y_2(f)$。忽略建模误差，有 $y_2(f) = Ay_1(f)\mathrm{e}^{\mathrm{j}4\pi\frac{f}{c}\alpha}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\beta}$。

对抑制噪声后的信号补零至相同长度 N_c，再做互相关处理。对 $y_1(f)$ 和 $y_2(f)$ 分别做 N_c 点的快速傅里叶逆变换（IFFT）得到 $Y_1(n)$ 和 $Y_2(n)$，则两者相关函数为

$$R(n) = Y_1(n) \otimes Y_2^*(-n) \qquad n = 1,2,\cdots,N_c \tag{17}$$

式中：$\otimes$ 表示循环卷积。对式（17）两端做离散傅里叶变换，可得

$$r(k) = y_1(k)y_2^*(k) \qquad k = 1,2,\cdots,N_c \tag{18}$$

式中：$y_1(k)$ 和 $y_2(k)$ 分别为 $y_1(f)$ 和 $y_2(f)$ 的离散化后补零的值；$*$ 表示复共轭。因此有

$$R(n) = \frac{1}{N_c}\sum_{k=1}^{N_c} r(k)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{N_c}(k-1)(n-1)} = \frac{1}{N_c}\sum_{k=1}^{N_c} y_1(k)y_2^*(k)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{N_c}(k-1)(n-1)} \qquad n = 1,2,\cdots,N_c \tag{19}$$

将式（16）、式（17）代入式（20），可得

$$R(n) = \frac{A}{N_c}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}4\pi\frac{f_0}{c}\alpha}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\beta}\sum_{k=1}^{N_c}|y(k)|^2\mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{N_c}(k-1)\left(n-1-\frac{2N_c\Delta f\alpha}{c}\right)} \tag{20}$$

当 $\alpha = \dfrac{(n-1)c}{2N_c\Delta f}$ 时，同相相加，$R(n)$ 取得最大值。由相关函数最大值位置，可以得到 α 的估计。

对 A、β 的估计，可以定义一个相干函数 C，利用估计的线性相位补偿 $y_2(k)$，并用优化方法得到 A、β 的估计[14-15]，有

$$C = \sum_{k=1}^{N_c}\left|\frac{1}{A}y_2(k)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}4\pi\frac{f}{c}\alpha}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\beta} - y_1(k)\right|^2 \tag{21}$$

3 实验结果与分析

3.1 微波暗室实测数据验证

为了验证时变环境下背景抵消技术的有效性，本文将该技术用于一组微波暗室实测数据。该数据与2.2节所用数据相同，选取遮挡墙区域作为辅助校准区域，如图3所示。

图5给出了目标高分辨率一维距离像随方

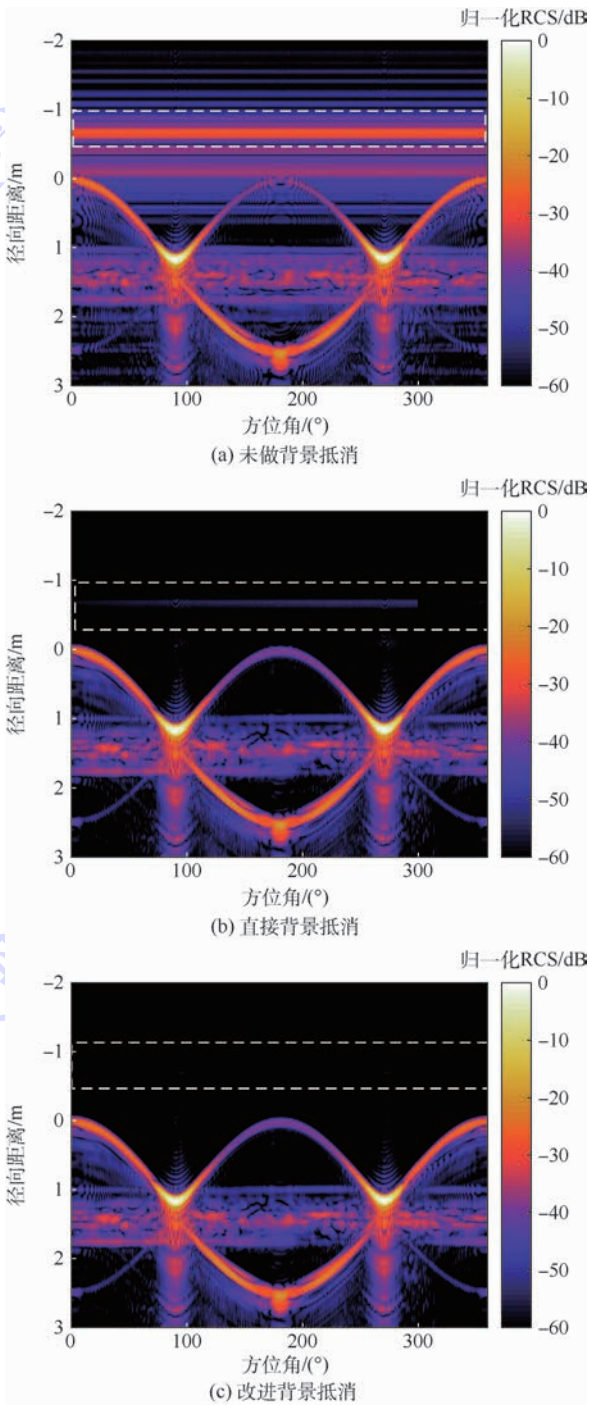


图5 室内实测目标数据高分辨率一维距离像对比

Fig. 5 Comparison of high-resolution 1D range profile of target using indoor measurement data

北航学报 赠阅

位角的变化特性。其中图 5(a)为未做背景抵消的目标一维距离像，图中不随方位角变化的横条为固定背景杂波，可以看出背景杂波很强。在径向距离 -0.65 m 处有一条明显的横条，为遮挡墙的一维距离像。图 5(b)为用直接背景矢量相减算法抵消背景后得到的一维距离像。图 5(c)为按图 2 所示流程做背景抵消处理后得到的一维距离像。对比发现，由于雷达系统-测试场的变化，直接背景矢量相减，-0.65 m 处的墙的一维距离像仍然存在，背景信号并不能完全被抑制，而采用本文算法处理，遮挡墙的回波几乎被完全抑制，背景抵消效果更好。

同时，注意到经背景抵消处理后，在径向距离 1 ~ 2 m 处仍然存在剩余杂波，这是由于用于支撑目标的泡沫材料支架是随转台转动的，不同方位角下散射有所不同，而用于背景抵消的数据为单个方位角下的测量数据，故无法完全抵消这部分背景杂波。

3.2　外场测量仿真验证

室内测量系统-测试场本身受时变环境因素影响小，不同时刻测得的背景数据和目标数据非相干程度较小，直接背景相减技术仍有较好效果。但是在室外测试场，受外部环境影响，测量系统-测试场的传递函数在长时间内变化较大，导致目标数据和背景数据非相干程度扩大，可能使直接背景矢量相减技术完全失效。为了仿真时变环境下的背景抵消，本文仿真了外场测量系统-测试场时变传递函数 $H(f,t)$，将暗室测得的数据与传递函数相乘，得到时变环境下的回波数据。这里 $H(f,t)=A(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\left(4\pi\frac{f}{c}\alpha(t)+\beta(t)\right)}$。其中：

$$A(t)=\mathrm{e}^{\frac{0.05(t-t_1)}{t_2-t_1}} \qquad t_1\leqslant t\leqslant t_2 \tag{22}$$

$$\alpha(t)=0.05\sin\left(\frac{\pi(t-t_1)}{t_2-t_1}\right) \qquad t_1\leqslant t\leqslant t_2 \tag{23}$$

$$\beta(t)=\frac{\pi}{18}\cdot\frac{t-t_1}{t_2-t_1} \qquad t_1\leqslant t\leqslant t_2 \tag{24}$$

图 6 给出了仿真数据的目标高分辨率一维距离像随方位角的变化特性。图 6(a)为仿真目标数据的一维距离像。可以看出，由于存在线性相位的影响，一维距离像随时间(方位角)发生了漂移。图 6(b)、(c)分别为用直接背景矢量相减算法和本文改进的背景抵消算法处理后得到的一维距离像。可以看出，直接背景矢量相减算法已经完全失效，使用本文算法处理，背景得到很好的抑制，从而验证了本文技术和算法的有效性。

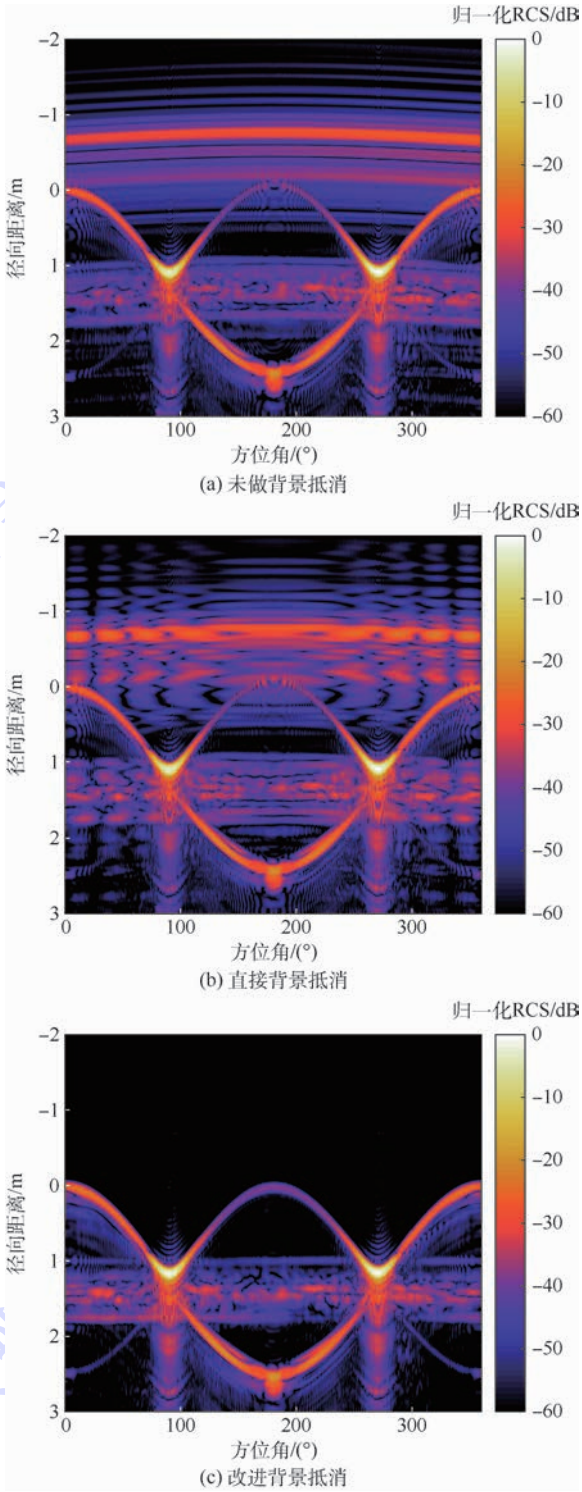


图 6　仿真目标数据高分辨率一维距离像对比

Fig. 6　Comparison of high-resolution 1D range profile of target using simulation data

4　结　论

1）建立了测量系统-测试场时变系统传递函数的参数化模型，该模型包含随时间变化的幅度因子，线性相位因子和固定相位因子，可以较准确地描述测量系统-测试场变化对雷达回波的影响。

北航学报 赠阅

2）发展了一种通过提取辅助校准区域数据来估计模型参数的方法，该方法具有一般性。

3）对微波暗室实测数据和仿真外场数据的处理结果皆表明，在时变环境下，本文提出的技术可以有效估计系统的时变特性，从而实现精确的背景抵消处理，具有一定的工程应用价值。

参考文献（References）

[1] 黄培康. 雷达目标特征信号[M]. 北京：宇航出版社，2009：389-391.
HUANG P K. Radar target signature[M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 2009: 389-391 (in Chinese).

[2] KNOTT E F. Radar cross section measurement[M]. New York: Van Nostrand Reinhold, 1993: 389-391.

[3] XU X J. A background and target signal separation technique for exact RCS measurement[C]// 2012 International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 891-894.

[4] MUTH L A, WANG C M, CONN T. Robust separation of background and target signals in radar cross section measurement [J]. IEEE Transaction on Instrumentation and Measurement, 2005, 54(6): 2462-2468.

[5] 许小剑. 目标雷达散射截面测量和定标处理的方法：ZL201210484279.6[P]. 2013-03-27.
XU X J. A RCS measurement and calibration processing technique: ZL201210484279.6[P]. 2013-03-27 (in Chinese).

[6] LAHAIE I J, LEBARON E I, QUINLAN K M. Techniques for improving background subtraction at the ratscat rams facility [C]// Annual Meeting and Symposium of Antenna Measurement Techniques Association. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999: 334-339.

[7] 许小剑. 异地连续定标 RCS 测量中改进背景相减技术的信号处理方法：ZL201210535816.5[P]. 2013-03-13.
XU X J. A improved background subtraction technique in RCS measurement of relative calibration: ZL201210535816.5[P]. 2013-03-13 (in Chinese).

[8] LIANG L Y, XU X J. An improved procedure for ZDC reduction in high resolution imaging of rotating targets[C]// 2016 IEEE 13th International Conference of Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1467-1479.

[9] SUN S S, XU X J. Background signal extraction technique for fluctuating target in RCS measurement[C]// IEEE 2012 International Conference on Measurement, Information and Control (MIC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 256-260.

[10] 刘承兰，贺峰，魏玺章. 基于数据相关的多雷达融合成像相干配准研究[J]. 系统工程与电子技术，2010，32(6)：1266-1271.
LIU C L, HE F, WEI X Z. Research on multiple radar fusion imaging coherence compensation based on data correlation[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(6): 1266-1271 (in Chinese).

[11] HE F Y, XU X J. High-resolution imaging based on coherent processing for distributed multi-band radar data[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2013, 141: 383-401.

[12] 许小剑. 雷达系统及其信息处理[M]. 北京：电子工业出版社，2010：225-229.
XU X J. Radar system and information processing[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 225-229 (in Chinese).

[13] PIOU J E, CUOMO K M, MAYHAN J T. A state-space technique for ultrawide-bandwidth coherent processing: Technical Report TR 1054[R]. Boston: MIT Lincoln Laboratory, 1999.

[14] CUOMO K M, PIOU J E, MAYHAN J T. Ultrawide-band coherent processing[J]. IEEE Transaction on Antennas and Propagation, 1999, 47(6): 1094-1107.

[15] XU X J, JIA L. Ultrawide-band radar imagery from multiple incoherent frequency subband measurements[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2011, 22(3): 398-404.

作者简介：

原赛赛 女，硕士研究生。主要研究方向：雷达成像与雷达信息处理。

许小剑 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：遥感特征建模、雷达成像与目标识别。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Exact background subtraction processing technique in RCS measurement in time-variant environment

YUAN Saisai, LIANG Liya, XU Xiaojian*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In outdoor radar cross section (RCS) measurement, background clutter cannot be suppressed effectively using conventional background subtraction technique due to the fact that, influenced by time-variant outdoor environment, the amplitudes and phases of radar received returns collected at different time interval are not perfectly coherent. A parametric model is developed to characterize the effect of such a time-variant environment on radar received returns. Meanwhile, a technique for improved exact background subtraction is proposed based on the parametric model. First, the return data of specified region with an ancillary reference signal available is extracted from the measured return data to estimate model parameters by means of de-noising cross-correlation algorithm and coherence function optimization. Then, the amplitudes and phases of the received signals can be compensated using the time-variant parametric model, so that complete coherence can be achieved. Finally, background subtraction can be implemented on the amplitude and phase compensated data, resulting in exact background subtraction. The experimental results are presented to demonstrate the feasibility and usefulness of the proposed technique.

Keywords: background subtraction; radar; radar cross section (RCS) measurement; time-variant environment; coherent compensation

北京航空航天大学学报

Received: 2018-01-11; **Accepted**: 2018-04-20; **Published online**: 2018-05-03 10:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1630.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61371005)

* **Corresponding author**. E-mail: xiaojianxu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0810

基于非线性模型预测的绳系系统系绳摆振控制

张宇靖, 钟睿*
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对绳系系统离轨稳定控制问题,开展了系绳和绳端卫星构成的绳系系统在拖拽离轨过程中系绳摆动稳定控制方法研究。在考虑拖拽离轨过程中约束下,首先建立了包含绳端卫星的姿态运动的模型,并建立了绳系系统的离轨动力学方程和便于控制器设计的简化动力学方程。其次根据模型预测原理以最优化方法设计参考轨迹,最后以模型预测控制方法为基础设计了稳定系绳摆动的非线性模型预测控制方法。使用 MATLAB 软件平台仿真,验证了所设计的参考轨迹能完成目标和模型预测控制器有好的跟踪能力。

关 键 词: 绳系系统; 摆振控制; 动力学; 轨道转移; 模型预测控制
中图分类号: V448.12
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2200-08

绳系卫星系统是由系绳连接绳端卫星构成的空间系统[1]。绳系卫星系统表现出了广阔的应用前景,如空间发电、构建空间结构和拖拽离轨等,是近年来航天研究热点之一[2]。空间绳系拖拽离轨是借助飞网等机构抓捕,并利用系绳连接主星和目标,由主星机动,实现目标拖拽转移的新概念在轨操作技术[3-5]。在空间碎片主动移除技术中,空间绳系拖拽离轨是一种较为高效和具有应用前景的技术。

在实际拖拽离轨任务中,系绳的摆动会引起主星的扰动,进而影响整个系统的稳定,因此如何抑制离轨过程中的系绳摆动是拖拽离轨任务的一个关键问题。目前已有一些相关的理论研究但还不广泛。文献[6]进行了圆轨道上绳系系统捕捉目标的动力学研究。文献[7]进一步进行了双绳系系统进行碎片主动移除的动力学研究。基于直接算法的最优控制理论被广泛应用于系绳回收控制领域,直接算法以其通用性能够很好地实现非线性动力学过程控制而避免对动力学本身的讨论。在这一领域,Williams[8]、Wen 等[9]的研究具有代表性。文献[10]研究得到绳系系统星体姿态摆动将激发系统高阶摆动并影响绳系系统的稳定,文献[11]对此提出保持系数张力下抑制废星姿态摆动的控制方法并且文献[12]对此方法进行了进一步研究。

绳系系统的运动学具有强非线性,而且拖拽离轨过程中存在许多约束。故而需要在考虑这些约束因素下设计合适的控制律抑制拖拽离轨过程中系绳摆动。从 20 世纪 70 年代开始,针对具有复杂约束优化需求的控制问题,多年来大量工业实际中的成功应用表现出预测控制在解决这类问题的优势[13-15]。本文针对霍曼变轨推力段的绳系系统系绳摆振抑制问题,建立了轨道平面内绳系系统动力学模型;以最优化结果为参考轨迹、非线性模型预测控制方法为基础设计绳系系统拖拽离轨过程系绳平稳控制律,并通过仿真验证了控

收稿日期: 2018-01-02; **录用日期**: 2018-03-30; **网络出版时间**: 2018-04-18 15:51
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180417.1914.005.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11402009)
* **通信作者**. E-mail: zhongruia@163.com

引用格式: 张宇靖, 钟睿. 基于非线性模型预测的绳系系统系绳摆振控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2200-2207.
ZHANG Y J, ZHONG R. Tether swing control of tethered system based on nonlinear model prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2200-2207 (in Chinese).

制方法的跟踪能力。

1　绳系系统动力学建模

1.1　建模假设和坐标系定义

为突出关键问题,做如下假设,主要考虑系绳和主星的面内姿态运动,即假设主星的滚转角、偏航角,以及系绳的面外摆角为小角度,目标视为质点;不考虑系绳的弹性和质量;忽略除重力外的其余空间干扰力,主动力仅考虑推力,作用于主星质心;忽略除重力梯度力矩外干扰力矩,控制力矩作用于主星。

首先建立轨道坐标系 S_o,z_o 轴沿地心连线方向由地球指向绳系卫星系统(TSS)质心,x_o 轴位于 TSS 质心轨道平面内与 z_o 轴垂直并指向轨道运动方向,y_o 轴遵循右手准则,三轴单位矢量依次为 $\boldsymbol{e}_{ox}$、$\boldsymbol{e}_{oy}$ 和 $\boldsymbol{e}_{oz}$。另外定义 TSS 本体坐标系 S_b,z_b 轴沿着系绳指向主星,x_b 轴垂直系绳且在轨道平面内,三轴单位矢量依次为 $\boldsymbol{e}_{bx}$、$\boldsymbol{e}_{by}$ 和 $\boldsymbol{e}_{bz}$。为描述主星姿态运动,定义主星本体坐标系 S_{b1}(三轴单位矢量依次为 $\boldsymbol{e}_{b1x}$、$\boldsymbol{e}_{b1y}$ 和 $\boldsymbol{e}_{b1z}$),记 S_{b1} 相对轨道坐标系 S_o 的滚动、俯仰和偏航角分别为 φ_1、θ_1、ψ_1(3—1—2 旋转顺序)。绳系系统坐标系如图 1 所示。

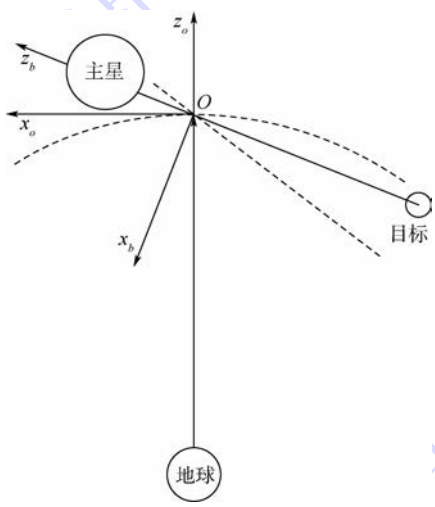


图 1　绳系系统坐标系示意图

Fig. 1　Schematic of coordinate system of tethered system

1.2　简化动力学方程

利用上述假设,整个主星拖拽系统可以由包含系绳长度、系绳面内外摆角和主星姿态角,将动力学方程线性化,消去高阶项可以得到系统的动力学方程[16]。为简化研究,忽略系统面外运动,本文研究霍曼变轨的第一次推力过程,主星初始位于同步轨道,变轨目标为坟墓轨道,因此系统运行的椭圆轨道偏心率很小,可以认为是圆轨道。在偏置耦合力当中引入上述假设,并忽略包括二阶导数在内的高阶小量。

简化绳系系统的动力学方程式为[17]

$$\begin{aligned}&\ddot{l}-l[(\omega_o+\dot{\varphi})^2+\omega_o^2(3\sin^2\varphi-1)]-\\&(\dot{\theta}_1^2+2\dot{\theta}_1\omega_o)(\sin(\theta_1-\varphi)d_{1x}-\\&\cos(\theta_1-\varphi)d_{1z})+3\omega_o^2(d_{1z}\cos\theta_1-\\&d_{1x}\sin\theta_1)\cos\varphi=-\frac{F_{te}}{m_1m_2m^{-1}}+\frac{F_p\sin(\varphi-\alpha_p)}{m_1}\end{aligned}\tag{1}$$

$$\begin{aligned}&\ddot{\varphi}+2\dot{l}l^{-1}(\dot{\varphi}+\omega_o)+1.5\omega_o^2\sin(2\varphi)+\\&l^{-1}(\dot{\theta}_1^2+2\dot{\theta}_1\omega_o)(d_{1x}\cos(\theta_1-\varphi)+\\&d_{1z}\sin(\theta_1-\varphi))-3\omega_o^2l^{-1}\sin\varphi(d_{1z}\cos\theta_1-\\&d_{1x}\sin\theta_1)=\frac{F_p\cos(\varphi-\alpha_p)}{m_1l}\end{aligned}\tag{2}$$

$$\begin{aligned}&I_{1y}(\ddot{\theta}_1+\dot{\omega}_o)-3\omega_o^2(I_{1z}-I_{1x})\sin\theta_1\cos\theta_1=\\&(d_{1z}\sin(\theta_1-\varphi)+d_{1x}\cos(\theta_1-\varphi))F_{te}+T_{1y}\end{aligned}\tag{3}$$

式中:φ 为系绳面内摆角(轨道坐标系 S_o 绕其 y 轴旋转 φ 得到 TSS 本体坐标系 S_b);I_{1x}、I_{1y}和 I_{1z}为主星三轴惯量;T_{1y}为主星 y 轴控制力矩大小;F_{te}为系绳张力;m_1 和 m_2 分别为主星、子星的质量;m 为系统总质量;l 为系绳原长;ω_o 为轨道角速度;d_{1x}、d_{1z}分别为主星上 x、z 方向上的绳系点偏置大小;F_p 为主星发动机推力大小;α_p 为主星发动机推力相对于轨道运动方向的夹角。动力学方程式(1)~式(3)形式较为简单,利用了小角度假设,因此仅供稳定控制器设计所用。

为处理方便,采用的无量纲时间和无量纲长度分别为

$$\begin{cases}\hat{t}=\omega_o t\\ \Lambda=ll_t^{-1}\end{cases}\tag{4}$$

式中:l_t 为单位绳长,可取为变轨前的 TSS 绳长。

做如下定义:

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}=[x_1\quad x_2\quad x_3\quad x_4\quad x_5\quad x_6]^{\mathrm{T}}=\\\qquad[\varphi\quad\varphi'\quad\theta_1\quad\theta_1'\quad\Lambda\quad\Lambda']^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{u}=[u_1\quad u_2\quad u_3]^{\mathrm{T}}=[\Lambda''\quad\overline{T}_{1y}\quad\alpha_p]^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{5}$$

式中:"′"代表对无量纲时间的导数;$\overline{T}_{1y}$为 T_{1y}的无量纲形式。

则可将式(5)转化为状态空间形式的系统动力学方程,$\boldsymbol{x}'=f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$展开如下:

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} x_1' = x_2 \\ x_2' = -2x_6x_5^{-1}(x_2+1) - 3\sin x_1\cos x_1 - \\ \quad (x_4^2+2x_4)x_5^{-1}(\bar{d}_{1x}\cos(x_3-x_1) + \\ \quad \bar{d}_{1z}\sin(x_3-x_1)) + 3x_5^{-1}\sin x_1(\bar{d}_{1z}\cos x_3 - \\ \quad \bar{d}_{1x}\sin x_3) + m_2m^{-1}x_5^{-1}\bar{F}_{\mathrm{p}}\cos(x_1-u_3) \\ x_3' = x_4 \\ x_4' = 3\bar{I}_{1y}^{-1}(\bar{I}_{1z}-\bar{I}_{1x})x_3 + \bar{I}_{1y}^{-1}(\bar{d}_{1z}\sin(x_3 - \\ \quad x_1) + \bar{d}_{1x}\cos(x_3-x_1))\bar{F}_{\mathrm{te}} + \bar{I}_{1y}^{-1}u_2 \\ x_5' = x_6 \\ x_6' = u_1 \end{cases} \tag{6}$$

式中：$\bar{d}_{1x}$、$\bar{d}_{1z}$、$\bar{I}_{1x}$、$\bar{I}_{1y}$、$\bar{I}_{1z}$、$\bar{F}_{\mathrm{te}}$和$\bar{F}_{\mathrm{p}}$分别为d_{1x}、d_{1z}、I_{1x}、I_{1y}、I_{1z}、F_{te}和F_{p}的无量纲表达；张力$\bar{F}_{\mathrm{te}}$的表达式为

$$\begin{aligned} \bar{F}_{\mathrm{te}} = {} & -u_1 + x_5[(x_2+1)^2 + (3\cos^2x_1 - 1)] + \\ & (x_4^2+2x_4)[\bar{d}_{1x}\sin(x_3-x_1) - \bar{d}_{1z}\cos(x_3 - \\ & x_1)] - 3(\bar{d}_{1z}\cos x_3 - \bar{d}_{1x}\sin x_3)\cos x_1 + \\ & m_2m^{-1}\bar{F}_{\mathrm{p}}\sin(x_1-u_3) \end{aligned} \tag{7}$$

2 基于最优化求参考轨迹

参考轨迹采用最优化的方法求得。最优化方法一般描述为：寻找状态和控制，使得性能指标达到最小，同时满足包括系统状态方程，一系列始末约束和过程约束在内的所有约束条件。下面针对由主星俯仰运动和系绳面内摆振组成的主星系统面内运动，具体分析应采用的性能指标和应满足的约束条件，以建立最优问题。

2.1 性能函数选取

希望在最短的时间内完成所需的脉冲，因此将问题视为时间最短的最优问题，其性能函数为

$$J = \hat{t}_{\mathrm{f}} - \hat{t}_0 \tag{8}$$

式中：$\hat{t}_0$和$\hat{t}_{\mathrm{f}}$分别为无量纲化的推力开始和结束时间。

2.2 控制约束

1）始末约束

在开始变轨推力之前，绳系系统初值为

$$\boldsymbol{x}(\hat{t}_0) = \boldsymbol{x}_{\mathrm{ini}} \qquad \boldsymbol{x}_{\mathrm{ini}} = \left(\varphi_0;0;\frac{\pi}{2};0;1;0\right) \tag{9}$$

式中：φ_0为系绳面内摆角初值，$\pi/2-\varphi_{\max}\leqslant\varphi_0\leqslant\pi/2+\varphi_{\max}$，$\varphi_{\max}$为系绳面内摆角所允许的最大幅值。

变轨推力结束之后，绳系系统回到水平状态，且绳长变化在可接受的范围内，终值状态如下：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}_{\mathrm{fin,min}} \leqslant \boldsymbol{x}(\hat{t}_{\mathrm{f}}) \leqslant \boldsymbol{x}_{\mathrm{fin,max}} \\ \boldsymbol{x}_{\mathrm{fin,min}} = \left(\frac{\pi}{2};0;\frac{\pi}{2};0;\Lambda_{\min};0\right) \\ \boldsymbol{x}_{\mathrm{fin,max}} = \left(\frac{\pi}{2};0;\frac{\pi}{2};0;\Lambda_{\max};0\right) \end{cases} \tag{10}$$

式中：$\Lambda_{\min}$为出于防碰撞安全考虑所定义的最短无量纲绳长；$\Lambda_{\max}$为硬件所限最大的无量纲绳长。

2）过程约束

系统的状态变量应满足系统动力学方程。对于控制量实际上也必然是有一个限度的。对控制量的约束这里主要考虑主星发动机推力方向φ_{p}的约束。

为了保证安全性，约束如下：

系绳面内摆角$\pi/2-\varphi_{\max}\leqslant\varphi\leqslant\pi/2+\varphi_{\max}$；主星俯仰角$\pi/2-\theta_{1\max}\leqslant\theta_1\leqslant\pi/2+\theta_{1\max}$；主星发动机推力方向$\alpha_{\mathrm{p,min}}\leqslant\alpha_{\mathrm{p}}\leqslant\alpha_{\mathrm{p,max}}$；优化过程中对其他工程中重要性更低的量不做约束。其中$\varphi_{\max}$为系绳面内摆角所允许的最大幅值；$\vartheta_{1\max}$为主星俯仰运动所允许的最大幅值；$\alpha_{\mathrm{p,min}}$为主星发动机推力方向所能达到的最小值，$\alpha_{\mathrm{p,max}}$为主星发动机推力方向所能达到的最大值。

最后，整个推力段为避免系绳松弛，系绳的张力为非负。

$$\bar{F}_{\mathrm{te}}(\boldsymbol{x}(\hat{t}),\boldsymbol{u}(\hat{t})) \geqslant 0 \tag{11}$$

3）时间约束

显然推力时间不可能是不受限的，最短时间应为推力方向一直维持轨道速度方向时，达到所需速度增量的时间，其表达式为

$$t_{\min} = \frac{\Delta V_{\mathrm{p1}}}{F_{\mathrm{p}}} \tag{12}$$

式中：ΔV_{p1}为主星霍曼变轨第一段所需速度增量，其表达式为

$$\Delta V_{\mathrm{p1}} = \sqrt{\frac{2r_2\mu}{r_1(r_1+r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \tag{13}$$

其中：r_1和r_2分别为变轨前后的轨道半径。

最大时间可人为设定，无量纲化即有

$$\hat{t}_{\min} \leqslant t_{\mathrm{f}} - t_0 \leqslant \hat{t}_{\max} \tag{14}$$

4）推力约束

假定推力时间相对轨道周期而言很小（这个假设在同步轨道是成立的），有限推力段在整个变轨过程中可以等效为脉冲推力，则推力提供的冲量在轨道方向应提供霍曼变轨所计算的速度增量，而在垂直轨道方向为0，即

$$\int_{\hat{t}_0}^{\hat{t}_{\mathrm{f}}} \bar{F}_{\mathrm{p}}\cos(x_1-u_3)\,\mathrm{d}\hat{t} = \Delta\bar{V}_{\mathrm{p1}}m \tag{15}$$

$$\int_{\hat{t}_0}^{\hat{t}_f} \overline{F}_p \sin(x_1 - u_3)\,\mathrm{d}\hat{t} = 0 \tag{16}$$

至此，系统面内运动的最优控制问题已经建立：寻找满足控制约束的状态和控制集合，使得如式(8)所示的性能指标最小。

2.3　最优问题求解

本研究采用 Legendre-Gauss-Lobatto(LGL)伪谱法，直接 LGL 伪谱法是目前应用最广的伪谱方法之一[18]，具有较高的收敛速度并且能方便地处理高阶导数，本文仅将此方法作为求解参考轨迹的方法，优化方法本身不是本文的重点。通过伪谱法将问题化为一个带约束的非线性规划问题，有成熟的寻优方法可以利用，本文采用 MATLAB 软件自嵌的函数 fmincon 进行求解。通过求解这个最优控制问题得到参考轨迹。

3　基于非线性模型预测控制律设计

3.1　模型离散化

为了设计控制器，首先要将连续时间系统模型转化为离散时间系统。将第 1 节得到的非线性连续时间系统 $\boldsymbol{x}' = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$ 在 $(\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t-1))$ 处线性化得到如下线性时变系统[19]：

$$\boldsymbol{x}'(t) - \boldsymbol{x}_r'(t) = \boldsymbol{A}_t(\boldsymbol{x}(t) - \boldsymbol{x}_r(t)) + \boldsymbol{B}_t(\boldsymbol{u}(t) - \boldsymbol{u}_r(t)) \tag{17}$$

式中：$\boldsymbol{x}_r(t)$ 为参考状态；$\boldsymbol{u}_r(t)$ 为参考控制量，由第 1 节给出；$\boldsymbol{A}_t$ 和 $\boldsymbol{B}_t$ 的计算公式如下：

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_t = \left.\dfrac{\partial f}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t-1)} \\ \boldsymbol{B}_t = \left.\dfrac{\partial f}{\partial \boldsymbol{u}}\right|_{\boldsymbol{x}(t),\boldsymbol{u}(t-1)} \end{cases} \tag{18}$$

设定系统的采样周期为 T，得到离散化系统如下[20]：

$$\boldsymbol{x}(k+1) = f_d(\boldsymbol{x}(k),\boldsymbol{u}(k)) = \boldsymbol{A}_{d,t}\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{B}_{d,t}\boldsymbol{u}(k) + \boldsymbol{d}_{d,t} \tag{19}$$

式中：

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{d,t} = \boldsymbol{I} + T\boldsymbol{A}_t \\ \boldsymbol{B}_{d,t} = T\boldsymbol{B}_t \end{cases} \tag{20}$$

$$\boldsymbol{d}_{d,t} = \boldsymbol{x}_r(k+1) - \boldsymbol{A}_{d,t}\boldsymbol{x}_r(k) - \boldsymbol{B}_{d,t}\boldsymbol{u}_r(k) \tag{21}$$

其中：$\boldsymbol{I}$ 为单位向量。

3.2　性能函数选取

模型预测控制的目标就是跟踪期望的主星的三轴姿态和系绳摆角，即跟踪参考轨迹。在离轨拖拽过程中，对于给定的主星参考姿态及系绳参考摆角，使得在空间拖拽过程中，主星姿态和系绳摆角的模型预测控制下的轨迹与最优化得到的参考轨迹相同。因此以主星姿态和系绳摆角速度跟踪误差、控制力矩和终端误差作为优化目标，建立性能函数如下[15]：

$$J_1 = \sum_{k=1}^{N_p} \boldsymbol{e}(k)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}(k) + \sum_{k=1}^{N_u} \boldsymbol{u}(k)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{u}(k) + \boldsymbol{e}(N_p)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{e}(N_p) \tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{e}(k)$ 为跟踪误差；$\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{R}$ 和 $\boldsymbol{P}$ 为相应的跟踪误差、控制量和终端加权矩阵；N_p 和 N_u 分别为预测和控制时域。

3.3　主星姿态和系绳摆角的预测

利用绳系系统当前时刻 k 的信息 $\boldsymbol{x}(k)$，包括主星姿态、系绳绳长和绳长变化，得到 k 时刻非线性离散状态空间模型如下[20]：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1) = f_d(\boldsymbol{x}(k),\boldsymbol{u}(k)) \\ \boldsymbol{y}(k) = \boldsymbol{x}(k) \end{cases} \tag{23}$$

式中：$\boldsymbol{u}(k)$ 为 k 时刻控制量，$\boldsymbol{u} = [u_1 \quad u_2 \quad u_3]^{\mathrm{T}} = [\Lambda'' \quad \overline{T}_{1y} \quad \alpha_p]^{\mathrm{T}}$。

设定预测时域为 N_p，则可以根据绳系系统的当前状态信息，利用离散化的绳系系统动力学及运动学方程，经过迭代计算，得到预测时域 N_p 内的绳系系统状态信息：

$$\begin{cases} \boldsymbol{y}(k+1|k) = \boldsymbol{x}(k+1|k) = f(\boldsymbol{x}(k|k), \\ \quad \boldsymbol{u}(k|k)) = G_1(\boldsymbol{x}(k|k),\boldsymbol{u}(k|k)) \\ \boldsymbol{y}(k+2|k) = G_1(\boldsymbol{x}(k+1|k),\boldsymbol{u}(k+1|k)) = \\ \quad G_1(f(\boldsymbol{x}(k|k),\boldsymbol{u}(k|k)),\boldsymbol{u}(k+1|k)) = \\ \quad G_2(\boldsymbol{x}(k|k),\boldsymbol{u}(k|k),\boldsymbol{u}(k+1|k)) \\ \vdots \\ \boldsymbol{y}(k+i|k) = G_i(\boldsymbol{x}(k|k),\boldsymbol{u}(k|k), \\ \quad \boldsymbol{u}(k+1|k),\cdots,\boldsymbol{u}(k+i-1|k)) \end{cases} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{x}(k|k) = \boldsymbol{x}(k)$；$\boldsymbol{y}(k+i|k)$ 为 k 时刻对未来 $k+i$ 时刻系统输出 $\boldsymbol{y}(k+i)$ 的预测值；$\boldsymbol{u}(k+i|k)$ 为 k 时刻计算 $k+i$ 时刻作用于系统的控制量。

因此得到预测时域 N_p 内的控制量 $\{\boldsymbol{u}(k), \boldsymbol{u}(k+1),\cdots,\boldsymbol{u}(k+N_p-1)\}$。同时假设在区间 $[N_p,N_u]$ 内控制量保持不变，则可以得到

$$\boldsymbol{u}(k+N_u-1) = \boldsymbol{u}(k+N_u) = \cdots = \boldsymbol{u}(k+N_p-1) \tag{25}$$

因此利用绳系系统状态模型和系统过去的控制量或输出量，通过以上迭代计算出系统 N_p 步预测输出为

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{y}(k) = (\boldsymbol{y}(k+1\,|\,k), \boldsymbol{y}(k+2\,|\,k), \cdots, \boldsymbol{y}(k+N_{\mathrm{p}}\,|\,k)) \tag{26}$$

3.4 控制约束

1）始末约束

在开始变轨推力之前，绳系系统处于水平状态，变轨推力结束之后，绳系系统回到水平状态，这里约束和求解最优问题中的相同。

2）过程约束

系统的状态变量应满足系统动力学方程。

模型预测控制过程约束包含跟踪误差的约束，对于状态过程跟踪误差约束如下：

系绳面内摆角跟踪误差 $-\Delta\varphi_{\max} \leqslant \Delta\varphi \leqslant \Delta\varphi_{\max}$；主星俯仰运动跟踪误差 $-\Delta\theta_{1\max} \leqslant \Delta\theta_1 \leqslant \Delta\theta_{1\max}$。

优化过程中对其他工程中重要性更低的量不做约束。其中 $\Delta\varphi_{\max}$ 为系绳面内摆角跟踪误差所允许的最大幅值；$\Delta\theta_{1\max}$ 为主星俯仰运动跟踪误差所允许的最大幅值。

系绳张力约束与最优问题中约束相同。

3）推力约束

这里约束和求解最优问题中的相同。

3.5 非线性模型预测控制律实现

为了方便运算，将跟踪误差加权矩阵、控制力矩加权矩阵和终端加权矩阵设计为单位矩阵。并由式(19)和以上步骤可以形成如下满足目标所要求的约束条件的绳系系绳摆振抑制控制的优化问题[15]。

寻找向量参数 $\boldsymbol{U}_k = [\bar{\boldsymbol{u}}_k, \bar{\boldsymbol{u}}_{k+1}, \cdots, \bar{\boldsymbol{u}}_{k+N_{\mathrm{u}}-1}]^{\mathrm{T}}$（$\bar{\boldsymbol{u}}(k+i)$ 为系统的预测控制量，$i=0,1,\cdots,N_{\mathrm{u}}-1$），使得以下的目标函数最小：

$$J(\boldsymbol{x}(k), \boldsymbol{U}_k) = \sum_{i=1}^{N_{\mathrm{p}}} \left\| \bar{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{c}}(k+i) - \boldsymbol{r}(k+i) \right\|^2 + \sum_{i=0}^{N_{\mathrm{u}}-1} \left\| \bar{\boldsymbol{u}}(k+i) \right\|^2 + \left\| \bar{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{c}}(k+N_{\mathrm{p}}) - \boldsymbol{r}(k+N_{\mathrm{p}}) \right\|^2 \tag{27}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{c}}(k+i)$ 为预测的绳系系统受控输出；$\boldsymbol{r}(k+i)$ 为期望的绳系系统受控输出，其由参考轨迹获得；$\bar{\boldsymbol{u}}(k+i)$ 为系统的预测控制输入。

同样通过伪谱法将问题化为一个带约束的非线性规划问题，并采用 MATLAB 软件自嵌的函数 fmincon 进行求解。

根据模型预测控制原理，把求解所得的最优解的第 1 个元素 $\bar{\boldsymbol{u}}_k$，即当前时刻的最优控制力矩将作用于绳系系统控制系统。而到了下一采样时刻，根据绳系系统收集的当前实际状态信息，重复以上优化过程，实现离轨拖拽过程中绳系系统系绳摆振抑制控制。

4 基于非线性模型预测控制方法仿真验证

取仿真参数如下：主星初始俯仰角为 90°（90°为水平），俯仰角速度为 0；系绳初始摆角 85°（90°为水平），初始摆角速度为 0。且绳系系统参数如表 1 所示。

设定拖拽约束要求如下：最短绳长 10 m，最大绳长 1 000 m；主星的姿态角摆动幅度不大于 2°，姿态角速度不大于 0.2 (°)/s；系绳摆动幅度不大于 5 (°)/s，摆动角速度不大于 0.2 (°)/s。主星推力方向最小值 $-\pi/4$，主星推力方向最大值 $\pi/4$。

设定模型预测控制误差约束：系绳面内摆角跟踪误差所允许的最大幅值 0.1°；主星俯仰运动跟踪误差所允许的最大幅值 0.1°。

通过最优化方法求的最优轨迹即参考轨迹如图 2 所示。使用模型预测控制得到的跟踪路径和最优化得到的参考轨迹的对比，如图 3 所示。

从图 2 中不难发现：采用最优化方法得到的参考轨迹能使实际离轨拖拽绳系系统回到水平位置，并使系绳面内摆角和主星俯仰角满足约束要求，且系绳出于紧绷状态。而且过程比较平滑。说明最优化得到的参考轨迹是可用的。

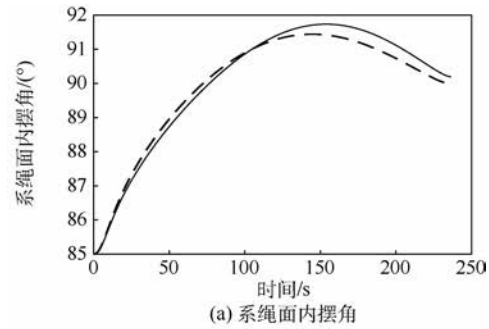
从图 3 中可以看到：模型预测控制下的跟踪路径的各状态很好地跟踪了最优路径即最优化得到的参考路径。并且绳系系统的状态控制在了约束范围内，即系绳面内摆角和主星俯仰角满足约束要求且系绳出于紧绷状态。而且明显可以通过缩小误差约束范围来提高跟踪效果，但这样又势必提高计算量。又能从图 3 看到，模型预测控制下的除了系绳面内摆角速度外，其他跟踪路径比较平滑，但系绳面内摆角速度抖动比较厉害，不够平滑，如工程需要，须在跟踪控制中对摆角速度误差适当约束。模型预测算法具有在线优化的特点，鲁棒性较好，但是其计算量较大的问题需要在今后进一步研究。

表 1 绳系系统参数

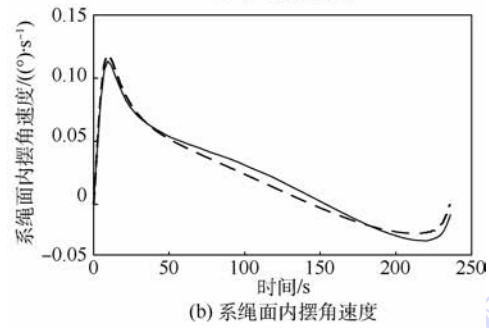
Table 1 Parameters of tethered system

参 数	数 值
主星发动机推力/N	100
主星质量/kg	100
主星惯量/(kg·m²)	166.67
拖拽目标质量/kg	8
系绳未拉伸长度/m	200

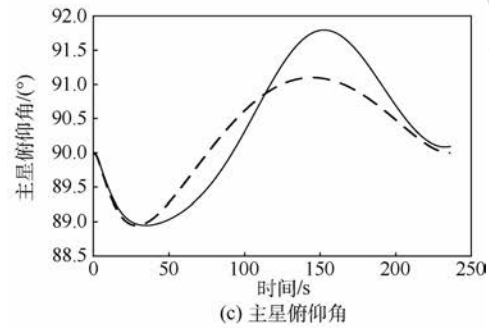
北航学报 赠阅



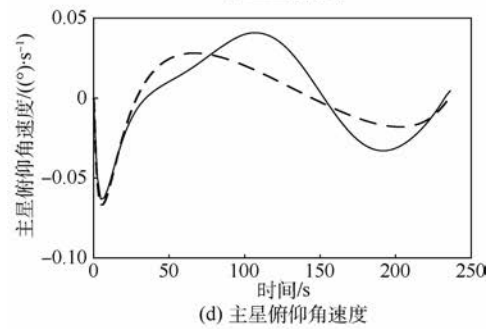
(a) 系绳面内摆角



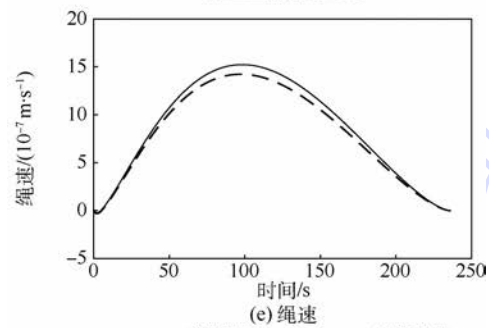
(b) 系绳面内摆角速度



(c) 主星俯仰角



(d) 主星俯仰角速度

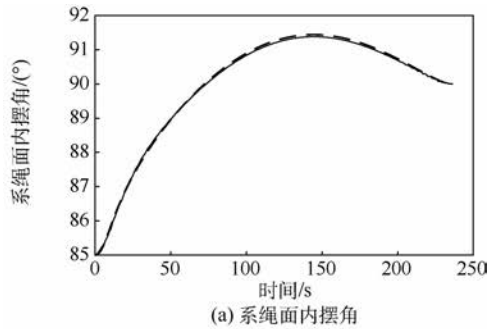


(e) 绳速

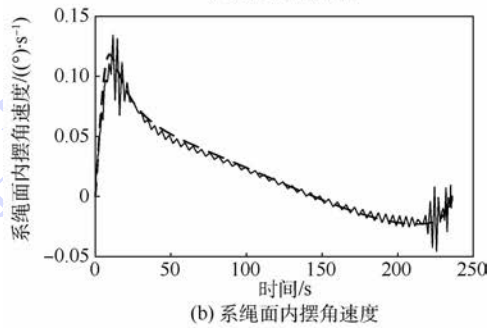
实际路径　最优路径

图 2　系绳面内摆角、系绳面内摆角速度、主星俯仰角、主星俯仰角速度和绳速的实际路径和最优路径

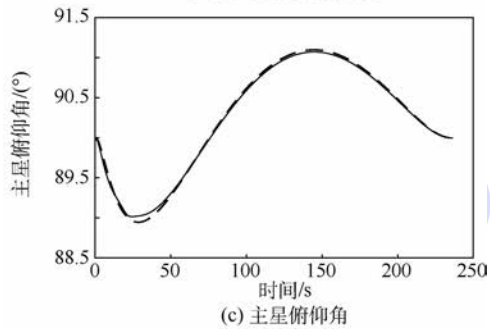
Fig. 2　Actual path and optimal path of tether's in-plane swing angle, tether's in-plane swing angular velocity, main satellite pitching angle, main satellite pitching angular velocity and tether speed



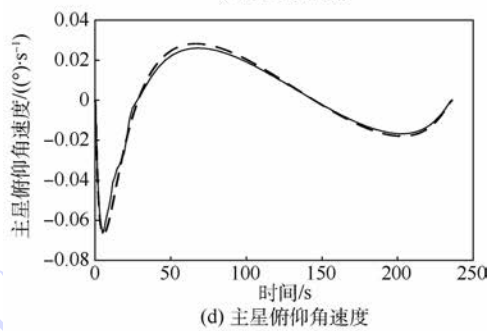
(a) 系绳面内摆角



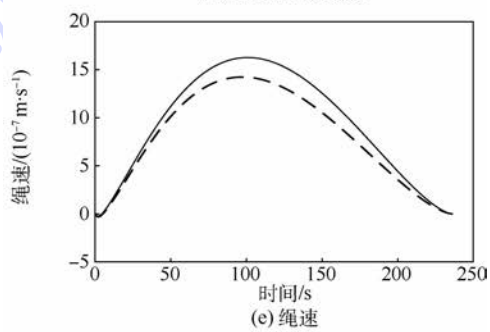
(b) 系绳面内摆角速度



(c) 主星俯仰角



(d) 主星俯仰角速度



(e) 绳速

跟踪路径　最优路径

图 3　系绳面内摆角、系绳面内摆角速度、主星俯仰角、主星俯仰角速度和绳速的跟踪路径和最优路径

Fig. 3　Tracking path and optimal path of tether's in-plane swing angle, tether's in-plane swing angular velocity, main satellite pitching angle, main satellite pitching angular velocity and tether speed

北航学报 赠阅

5 结 论

1）考虑主星姿态、系绳摆角稳定、系绳张力为正、系绳长度变化有限等约束，针对绳系系统拖拽离轨推力作用过程中系绳摆振的抑制问题，进行系统状态的最优轨迹求解，最优轨迹在满足变轨速度增量要求的同时实现了推力时间最短。

2）仿真结果表明，所设计的非线性模型预测控制方法很好地跟踪了最优轨迹，并且满足控制约束条件；在变轨推力作用下主星姿态和系绳摆动稳定，且动态过程平滑。

参考文献（References）

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

[2] 钟睿，徐世杰. 基于直接配点法的绳系卫星系统变轨控制[J]. 航空学报，2010，31(3)：572-578.
ZHONG R，XU S J. Orbit-transfer control for TSS using direct collocation method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2010，31(3)：572-578(in Chinese).

[3] XU W，LIANG B，GAO D，et al. A space robotic system used for on-orbit servicing in the geostationary orbit[C]// Proceedings of 2010 International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway，NJ：IEEE Press，2010：4089-4094.

[4] MANKALA K K，AGRAWAL S K. Dynamic modeling and simulation of impact in tether net/gripper systems[J]. Multibody System Dynamics，2004，11(3)：235-250.

[5] 刘海涛，杨乐平，张青斌，等. 地球静止轨道废弃卫星绳系拖曳离轨研究[J]. 中国科学：技术科学，2012，42(7)：780-787.
LIU H T，YANG L P，ZHANG Q B，et al. An investigation on tether-tugging de-orbit of defunct geostationary satellites[J]. Scientia Sinica Technologica，2012，42(7)：780-787(in Chinese).

[6] ZHAI G，ZHANG J，YAO Z. Circular orbit target capture using space tether-net system[J]. Mathematical Problems in Engineering，2013，2013(4)：87-118.

[7] QI R，MISRA A K，ZUO Z. Active debris removal using double-tethered space-tug system[J]. Journal of Guidance，Control，and Guidance，2016，40(3)：1-9.

[8] WILLIAMS P. Optimal control of a tethered payload capture maneuver[C]// 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston：AIAA，2005：1-23.

[9] WEN H，JIN D P，HU H Y. Infinite-horizon control for retrieving a tethered subsatellite via an elastic tether[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2008，31(4)：899-906.

[10] 王晓宇，金栋平. 计入姿态的绳系卫星概周期振动[J]. 振动工程学报，2010，23(4)：361-365.
WANG X Y，JIN D P. Quasi-periodic oscil lation of a tethered subsatell ite with attitude[J]. Journal of Vibration Engineering，2010，23(4)：361-365(in Chinese).

[11] ZHAO G W，TANG B，SUN L，et al. Effect and control of pendular motion of abandoned satellite on tether drag system[J]. Applied Mechanics & Materials，2014，513-517：3900-3906.

[12] 赵国伟，张兴民，唐斌，等. 空间绳系拖拽系统摆动特性与平稳控制[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(4)：694-702.
ZHAO G W，ZHANG X M，TANG B，et al. Properties of pendulum motion of tether tugging system and its stable control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(4)：694-702(in Chinese).

[13] QIN S J，BADGWELL T A. A survey of industrial model predictive control technology[J]. Control Engineering Practice，2003，11(7)：733-764.

[14] 席裕庚，李德伟，林姝. 模型预测控制——现状与挑战[J]. 自动化学报，2013，39(3)：222-236.
XI Y G，LI D W，LIN S. Model predictive control—Status and challenges[J]. Acta Automatica Sinica，2013，39(3)：222-236(in Chinese).

[15] 范国伟，常琳，戴路，等. 敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制[J]. 光学精密工程，2015，23(8)：2318-2327.
FAN G W，CHANG L，DAI L，et al. Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver[J]. Optics and Precision Engineering，2015，23(8)：2318-2327(in Chinese).

[16] LAKSHMANAN P K，MODI V J，MISRA A K. Dynamics and control of the tethered satellite system in the presence of offsets[J]. Acta Astronautica，1987，15(12)：1053-1057.

[17] ZHONG R，ZHU Z H. Timescale separate optimal control of tethered space-tug systems for space-debris removal[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2016，39(11)：2540-2545.

[18] 徐少兵，李升波，成波. 最优控制问题的 Legendre 伪谱法求解及其应用[J]. 控制与决策，2014，29(12)：2113-2120.
XU S B，LI S B，CHENG B. Theory and application of Legendre pseudo-spectral method for solving optimal control problem[J]. Control and Decision，2014，29(12)：2113-2120(in Chinese).

[19] 孙银健. 基于模型预测控制的无人驾驶车辆轨迹跟踪控制算法研究[D]. 北京：北京理工大学，2015.
SUN Y J. Research on model predictive control-based trajectory tracking algorithm for unmanned vehicles[D]. Beijing：Beijing Institute of Technology，2015(in Chinese).

[20] 陈薇. 非线性预测控制快速算法的研究与应用[D]. 合肥：中国科学技术大学，2007.
CHEN W. Study and application of nonlinear model predictive control fast algorithm[D]. Hefei：University of Science and Technology of China，2007(in Chinese).

作者简介：

张宇靖 男，硕士研究生。主要研究方向：绳系卫星控制相关方向。

钟睿 男，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：航天动力学和控制。

北航学报 赠阅

Tether swing control of tethered system based on nonlinear model prediction

ZHANG Yujing, ZHONG Rui*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: On the stability control of the rope system, a stability control method of tether swing for tethered system consisting of tether and tethered satellites during deorbitting is proposed in this paper. In this paper, a model of motion including satellite attitude motion is eatablished, and the dynamic equation of deorbit tethered system and the simplified equation that is convenient for controller design are proposed. According to the model prediction theory, the reference trajectory is designed by the optimization method, and then the stable tether swing nonlinear model predictive control method is designed based on the model predictive control method in this paper. Then, the feasibility of the designed controller and the reference trajectory are verified by the simulation of MATLAB software platform.

Keywords: tethered system; swing control; dynamics; orbit transfer; model predictive control

北京航空航天大学学报

Received: 2018-01-02; **Accepted**: 2018-03-30; **Published online**: 2018-04-18 15:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180417.1914.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11402009)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0029

一种三维激光扫描系统的设计及参数标定

全下文载

蔡军，赵原，李宇豪，解杨敏*
（上海大学 机电工程与自动化学院 上海市智能制造及机器人重点实验室，上海 200444）

摘 要：基于三维激光扫描系统的移动机器人动态环境地图构建技术是机器人智能感知技术的重要组成部分，而三维激光扫描系统的设计及标定技术对于地图构建的精度有决定性的影响。针对应用于小型移动机器人的三维激光扫描系统低成本、小型化的需求，设计了一套由高精度旋转云台和小型二维激光测距传感器组成的三维激光扫描系统，并提出了一种新的系统参数标定方法以提高三维扫描测量的准确度。该方法使用镂空圆孔标定板作为标定对象以完成对三维扫描特征自动准确获取，并根据非线性最小二乘法对三维激光扫描系统的参数进行优化计算。实验结果表明，所设计的三维激光扫描系统能够准确地测量周围环境的三维信息，实现了以低成本获得高质量环境建模的三维扫描数据技术。

关 键 词：移动机器人；二维激光测距传感器；三维激光扫描系统；标定板设计；参数标定

中图分类号：TP242.3

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2208-09

移动机器人对未知环境进行信息获取和地图构建，是实现其自主导航的前提和基础。激光测距传感器因其精度高、测距速度快和获取信息直观等特点成为移动机器人环境建模的一种主要手段，在防撞、测量、导航和安防等方面发挥着重要的作用[1-4]。其中，二维激光测距传感器通过单线扫描获取激光发射点与物体的距离信息，可形成单个扫描平面，而三维激光扫描仪也称为多线扫描，在二维扫描的同时还能转动扫描平面以获得三维形面信息[5]，因而更加广泛地应用于机器人环境建模[6]与目标探测[7]等领域。

商业化一体式的三维激光扫描仪内部结构复杂，多用于远距离大尺寸的土木工程扫描或者小距离小范围的三维产品建模[8]，通常价格昂贵，并且体积较大，不适用于需要对其移动范围进行精确建模的小型智能移动机器人[9-10]。为解决此问题，研究者们通过对二维激光测距传感器进行改进来得到适用于各种应用场合的三维激光扫描系统。德国的自主智能系统研究所(Fraunhofer Institute for Autonomous Intelligent Systems)将二维激光测距传感器增加一维扫描装置来实现三维扫描[11]。Chou 和 Liu[12]将二维激光测距传感器安装在曲柄摇杆四连杆机构重复旋转运动 2 个极端之间的位置，允许 2 个水平和垂直扫描以实现三维激光扫描功能。项志宇[13]研制一个俯仰扫描装置转动二维激光测距传感器的扫描平面，并对三维激光扫描系统进行了标定工作。然而，上述方法因其机械构造形式，很难灵活适应于移动机器人的复杂的安装条件。针对相关应用需求，本文设计了一套由高精度旋转云台和小型二维激光测距传感器组成的三维激光扫描系统，通过步进电机控制云台转动来实现激光测距传感器的俯仰扫描，利用带轮实现旋转运动的传动。由于其传动机构的安装和尺寸的灵活性，类似的设计方案

收稿日期：2018-01-12；**录用日期**：2018-04-13；**网络出版时间**：2018-06-19 08:43
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0949.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61503234）
* **通信作者**. E-mail：xieym@shu.edu.cn

引用格式：蔡军，赵原，李宇豪，等. 一种三维激光扫描系统的设计及参数标定[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2208-2216. CAI J，ZHAO Y，LI Y H，et al. A 3D laser scanning system design and parameter calibration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2208-2216 (in Chinese).

北航学报 赠阅

可充分利用移动机器人机体空间,实现小型化轻量化的三维扫描系统。

由于制造及安装误差,三维扫描系统不可避免地与设计原型有着几何参数上的误差,此误差将累积在最终扫描点的三维坐标测量中,因此系统参数标定结果是否准确直接影响系统的最终测量精度,也成为近年来的研究热点[14-15]。在测量系统标定中,关键的因素为设计能够准确识别并反映参数关系的标定特征。郭扬等[16]提出基于激光扫描平面的旋转特点,采用正四棱锥作为标定对象,通过平面射影变换中直线不变的映射关系建立了标定对象表面被测点在不同参考系之间变换的约束关系,通过空间变换关系求解系统参数标定值。付梦印等[17]设计一套云台驱动二维激光测距传感器的旋转扫描,制作 2 个标杆作为标定物完成实验,并采用最小二乘法原理对系统进行了标定。

上述方法所使用的特征标记点测量准确性受激光扫描边缘效应的影响,因而精度受限。为此,本文采用了 Zhuang 等[18]的激光与单目视觉联合标定工作中的标记方案。其原理为利用黑白格圆孔标定板,激光检测到的圆孔中心点按照四邻域关系计算与黑白格角点相对应的激光数据特征角点,从而与视觉中提取的黑白格角点形成匹配对,完成联合标定工作。而本文将其标定思想拓展应用于一个三维激光扫描系统参数的内参标定上,使用的标定特征为标定板上的镂空圆孔,其标记点为圆孔中心。并在标定实验方案中平移标记板利用圆孔的空间排布关系,可获取 3 个空间坐标方向的标记点组,从而最小化标记点在 3 个维度的测量误差。本文由统计平均法实现高于扫描分辨率的标记点定位精度,提高了标定算法的精度和可靠性,并在实验中予以验证。本文将从系统设计及测量原理、参数标定方法、标定实验及测量实验验证 4 个部分介绍相关工作。

1　三维激光扫描系统设计

1.1　机构设计原理

本文所设计的三维激光扫描系统主要由二维激光测距传感器、旋转云台、同步带轮和相关机械零部件组成,其机械结构设计原理图如图 1 所示。整个系统由动力执行装置、动力传递装置和激光测距传感器 3 部分组成。其中动力执行装置是由步进电机驱动高精度旋转云台进行高精度可控旋转运动输出。动力传递装置使用 2 个同步带传动机构,具有精度高、传动距离较长以及结构简单等

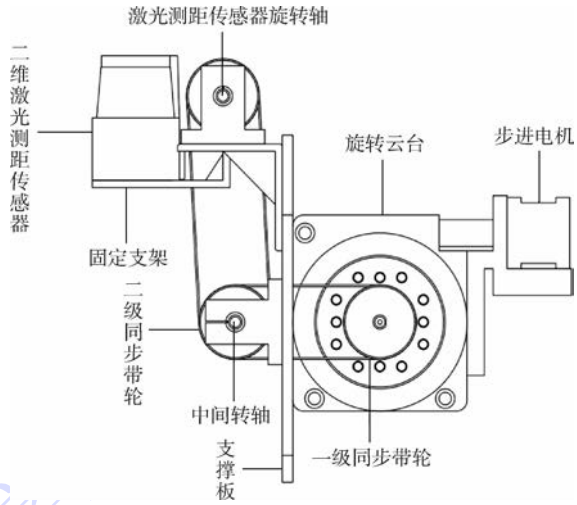


图 1　三维激光扫描系统机构设计原理图

Fig. 1　Schematic diagram of 3D laser scanning system mechanism design

特点。旋转云台旋转轴到中间转轴为一级传动,中间转轴到安装二维激光测距传感器的旋转轴为二级传动。调整 2 个传动带的长度和中间转轴的位置,即可在复杂安装空间灵活实现传动功能,从而控制云台转动以控制激光测距传感器的俯仰扫描动作。二维激光测距传感器安装在与旋转轴相连的固定支架上,设计固定支架使激光测距传感器的旋转轴轴心所在平面与激光测距传感器光心扫描平面相重合,使激光测距传感器在俯仰扫描时以旋转轴轴心为轴进行俯仰旋转。

1.2　三维测量原理

针对三维测量系统结构特点,定义 3 个坐标系(见图 2):①激光测距传感器坐标系$\{B\}$,原点位于传感器光心,X_B 轴与激光测距传感器旋转轴轴线平行,$X_BO_BY_B$ 为二维激光扫描面,$\{B\}$为随旋转轴转动的动坐标系;②测量系统坐标系$\{A\}$,原点为激光测距传感器旋转轴轴线与 $Y_AO_AZ_A$ 平面的交点,X_A 轴通过旋转轴中心,Y_A 轴平行于Y_B

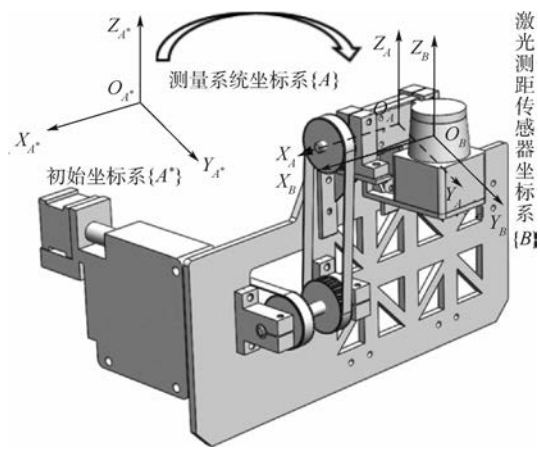


图 2　系统坐标系

Fig. 2　System's coordinate systems

北航学报 赠阅

轴,坐标系{A}也为随旋转轴转动的动坐标系;③初始坐标系{A^*}为相对于安装支架固定的坐标系,本文定义其与激光测距传感器抬头到最高位置时的{A}重合。

如图 3 所示,以激光测距传感器坐标系{B}为基准,设 P 为空间中任意一点,ρ 为激光测距传感器返回的距离值,σ 为发射点到 P 点的光束在当前扫描平面内的返回的角度值。设激光测距传感器空间某一点 P 的读数为(ρ,σ),理想情况下,P 点在空间坐标系{B}中的三维坐标(x,y,z)为

$$\begin{cases} x = \rho\cos\sigma \\ y = \rho\sin\sigma \\ z = 0 \end{cases} \tag{1}$$

用位置矢量${}^{A}\boldsymbol{P}_{BO}$描述{$B$}的坐标原点相对于{$A$}的位置,用旋转矩阵${}^{A}_{B}\boldsymbol{R}$描述{$B$}相对于{$A$}的姿态,空间中任意一点 P 在 2 个坐标系{A}和{B}中

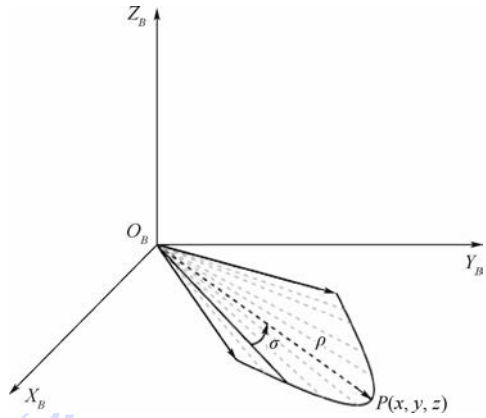


图 3 激光测距传感器坐标系

Fig. 3 Coordinate system of laser ranging sensor

的描述${}^{A}\boldsymbol{P}$和${}^{B}\boldsymbol{P}$具有变换关系[19]:

$${}^{A}\boldsymbol{P} = {}^{A}_{B}\boldsymbol{R}\,{}^{B}\boldsymbol{P} + {}^{A}\boldsymbol{P}_{BO} \tag{2}$$

用欧拉角表示旋转矩阵${}^{A}_{B}\boldsymbol{R}$,如式(3)所示。其中 α、β 和 γ 是坐标系旋转欧拉角。

$${}^{A}_{B}\boldsymbol{R}_{zyx}(\alpha,\beta,\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\beta & \cos\gamma\sin\alpha\sin\beta - \cos\alpha\sin\gamma & \sin\alpha\sin\gamma + \cos\alpha\cos\gamma\sin\beta \\ \cos\beta\sin\gamma & \cos\alpha\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma\sin\beta & \cos\alpha\sin\gamma\sin\beta - \cos\gamma\sin\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta\sin\alpha & \cos\alpha\cos\beta \end{bmatrix} \tag{3}$$

激光测距传感器在进行俯仰扫描过程中,坐标系{A}偏离固定坐标系{A^*}。由图 2 坐标系相对位置关系的定义可知,{A}与{A^*}原点重合,X 轴方向一致。设在俯仰扫描过程中{A}绕 X 轴偏离{A^*}的角度为 θ,则从{A}到{A^*}的旋转矩阵可表示为

$${}^{A^*}_{A}\boldsymbol{R}(X,\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{4}$$

$${}^{A^*}\boldsymbol{P} = {}^{A^*}_{A}\boldsymbol{R}\,{}^{A}\boldsymbol{P} \tag{5}$$

将式(2)代入式(5)得到空间任意一点从二维激光坐标系的坐标值到固定坐标系中坐标值变换关系为

$${}^{A^*}\boldsymbol{P} = {}^{A^*}_{A}\boldsymbol{R}({}^{A}_{B}\boldsymbol{R}\,{}^{B}\boldsymbol{P} + {}^{A}\boldsymbol{P}_{BO}) \tag{6}$$

即得三维激光扫描系统设计的三维坐标算法为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}^{A^*} = {}^{A^*}_{A}\boldsymbol{R}\left[{}^{A}_{B}\boldsymbol{R}_{zxy}(\alpha,\beta,\gamma) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}^{B} + \begin{bmatrix} T_X \\ T_Y \\ T_Z \end{bmatrix}^{A} \right] \tag{7}$$

旋转矩阵${}^{A^*}_{A}\boldsymbol{R}$中绕 X_A 轴旋转的 θ 角为已知量;X、Y 和 Z 为圆孔中心点在测量系统坐标系{A^*}中的三维坐标值;T_X、T_Y 和 T_Z 为激光测距传感器发射点光心点 O_B 相对于旋转轴中心点 O_A 的位置参数。

将式(7)展开可得到(X,Y,Z)$^{\mathrm{T}}$的参数表达式:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x\cos\gamma\cos\beta + y(\cos\gamma\sin\alpha\sin\beta - \cos\alpha\sin\gamma) + T_X \\ \cos\theta[x\cos\beta\sin\gamma + y(\cos\alpha\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma\sin\beta) + T_Y] - \sin\theta(-x\sin\beta + y\cos\beta\sin\alpha + T_Z) \\ \sin\theta[x\cos\beta\sin\gamma + y(\cos\alpha\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma\sin\beta) + T_Y] + \cos\theta(-x\sin\beta + y\cos\beta\sin\alpha + T_Z) \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中:(x,y)$^{\mathrm{T}}$为通过式(1)得到的被测物体在二维激光测距仪坐标系{B}中的原始测量量;(X,Y,Z)$^{\mathrm{T}}$为其在最终固定坐标系{A^*}中的坐标值,用于构建最终的地图信息。从原始测量信息计算地图坐标信息需要用到表征坐标系{B}与坐标系{A}关系的位姿量(α,β,γ,T_X,T_Y,T_Z)$^{\mathrm{T}}$以及表征坐标系{A^*}与坐标系{A}关系的旋转角度 θ。θ 可由步进电机的步距角精确得到,而(α,β,γ,T_X,T_Y,T_Z)$^{\mathrm{T}}$则与三维激光扫描系统设计制造和装配相关。由于机械零件制造精度和系统装配精度的误差影响,真实系统的(α,β,γ,T_X,T_Y,T_Z)$^{\mathrm{T}}$会偏离其设计值,大大影响三维扫描系统的测量精度,因此有必要构建可靠的实验系统及计算方法对其进行参数标定,提高三维激光扫描系统的最终测量精度。

北航学报 赠阅

2　参数标定

2.1　标定实验系统设计

标定实验系统设计如图 4 所示,由精密滑台和标定板组成。标定通常需要对已知参数特征物体进行测量,利用对特征物体的实际测量结果与理论结果之间的误差校正计算测量系统的参数。本文采用了一种类似视觉校正标定板的标定系统,在平面标定板上利用圆形通孔作为特征形状,根据扫描深度值不同区分落在标定板上的激光点和圆孔内的激光点,最后提取圆孔中心点的坐标作为参数标定所用的特征点位置。标定板的设计如图 5 所示,共有 6 个行列相错的圆孔,提供了 x、z 坐标值的相互差异的 6 个特征点,d_x、d_z 分别代表标定板上 X 轴和 Z 轴方向的几何尺寸。而标定板能够在精密滑台上移动特定距离,形成新的一组特征点测量,与原有特征点在 y 坐标上具有互异性,从而使得标定实验特征点集在 X、Y 和 Z 方向上形成具有特定已知分布结构的组群。在标定实验中,标定板垂直于精密滑台移动平面,需要将标定板平面与图 2 中旋转轴在空间上保证平行。

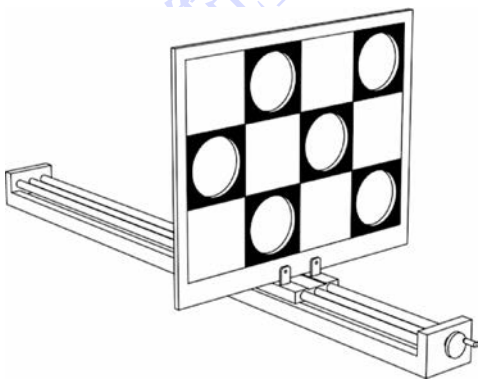


图 4　标定实验系统

Fig. 4　Calibration experimental system

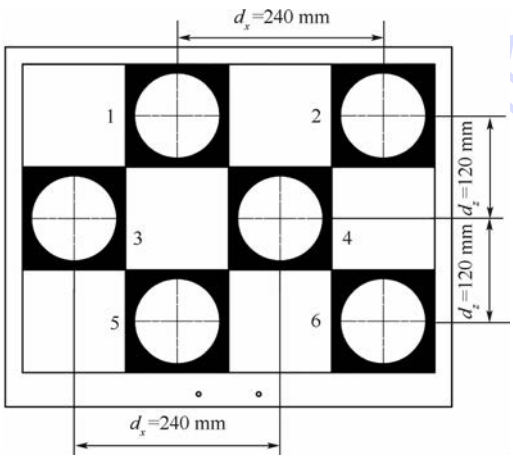


图 5　标定板示意图

Fig. 5　Schematic of calibration plate

提取特征点的方法如下:

1) 图 6(a)为激光测距传感器单次扫描得到的拟合点。二维激光测距传感器的原始测量值根据式(1)可得,因此可以得到该扫描线上所有点在坐标系 $\{B\}$ 中的坐标值。

2) 图 6(b)为激光测距传感器俯仰扫描得到的平面拟合点。三维激光扫描系统通过控制步进电机驱动激光测距传感器进行俯仰扫描,得到标定板平面的所有扫描点值。同样可以根据式(1)得到标定板平面上所有拟合点在坐标系 $\{B\}$ 中的坐标值。

3) 图 6(c)为提取圆孔中心点的坐标值。通过平行扫描线上落入某孔径的扫描点个数判定通过圆孔中心的扫描线,因此可以得到圆孔中心点的坐标值。

4) 图 6(d)为通过精密滑台移动标定板获得多组标定实验数据,d_y 表示在 Y 轴方向的几何尺寸。重复上述步骤得到标定板在不同位置时的多组圆孔中心点的坐标值,形成最终的特征点集。

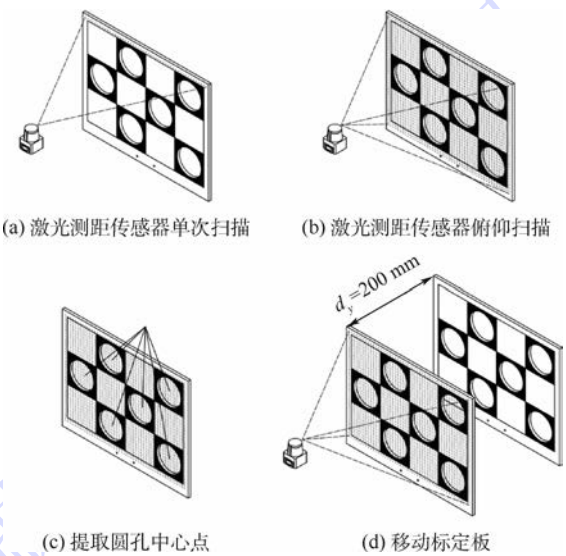


图 6　标定过程原理图

Fig. 6　Schematic diagram of calibration process

2.2　标定算法

标定算法的目的是根据 2.1 节中特征点的测量值对式(8)中的系统参数 $(\alpha,\beta,\gamma,T_X,T_Y,T_Z)^{\mathrm{T}}$ 进行校正以提高系统的测量精度。设在实验中共有 n 个特征点,则由 2.1 节算法可得到在坐标系 $\{B\}$ 中对 n 个特征点的坐标值,标记为 $\{x_i,y_i\}^{\mathrm{T}}$ $(i=1,2,\cdots,n)$。设第 1 组测量中标定板左上角圆孔中心对应的特征点在坐标系 $\{A^*\}$ 中的坐标值为 $(X_0,Y_0,Z_0)^{\mathrm{T}}$。若共做了 2 组标定测量,则对应产生 12 组特征点,其在坐标系 $\{A^*\}$ 中的理论坐标值为

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}(X_1,Y_1,Z_1)^{\mathrm{T}}=(X_0,Y_0,Z_0)^{\mathrm{T}}\\(X_2,Y_2,Z_2)^{\mathrm{T}}=(X_0+d_x,Y_0,Z_0)^{\mathrm{T}}\\(X_3,Y_3,Z_3)^{\mathrm{T}}=(X_0-0.5d_x,Y_0,Z_0-d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_4,Y_4,Z_4)^{\mathrm{T}}=(X_0+0.5d_x,Y_0,Z_0-d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_5,Y_5,Z_5)^{\mathrm{T}}=(X_0,Y_0,Z_0-2d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_6,Y_6,Z_6)^{\mathrm{T}}=(X_0+d_x,Y_0,Z_0-2d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_7,Y_7,Z_7)^{\mathrm{T}}=(X_0,Y_0+d_y,Z_0)^{\mathrm{T}}\\(X_8,Y_8,Z_8)^{\mathrm{T}}=(X_0+d_x,Y_0+d_y,Z_0)^{\mathrm{T}}\\(X_9,Y_9,Z_9)^{\mathrm{T}}=(X_0-0.5d_x,Y_0+d_y,Z_0-d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_{10},Y_{10},Z_{10})^{\mathrm{T}}=(X_0+0.5d_x,Y_0+d_y,Z_0-d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_{11},Y_{11},Z_{11})^{\mathrm{T}}=(X_0,Y_0+d_y,Z_0-2d_z)^{\mathrm{T}}\\(X_{12},Y_{12},Z_{12})^{\mathrm{T}}=(X_0+d_x,Y_0+d_y,Z_0-2d_z)^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{9}$$

则标定算法即为寻找最优的$(\alpha,\beta,\gamma,T_X,T_Y,T_Z)^{\mathrm{T}}$和$(X_0,Y_0,Z_0)^{\mathrm{T}}$使特征点在坐标系$\{A^*\}$中坐标的测量值与理论值误差最小，即求解式(10)所示的最优解问题：

$$\min_{(\alpha,\beta,\gamma,T_X,T_Y,T_Z,X_0,Y_0,Z_0)^{\mathrm{T}}}\sum_{i=1}^{n}(E_{X_i}+E_{Y_i}+E_{Z_i})$$

$$\begin{cases}E_{X_i}=[x_i\cos\gamma\cos\beta+y_i(\cos\gamma\sin\alpha\sin\beta-\cos\alpha\sin\gamma)+T_X-X_i]^2\\E_{Y_i}=\{\cos\theta_i[x_i\cos\beta\sin\gamma+y_i(\cos\alpha\cos\gamma+\sin\alpha\sin\gamma\sin\beta)+T_Y]-\sin\theta_i\cdot(-x_i\sin\beta+y_i\cos\beta\sin\alpha+T_Z)-Y_i\}^2\\E_{Z_i}=\{\sin\theta_i[x_i\cos\beta\sin\gamma+y_i(\cos\alpha\cos\gamma+\sin\alpha\sin\gamma\sin\beta)+T_Y]+\cos\theta_i\cdot(-x_i\sin\beta+y_i\cos\beta\sin\alpha+T_Z)-Z_i\}^2\end{cases}\tag{10}$$

式(10)为典型的非线性最小二乘法优化求解问题，E_{X_i}、E_{Y_i}、E_{Z_i}分别为在X、Y、Z方向测量值与理论值的误差。本文采用基于文献[20]的Direct全局优化算法，设定优化量的上下界值，迭代求得参数的全局最优解。

3 标定实验及结果分析

3.1 系统硬件

三维激光扫描系统构成如图7所示，底层运动控制板驱动由二维激光测距传感器和旋转云台组成的三维激光扫描系统，并将扫描获取的数据处理储存至计算机，形成完整的三维扫描图。三维激光扫描系统的组成由HOKUYO UST-10LX二维激光测距传感器、军达腾飞JDXZ-100高精度旋转云台和NI myRIO嵌入式开发板、同步带和相关机械零部件组成。标定实验系统由精密滑台和镂空一定数量圆孔的标定板组成。激光测距传感器扫描面水平扫描范围为270°，水平扫描采样间隔为0.25°，最大有效测距范围是0.06～10 m。理想情况下激光测距传感器可完成任意俯仰角度的旋转，云台由NI myRIO嵌入式开发板控制的步进电机驱动，转动分辨率达0.001°，为了与水平扫描采样间隔相匹配，本实验设定俯仰扫描采样间隔为0.15°。

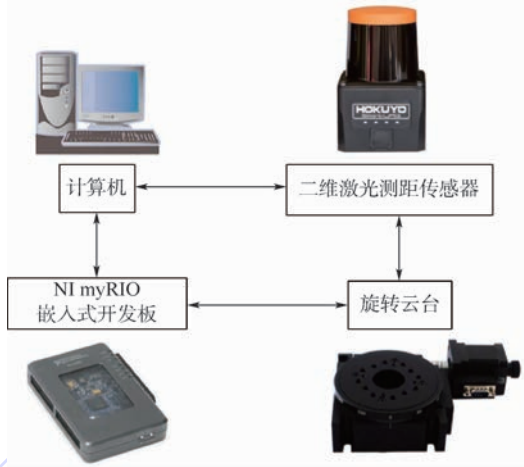


图7 三维激光扫描系统构成示意图

Fig. 7 Structure diagram of 3D laser scanning system

搭载此系统的是一台加拿大DrRobot公司生产的捷豹4驱轮形机器人(Jaguar-4×4-Wheel)，是一款适用于全地形室内外的移动机器人。

3.2 标定实验

标定算法流程如图8所示，三维激光扫描系统标定现场如图9所示。镂空圆孔标定板安装在NHK90手动精密滑台上，棋盘方格尺寸为12 cm×12 cm，在黑色棋盘格中镂空一定数量且相对位置关系已知的圆孔，镂空圆孔直径为10 cm。标定板距激光测距传感器为2.0 m。当采集完2.0 m处的数据后，移动精密滑台使标定板距激光测距传感器2.2 m处，再采集2.2 m处的数据。

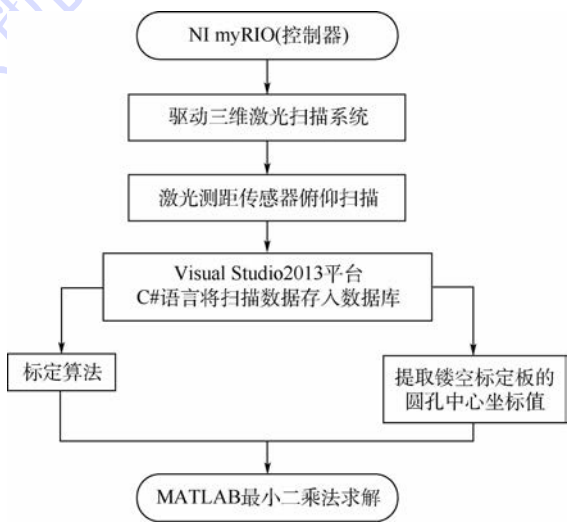


图8 标定算法流程框图

Fig. 8 Flowchart of calibration algorithm

在 2.0 m 和 2.2 m 采集的各 6 个圆孔中心标记点在坐标系{B}中的测量数据如表 1 所示。

初始值和上下边界值如表 2 所示,初始值设为标定参数的理论值。其中 T_Y 值为 50 mm,是激光测距传感器安装位置与旋转轴的理论距离值,考虑激光测距传感器的测距精度,X 和 Y 上下界是以 40 mm 为基准,考虑制造精度和安装精度,Z、T_X、T_Y 和 T_Z 上下界以 5 mm 为基准,α、β 和 γ 上下界以 2°为基准。

图 9　三维激光扫描系统标定现场

Fig. 9　Scence of 3D laser scanning system calibration

表 1　圆孔中心点坐标值

Table 1　Coordinate value of circular hole center point

标记点	2.0 m 处圆孔中心坐标值/mm	标记点	2.2 m 处圆孔中心坐标值/mm
1	(208.90,2015.86,0)	7	(203.33,2225.31,0)
2	(451.83,2025.42,0)	8	(450.04,2230.17,0)
3	(93.47,2011.62,0)	9	(90.09,2214.50,0)
4	(340.23,2022.84,0)	10	(337.90,2220.12,0)
5	(208.96,2016.36,0)	11	(203.61,2225.30,0)
6	(452.58,2029.35,0)	12	(450.22,2229.64,0)

表 2　未知量初始值和上下边界值

Table 2　Initial value and upper and lower boundary value of unknown variables

标定参数	初始值	下界值	上界值
X/mm	208.90	168.90	248.90
Y/mm	2065.86	2025.86	2105.86
Z/mm	0	−5	5
α/(°)	0	−2	2
β/(°)	0	−2	2
γ/(°)	0	−2	2
T_X/mm	0	−5	5
T_Y/mm	50	45	55
T_Z/mm	0	−5	5

3.3　标定结果分析

标定实验完成后得到如表 1 所示的 12 个圆孔中心标记点的坐标值,将数据代入到标定算法中在 MATLAB 中进行最小二乘法求解参数,得到的标定结果如表 3 所示。

12 个标记点的 X、Y 和 Z 方向上的均值标准差柱状图如图 10 所示。X 方向的平均偏差值为 3.66 mm,标准差为 3.17 mm。Y 方向的平均偏差值为 4.76 mm,标准差为 3.11 mm。Z 方向的平均偏差值为 4.56 mm,标准差为 2.85 mm。

激光测距传感器在 2 m 处 X 方向点云之间的间隔值为 8.73 mm;Y 方向点云之间的间隔值在 10 mm 内;Z 方向点云之间的间隔值为 5.24 mm。则参数标记的标记点重投影误差分析如表 4 所示,平均误差值小于扫描系统在此距离处的分辨率。

表 3　标定结果

Table 3　Calibration results

标定参数	数　值
X/mm	212.35
Y/mm	2 055.97
Z/mm	−2.82
α/(°)	0.011
β/(°)	−0.091
γ/(°)	0
T_X/mm	1.34
T_Y/mm	45.01
T_Z/mm	4.96

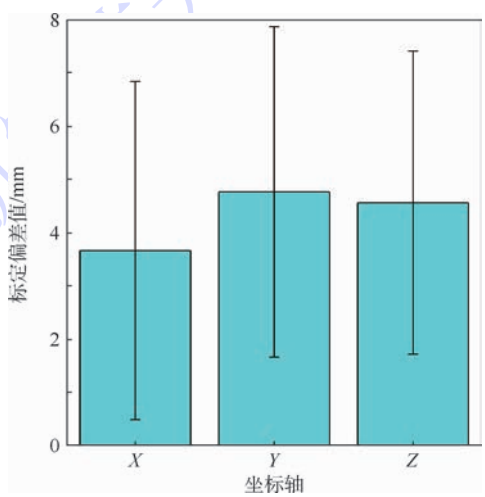


图 10　均值标准差柱状图

Fig. 10　Histogram of mean and standard deviation

表 4　重投影误差

Table 4　Reprojection error

轴方向	X 方向	Y 方向	Z 方向
平均重投影误差/pixel	0.42	0.48	0.87

北航学报 赠阅

4 实际扫描场景测试

为了验证三维激光扫描系统的性能，在实验室放置胶桶和纸箱作为被扫描对象。利用三维激光扫描系统对图 11 所示的实际场景进行扫描测量。实验中，激光测距传感器的测量距离范围设为 1 300 ~ 2 500 mm，激光水平扫描范围设为 80° ~ 100°。提取出实物与周围环境的点云图，可以获取实物在周围环境中的相对位置信息。

实验所生成的点云如图 12 所示，关键尺寸的三维扫描测量误差依次为 5.77，6.60，0.04，6.80 mm，平均误差为 4.80 mm。为比较所设计三维激光扫描系统与其使用的二维激光扫描仪的测量精度，在距离为2 m处进行了100次二维激光扫描实验，计算得二维激光扫描仪平均测量误差为 4.84 mm，与三维激光扫描系统几乎一致。由此可知，本文的三维扫描系统机械设计合理，系统标定精确，产生的三维测量误差主要由所使用的二维激光扫描仪精度所决定。

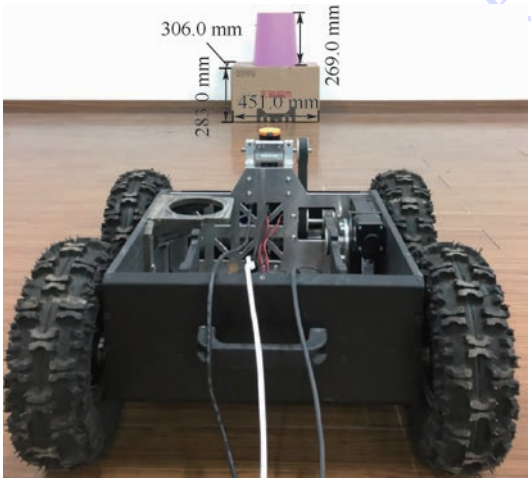


图 11 实物扫描测试

Fig. 11 Physical scanning test

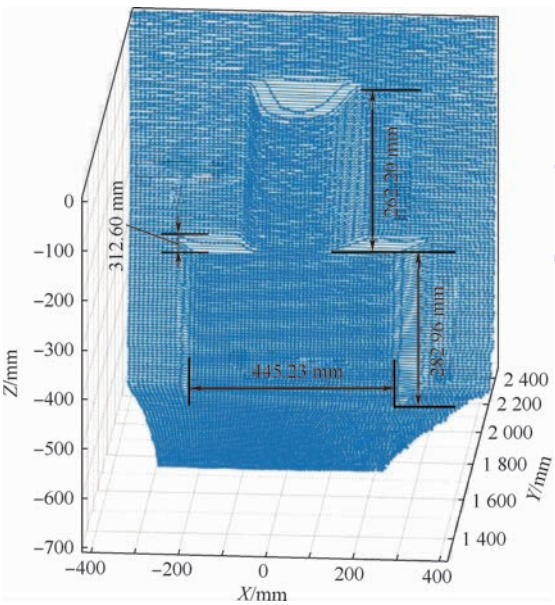


图 12 实物点云图

Fig. 12 Contour of physical point

引入无单位量纲 K 来评估三维扫描系统的测量精度，K 值越小表征三维激光扫描精度越高。

$$K = \frac{M_e}{M_d} \tag{11}$$

式中：M_e 为测量误差；M_d 为测量距离。

将本文的激光测距传感器相关性能参数以及三维扫描误差和其他文献进行对比（见表 5），所设计和标定的三维激光系统能够达到相对高的测量精度，证明了本文系统设计和参数标定方法的合理性和可靠性。

表 5 三维激光扫描系统误差对比

Table 5 Comparison of 3D laser scanning system error

Laser 型号	最大测距/m	测量距离/m	测量误差/mm	测量精度/‰
UST-10LX	10	2	6.80	3.40
SICK-LMS100[12]	20	1	7.9	7.90
DLS-C15[21]	150	2	8.1	4.05
SICK-LMS221[22]	80	8.19	30	3.66

5 结 论

本文设计了一套由高精度旋转云台和小型二维激光测距传感器组成的三维激光扫描系统，通过步进电机控制云台精细动作来实现激光测距传感器的俯仰扫描。另外，本文采用了一种新型镂空圆孔标定板作为标定对象，并设计相关实验以完成对三维激光扫描系统进行精确标定。

1）在移动机器人平台上搭载此系统获取室内周边环境的空间三维信息，实验结果表明，三维激光扫描系统获取周围三维信息的精度较高，且整个系统设计方案成本低廉、结构简单轻便，为移动机器人动态地图构建技术提供了重要的外部环境感知工具。

2）实物表面点云数据存在少量噪声点，这是由激光测距传感器的测量噪声所引起的。

下一步将通过点云的预处理进行噪声点的滤除以进一步提高系统的测量性能。

参考文献（References）

[1] HUANG H，BRENNER C，SESTER M. A generative statistical approach to automatic 3D building roof reconstruction from laser scanning data[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Re-

北航学报 赠阅

mote Sensing,2013,79(5):29-43.

[2] VANEGAS C A,ALIAGA D G,BENES B. Automatic extraction of Manhattan-World building masses from 3D laser range scans [J]. Transactions on Visualization and Computer Graphics,2012,18(10):1627-1637.

[3] JR O C B,MIZUSHIMA A,ISHII K,et al. Development of an autonomous navigation system using a two-dimensional laser scanner in an orchard application[J]. Biosystems Engineering,2007,96(2):139-149.

[4] USAMENTIAGA R,MOLLEDA J,GARCIA D F. Fast and robust laser stripe extraction for 3D reconstruction in industrial environments[J]. Machine Vision and Applications,2012,23(1):179-196.

[5] 王曾兰. 基于二维激光雷达数据的三维重建研究[D]. 沈阳:东北大学,2013:13-17.
WANG Z L. Three dimensional reconstruction based on two dimensional laser radar data[D]. Shenyang:Northeastern University,2013:13-17(in Chinese).

[6] WANG Y K,HUO J,WANG X S. A real-time robotic indoor 3D mapping system using duel 2D laser range finders[C]// The 33rd Chinese Control Conference. Nanjing:Shanghai System Science Press,2014:8542-8546.

[7] 海智渊. 激光 3D 导航系统设计与研究[D]. 长春:长春理工大学,2014:7-13.
HAI Z Y. Design and research on 3D laser navigation system [D]. Changchun:Changchun University of Science and Technology,2014:7-13(in Chinese).

[8] 陈辉,马世伟,NUECHTER A. 基于激光扫描和 SFM 的非同步点云三维重构方法[J]. 仪器仪表学报,2016,17(5):1148-1157.
CHEN H,MA S W,NUECHTER A. Non-synchronous point cloud algorithm for 3D reconstruction based on laser scanning and SFM[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2016,17(5):1148-1157(in Chinese).

[9] 赵煦. 基于地面激光扫描点云数据的三维重建方法研究[D]. 武汉:武汉大学,2010:18-22.
ZHAO X. Research on 3D reconstruction of point cloud from terrestrial laser scanning [D]. Wuhan:Wuhan University,2010:18-22(in Chinese).

[10] 曾齐红. 机载激光雷达点云数据处理与建筑物三维重建[D]. 上海:上海大学,2009:67-75.
ZENG Q H. Airborne lidar point cloud data processing and 3D building reconstruction [D]. Shanghai:Shanghai University,2009:67-75(in Chinese).

[11] SURMANN H,NUCHTER A,HERTZBERG J. An autonomous mobile robot with a 3D laser range finder for 3D exploration and digitalization of indoor environments[J]. Robotics and Autonomous Systems,2003,45(3-4):181-198.

[12] CHOU Y S,LIU J S. A robotic indoor 3D mapping system using a 2D laser range finder mounted on a rotating four-bar linkage of a mobile platform[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems,2013,10(1):1-10.

[13] 项志宇. 快速三维扫描激光雷达的设计及其系统标定[J]. 浙江大学学报(工学版),2006,40(12):2130-2133.
XIANG Z Y. Fast 3D scanning laser radar system design and calibration[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science),2006,40(12):2130-2133(in Chinese).

[14] 曹双倩,袁培江,陈冬冬,等. 激光测距传感器光束矢向和零点位置标定方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(6):1321-1327.
CAO S Q,YUAN P J,CHEN D D,et al. Calibration method for laser beam direction and zero point of laser displacement sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(6):1321-1327(in Chinese).

[15] 范明争,韩先国. 基于标定及补偿提高串联机器人定位精度方法[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(1):176-183.
FAN M Z,HAN X G. Precision improvement method for serial robot localization based on a new calibration and compensation strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(1):176-183(in Chinese).

[16] 郭扬,杜正春,姚振强. 大尺寸三维激光测量系统标定方法[J]. 上海交通大学学报,2012,46(2):223-227.
GUO Y,DU Z C,YAO Z Q. Calibration of a large-scale 3D laser measurement system[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2012,46(2):223-227(in Chinese).

[17] 付梦印,李超,王美玲,等. 基于机器人激光测距数据的三维扫描系统的设计与实现[J]. 仪器仪表学报,2008,29(4):434-438.
FU M Y,LI C,WANG M L,et al. A 3D scanning system based on range data from mobile robot's laser scanner[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2008,29(4):434-438(in Chinese).

[18] ZHUANG Y,YAN F,HU H. Automatic extrinsic self-calibration for fusing data from monocular vision and 3-D laser scanner [J]. Transactions on Instrumentation and Measurement,2014,63(7):1874-1876.

[19] 熊有伦. 机器人技术基础[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2011:16-26.
XIONG Y L. Robot technology foundation[M]. Wuhan:Huazhong University of Science and Technology Press,2011:16-26(in Chinese).

[20] RENFRO C. Encyclopedia of optimization[J]. Reference Reviews,2009,584(4):31-52.

[21] 刘钦,刘桂华,罗颖,等. 基于一维激光测距仪和云台的场景三维重建[J]. 工具技术,2011,45(11):76-79.
LIU Q,LIU G H,LUO Y,et al. Three-dimensional reconstruction scene algorithm based on one-dimensional laser ranger and pan-tilt[J]. Tool Engineering,2011,45(11):76-79(in Chinese).

[22] 李赣华. 基于摄像机和二维激光测距仪的三维建模关键技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006:98-99.
LI G H. Key technologies for 3D model construction using camera and 2D laser range finder[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2006:98-99(in Chinese).

北航学报 赠阅

作者简介：

蔡军 男，硕士研究生。主要研究方向：移动机器人三维环境建模和自主导航。

赵原 男，学士。主要研究方向：机械自动化设计。

李宇豪 男，学士。主要研究方向：移动机器人路径规划。

解杨敏 女，博士，讲师，硕士生导师。主要研究方向：移动机器人技术、控制理论及其应用。

A 3D laser scanning system design and parameter calibration

CAI Jun, ZHAO Yuan, LI Yuhao, XIE Yangmin*

(Shanghai Key Laboratory of Intelligent Manufacturing and Robotics, School of Mechatronics Engineering and Automation, Shanghai University, Shanghai 200444, China)

Abstract: Dynamic environment map construction technology based on 3D laser scanning system has been served as one of the important intelligent perception technologies for mobile robots. The design and calibration of 3D laser scanning system place a decisive influence on the accuracy of the constructed environment model. For implementation on low cost and miniaturization of 3D laser scanning system for small mobile robots, a 3D laser scanning system composed of high precision rotating cloud platform and small 2D laser ranging sensor is designed, and a new system parameter calibration method is proposed to improve the accuracy of 3D scanning measurement. A hollow circular hole calibration plate was used as the calibration object to capture the 3D scanning features automatically and accurately. The parameters of the 3D laser scanning system were then optimized with a nonlinear least square algorithm. The experimental results demonstrate that the designed 3D laser scanning system can accurately capture the 3D information of the surrounding environment, which realizes the 3D scanning data technique for high-quality environment modeling with a relatively low cost.

Keywords: mobile robots; 2D laser ranging sensor; 3D laser scanning system; calibration plate design; parameter calibration

Received: 2018-01-12; **Accepted**: 2018-04-13; **Published online**: 2018-06-19 08:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180615.0949.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61503234)

* **Corresponding author**. E-mail: xieym@shu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0007

FTN 传输条件下极化码帧间物理层安全结构设计

张晨宇, 刘荣科*
(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 极化码是适用于物理层 wiretap 信道安全模型的一种编码方式,针对在超奈奎斯特(FTN)条件下传输的极化码,设计了一种无需获知窃听信道信噪比(SNR)的帧间链式加密的安全结构。通过混淆结构将对合法接收端可靠而对非法窃听端阻塞的码元进行扩散,利用物理层主信道和窃听信道的差异,在每一帧中生成主信道可译而窃听信道不可译的密钥序列,对下一帧进行加密,实现安全容量的帧间传输。仿真结果显示,在 FTN 加速场景和窃听信道 SNR 相对于主信道波动的前提下,提出的极化码帧间安全结构可在 wiretap 信道的平均信道退化程度为0 dB时实现信息的安全传输。

关 键 词: 极化码; wiretap 信道; 超奈奎斯特(FTN); 物理层; 帧间安全结构
中图分类号: TN918
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2217-07

wiretap 信道[1]是衡量物理层安全的重要模型。在 wiretap 信道中,发送者 Alice 和合法接收者 Bob 之间的主信道相对于 Alice 与窃听者 Eve 之间的窃听信道拥有更良好的信道条件,这也称为窃听信道相对主信道退化。窃听信道的退化使得主信道和窃听信道的信息容量出现差值,实现物理层安全传输的手段在于将信息容量差值转化为秘密信息的传输容量。极化编码[2]是匹配 wiretap 信道物理层安全传输场景的编码方法之一。通过极化过程,在码长趋于无限时,极化码的一部分码字趋于无噪,可以被接收端正确译出,称为信息集;另一部分码字趋于全噪,在接收端不可译,只用于传输收发双方已知的冻结集。在 wiretap 模型中,由于信道退化,窃听者 Eve 的信息集是合法接收者 Bob 信息集的子集。

Mahdavifar 和 Vardy 最早提出 Bob 信息集和 Eve 冻结集的交集可以被用于传输秘密信息[3-4]。在 Mahdavifar 的模型中,极化编码后的信息被分为 3 部分,对 Bob 和 Eve 都趋于无噪的码元用于传输随机噪声,对 Bob 趋于无噪而对 Eve 趋于全噪的码元用于传输秘密信息,而对 Bob 全噪的码元被设定为冻结集。Sasoglu 和 Vardy 最早提出了在帧与帧之间复制秘密信息位以达到信息论强安全性标准[5]。Wei 和 Ulukus 将极化码的安全传输方法扩展应用到多用户场景中[6]。Si 等[7]针对双状态二进制对称信道(Binary Symmetric Channel,BSC)提出了极化码的复合编码方法,实现了在 2 种可能状态条件下的安全信息集译码。Youngsik 等[8]和 Zhao 等[9]分别提出了 Hash 加密算法和帧间混沌加密算法。

在本文中,一种基于窃听端误码扩散的混淆结构[10]将被优化改进并用于帧间加密。本文假设的信道模型是超奈奎斯特(Faster-Than-Nyquist,FTN)码间串扰条件[11-12]下的加性高斯噪声 wiretap 信道。在本文提出的模型中,收发双方无需知道窃听端的信噪比(SNR)。对于 Bob 的无

收稿日期: 2018-01-08; **录用日期**: 2018-04-08; **网络出版时间**: 2018-05-03 10:00
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1706.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (91438116)
* **通信作者**. E-mail: rongke_liu@buaa.edu.cn

引用格式: *张晨宇, 刘荣科. FTN 传输条件下极化码帧间物理层安全结构设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2217-2223. ZHANG C Y, LIU R K. Inter-block physical layer security structure design for polar code under FTN transmission[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2217-2223 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

噪码元亦可用于传递秘密信息，相对于 Mahdavifar 模型拥有更高的码率和更高的频谱利用率，并且可在负安全容量条件下传输秘密信息。

1 系统模型

FTN 传输条件下极化码帧间物理层安全系统结构如图 1 所示。

发送端有混淆加密、极化编码和 FTN 成型 3 个步骤，同时 2 个存储器分别用于存储本帧的密钥和前帧的密钥信息。

图 1 中 $\boldsymbol{K}_{ia}$ 为发送端 Alice 在第 i 帧所使用密钥，$\boldsymbol{K}_{ia[\mathrm{Bob}]}$ 为接收端 Bob 在第 i 帧对应使用的解密密钥。在下文中，Alice 信息源码元序列表示为 $[\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}},\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}]$，其中 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$ 为计划进行混淆加密的信息码元，$\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 为随机噪声码元，不用于传输机密信息。经过混淆加密后发送端的码元记为 $[\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}},\boldsymbol{U}'_{\mathrm{s}}]$。极化编码后的码元记为 $\boldsymbol{X}$。Bob 接收的信号记为 $\boldsymbol{Y}$，FTN 码间串扰均衡和极化译码之后[12]的码元序列记为 $[\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}[\mathrm{Bob}]},\boldsymbol{U}'_{\mathrm{s}[\mathrm{Bob}]}]$，其中 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}[\mathrm{Bob}]}$ 为接收的随机噪声码元，$\boldsymbol{U}'_{\mathrm{s}[\mathrm{Bob}]}$ 为解混淆译码之前的信息码元。Bob 在解混淆译码之后最终获得的信息为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}[\mathrm{Bob}]}$。

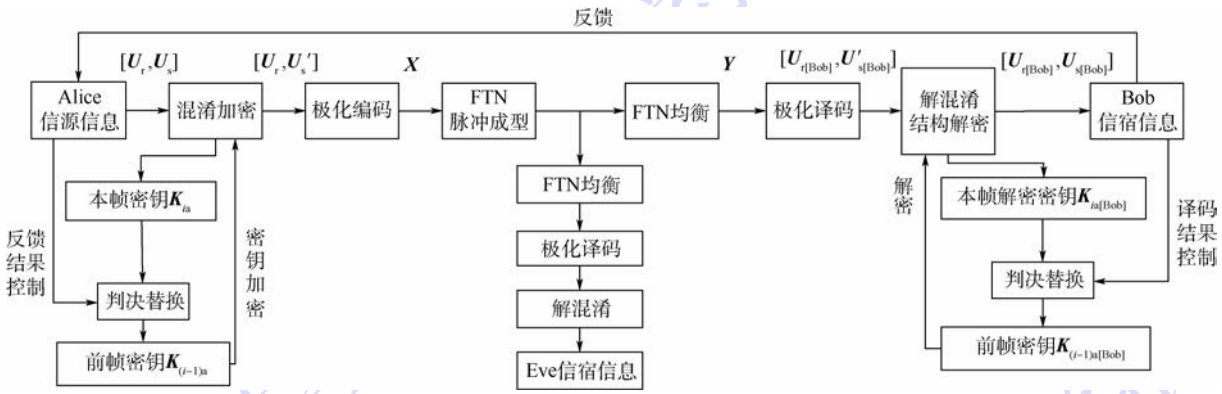


图 1 基于极化码和 FTN 传输的帧间物理层安全系统

Fig. 1 Inter-block physical layer security system based on polar code and FTN

2 极化码帧间物理层混淆算法

2.1 码元分集

在极化码中，$G(W_{\mathrm{Bob}})$ 和 $B(W_{\mathrm{Bob}})$ 分别为主信道的信息位和冻结集，$\mathrm{SNR}_{\mathrm{Bob}}$ 为主信道信噪比，$P_{\mathrm{Bob}}(i)$ 为在该信噪比条件下传输的第 i 个编码码元的估计错误概率。有关系式：

$$\begin{cases} G(W_{\mathrm{Bob}}) = \{i \in [1,N], P_{\mathrm{Bob}}(i) < \delta_{\mathrm{Bob}}\} \\ B(W_{\mathrm{Bob}}) = \{i \in [1,N], P_{\mathrm{Bob}}(i) \geqslant \delta_{\mathrm{Bob}}\} \end{cases} \tag{1}$$

式中：δ_{Bob} 为主信道信息位的门限；N 为极化码码长。

在极化码中，每个码元的估计错误概率依赖于信道状态，在主信道的信噪比被 Alice 和 Bob 获知时，Bob 的信息位 $G(W_{\mathrm{Bob}})$ 和冻结集 $B(W_{\mathrm{Bob}})$ 可被相对准确地划分。然而由于窃听者不会向合法收发对透露自己的信道信息，窃听者的信息位 $G(W_{\mathrm{Eve}})$ 和冻结集 $B(W_{\mathrm{Eve}})$ 无法被合法收发对准确划分，因此使用 $G(W_{\mathrm{Bob}}) \cap B(W_{\mathrm{Eve}})$ 传输保密信息的方案[3]无法实现。本文提出一种新的码元划分方法，步骤如下：

步骤 1 在不知道窃听信道信噪比的前提下，发送端和接收端假设窃听端的信噪比为 $\mathrm{SNR}_{\mathrm{Eve(est)}}$。

步骤 2 对码元进行编号，首先依据主信道信噪比 $\mathrm{SNR}_{\mathrm{Bob}}$ 进行高斯密度进化，按照估计错误概率 $P_{\mathrm{Bob}}(i)$ 从低到高对 $G(W_{\mathrm{Bob}})$ 内的码元进行排序，将排序后码元的编号序列记为 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Bob}}$。

步骤 3 按照估计的窃听信道信噪比 $\mathrm{SNR}_{\mathrm{Eve(est)}}$ 再次使用高斯密度进化，按照计算出的估计错误概率 $P_{\mathrm{Eve(est)}}(i)$ 从低到高对码元进行排序，并将排序结果从第 1 位开始截取和 $G(W_{\mathrm{Bob}})$ 相同长度的码元，将排序并截取后的码元编号序列记为 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Eve(est)}}$。

步骤 4 从第 1 位开始逐位比较 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Bob}}$ 和 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Eve(est)}}$，若 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Bob}}(i) = \mathrm{Rank}_{\mathrm{Eve(est)}}(i)$，则主信道信息位 $G(W_{\mathrm{Bob}})$ 的第 $\mathrm{Rank}_{\mathrm{Bob}}(i)$ 个码元将输入混淆加密结构，其余的码元用于传输随机噪声。

图 2 是长为 256 的码元，在主信道信噪比为 5 dB，信息位门限 $\delta_{\mathrm{Bob}} = 10^{-5}$，窃听信道实际信噪比为 3 dB 时进行上述码元分集后，混淆加密结构中码元（红色）对主信道和窃听信道的估计错误概率。从图 2 可得，尽管 Alice 和 Bob 未知窃听信道信噪比，通过本节所述的分集方法仍然能将大

北航学报 赠阅

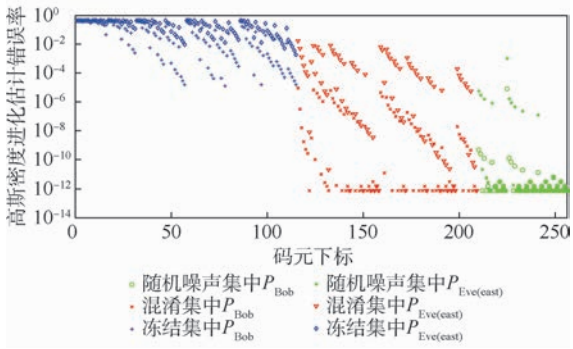


图 2　码元分集示例

Fig. 2　An example of bit classification for polar code

多数对主信道低噪而对窃听信道高噪的码元归入混淆加密集 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$。窃听信道中的误码可以通过混淆加密集进行误码扩散,从而保证主信道的安全传输。

2.2　混淆加密

帧间混淆加密结构如图 3 所示,输入的混淆集需要经过密钥异或,序列内部依次异或,随机交织器和两步非线性混淆,最后通过轮判决器判决是否输出进行编码。混淆加密的详细过程如下所示:

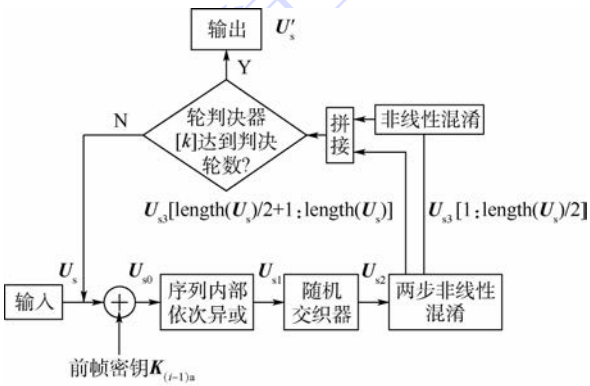


图 3　混淆加密结构

Fig. 3　Structure of scrambling-encryption module

输入的码元序列 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$ 与前帧密钥 $\boldsymbol{K}_{(i-1)\mathrm{a}}$ 进行异或,假设本帧密钥的长度为 length($\boldsymbol{K}_{\mathrm{a}}$),则

$$\begin{cases}\boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}(1:\mathrm{length}\ (\boldsymbol{K}_{\mathrm{a}})) = \\ \quad \boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}(1:\mathrm{length}(\boldsymbol{K}_{\mathrm{a}})) \oplus \boldsymbol{K}_{(i-1)\mathrm{a}} \\ \boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}(\mathrm{length}(\boldsymbol{K}_{\mathrm{a}})+1:\mathrm{end}) = \\ \quad \boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}(\mathrm{length}(\boldsymbol{K}_{\mathrm{a}})+1:\mathrm{end})\end{cases} \tag{2}$$

经过与前帧进行异或之后,序列 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}$ 进行序列内部依次异或:

$$\begin{cases}\boldsymbol{U}_{\mathrm{s1}}(1) = \boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}(1) \\ \boldsymbol{U}_{\mathrm{s1}}(i) = \boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}(i) \oplus \boldsymbol{U}_{\mathrm{s0}}(i-1) \\ \quad i \in (1,\mathrm{length}(\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}))\end{cases} \tag{3}$$

将经过依次异或的序列 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s1}}$ 进行随机交织,随机交织器的规律由合法接收者和发送者所共享:

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{s2}} = \mathrm{interleave}(\boldsymbol{U}_{\mathrm{s1}}) \tag{4}$$

随机交织的输出序列经过两轮非线性混淆,映射集选用 2^8 伽罗华域上的 S 盒代换,在第 1 轮非线性混淆中,$\boldsymbol{U}_{\mathrm{s2}}$序列内所有码元均参与非线性混淆[13-15]:

$$\begin{cases}[\boldsymbol{U}_{\mathrm{high}} \mid \boldsymbol{U}_{\mathrm{low}}] = \boldsymbol{U}_{\mathrm{s2}}(8i-7:8i-4 \mid 8i-3:8i) \\ [\boldsymbol{U}_{\mathrm{high}} \mid \boldsymbol{U}_{\mathrm{low}}] \xrightarrow{\text{s-box}} [\boldsymbol{U}'_{\mathrm{high}} \mid \boldsymbol{U}'_{\mathrm{low}}] \\ \boldsymbol{U}_{\mathrm{s3}}(8i-7:8i-4 \mid 8i-3:8i) = [\boldsymbol{U}'_{\mathrm{high}} \mid \boldsymbol{U}'_{\mathrm{low}}] \\ \quad \forall i \in [1,\mathrm{length}(\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}/8)]\end{cases} \tag{5}$$

在第 2 轮非线性混淆中,仅 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s3}}$的前一半码元参与非线性映射,映射的过程同式(5),非线性映射的结果记为 $\boldsymbol{U}'_{\mathrm{s}}$。此时完成一轮混淆加密,若加密轮数达到轮判决器的预设轮数,则输出并与随机噪声位 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$、全零冻结集一起进行极化编码:

$$\boldsymbol{X} = \boldsymbol{G}_{\mathrm{r}} \cdot \boldsymbol{U}_{\mathrm{r}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{s}} \cdot \boldsymbol{U}'_{\mathrm{s}} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{G}_{\mathrm{r}}$ 和 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{s}}$ 分别为极化码中对应随机噪声位和混淆加密集的生成矩阵。若轮判决器判决加密轮数未达到预设轮数,则重复式(2)~式(5)。

图 4 为当混淆加密器输入的一位码元发生变化时,不同的混淆轮数下输出端发生翻转的码元占总数的比例,从图中可知当经过 3 轮混淆后,有 50% 的码元发生翻转。根据收发端加密/解密的对称性可知,当由于信道退化发生一位码元错误时,窃听端解密将出现 50% 的误码率(误码雪崩效应),使得窃听者无法从接收到的序列中获得发送端信息。

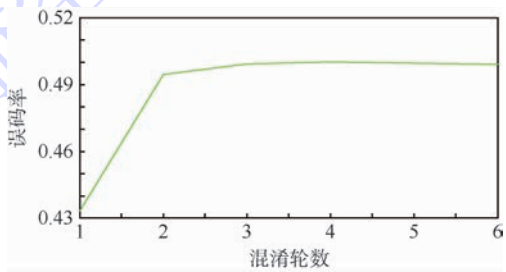


图 4　混淆加密器的雪崩效应

Fig. 4　Avalanche phenomenon of scrambling encryption module

2.3　FTN 传输和信号接收

Mazo[11] 于 1975 年发现了当成型后的信号以超过奈奎斯特速率进行传输时,理论误码性能有可能不变。这种传输方式称为 FTN 传输,拥有更高的频谱效率。本节将介绍极化码混淆加密系统

北航学报 赠阅

在 FTN 条件下的传输和接收。

极化编码后的序列 $\boldsymbol{X}$ 进行 FTN 成型和信道传输，接收端的信号为

$$y(n\tau T) = \sum_{i=-l}^{l} x((n-i)\tau T)g(i\tau T) + N(n\tau T) \tag{7}$$

式中：$\tau \in (0,1)$ 为 FTN 信号的加速系数；τT 为 FTN 条件下采样周期间隔；$t = n\tau T, n = 1,2,\cdots$ 为采样点；$g(t)$ 代表升余弦脉冲，由发送端的升根余弦脉冲 $h(t)$ 和接收端的匹配滤波器卷积获得

$$g(t) = h(t) \otimes h^*(-t) \tag{8}$$

对于奈奎斯特信号，不同时刻的成型脉冲正交，即 $g(iT) = 0, i \neq 0$。但在奈奎斯特信号中，$g(i\tau T) \neq 0$，在增加信息传输效率的同时存在码间串扰，因此需要在接收端使用码间串扰 BCJR 均衡器和极化码 SC 译码器。经过均衡和译码后，合法接收端极化码译码器获得的信息位为 $[\boldsymbol{U}_{r[\mathrm{Bob}]}, \boldsymbol{U}'_{s[\mathrm{Bob}]}]$，其中 $\boldsymbol{U}'_{s[\mathrm{Bob}]}$ 为混淆加密后的信息集，$\boldsymbol{U}_{r[\mathrm{Bob}]}$ 为随机噪声位。$\boldsymbol{U}'_{s[\mathrm{Bob}]}$ 作为解混淆结构的输入，解混淆解密的步骤如下：

首先进行两级解混淆，第 1 级对 $\boldsymbol{U}'_{s[\mathrm{Bob}]}$ 的前半部分，即 $\boldsymbol{U}'_{s[\mathrm{Bob}]}[1:\mathrm{length}(\boldsymbol{U}_s/2)]$ 进行非线性映射，第 2 级对混淆集中的所有码元进行非线性映射。解混淆映射使用 2^8 伽罗华域上的逆 S 盒。

随后对两级非线性混淆的输出结果 $\boldsymbol{U}_{s2[\mathrm{Bob}]}$ 进行解交织。此处的解交织器是发送端随机交织的逆过程。

对解交织器输出的结果 $\boldsymbol{U}_{s1[\mathrm{Bob}]}$ 进行依次异或：

$$\begin{cases} \boldsymbol{U}_{s0[\mathrm{Bob}]}(1) = \boldsymbol{U}_{s1[\mathrm{Bob}]}(1) \\ \boldsymbol{U}_{s0[\mathrm{Bob}]}(i) = \boldsymbol{U}_{s1[\mathrm{Bob}]}(i) \oplus \boldsymbol{U}_{s1[\mathrm{Bob}]}(i-1) \\ \quad i \in (1,\mathrm{length}(\boldsymbol{U}_s)) \end{cases} \tag{9}$$

并且 Bob 将依次异或的输出结果 $\boldsymbol{U}_{s0[\mathrm{Bob}]}$ 与寄存器中储存的前帧密钥 $\boldsymbol{K}_{(i-1)a[\mathrm{Bob}]}$ 进行异或，得到本轮循环解密码元序列 $\boldsymbol{U}_{s[\mathrm{Bob}]}$，当达到循环轮数时，$\boldsymbol{U}_{s[\mathrm{Bob}]}$ 即为 Bob 译得的本帧加密信息。在图 5 中，轮判决器模块中的 k 为混淆轮数。

2.4 反馈与密钥替换机制

Bob 获得本帧信息 $\boldsymbol{U}_{s[\mathrm{Bob}]}$ 后进行校验，若校验通过，则 Bob 在 $\boldsymbol{U}_{s[\mathrm{Bob}]}$ 中按照和 Alice 相同的规则选择密钥 $\boldsymbol{K}_{ia}$，将其存入寄存器中作为下一帧的密钥，并向 Alice 反馈校验通过信息；Alice 收到校验通过的消息后亦通过相同的规则选择 $\boldsymbol{K}_{ia}$。若校验无法通过，则 Bob 向 Alice 端反馈校验不通过信息，同时不更新密钥。Alice 在收到 Bob 反馈之后，亦不更新密钥，从而保证收发双方的密钥同步。

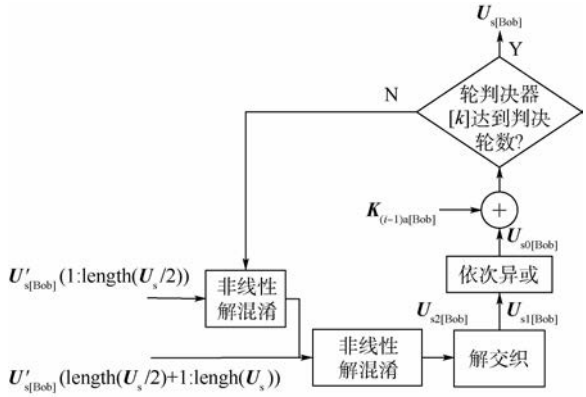


图 5 解混淆解密结构

Fig. 5 Structure of inverse scrambling-decryption module

3 性能分析与仿真

3.1 码元分集的传输效率

设主信道信息位 $G(W_{\mathrm{Bob}})$ 和窃听信道的信息位 $G(W_{\mathrm{Eve}})$ 的长度分别为 N_{k_Bob} 和 N_{k_Eve}。一方面，在不使用本文提出的码元分类时，极化编码码字所对应的秘密信息的传输码率为 $\dfrac{N_{k_\mathrm{Bob}} - N_{k_\mathrm{Eve}}}{N}$。另一方面，当使用混淆集和本文提出的码元分类方法后，编码码字中信息位的数量为 N_{scram}，且 $N_{\mathrm{scram}} > N_{k_\mathrm{Bob}} - N_{k_\mathrm{Eve}}$。

表 1 为本文和文献[4]提出的码元分类方法的对比，其中极化码的帧长为1 024，主信道信噪比固定为 5 dB，Alice 和 Bob 不知道窃听端的信噪比，但假设窃听端的信道不为 4 dB 并使用 2.1 节中的方法进行码元分集。由表 1 可知，相比于传统极化码码元分类方法，本文提出的方案可以在 Alice 和 Bob 不知道 Eve 的信噪比条件下，得到相同的主信道/窃听信道误帧率。此外，由于更多的码元被纳入混淆集，秘密信息的传输码率相对传统方法有所提高，增加了系统的传输效率。

表 1 误帧率和秘密信息传输码率对比

Table 1 Comparison of frame error rate and transmission code rate for secret message

窃听信道信噪比/dB	主信道误帧率/10^{-4}	窃听信道误帧率	$\dfrac{N_{k_\mathrm{Bob}} - N_{k_\mathrm{Eve}}}{N}$	$\dfrac{N_{\mathrm{scram}}}{N}$
4	1.621 7	0.040	0.097	0.530 3
3.5	1.621 7	0.264	0.142	0.530 3
3	1.621 7	0.767	0.185	0.530 3
2.5	1.621 7	0.991	0.229	0.530 3
2	1.621 7	1	0.271	0.530 3

北航学报 赠阅

3.2　帧间混淆算法的可靠性

在本文算法中，混淆集来自主信道的信息集，即 $\boldsymbol{U}_s \subseteq G(W_{Bob})$，且 $G(W_{Bob})$ 中的码元在主信道中的误码率低。另一方面，在 FTN 成型时，人为引入的码元串扰程度和滚降系数 α、加速系数 τ 有关。当需要较高的频谱效率时，可减小滚降系数 α 或加速系数 τ 的值，此时主信道的可靠性会有一定程度的下降。当需要较高的主信道可靠性时，可增大滚降系数 α 或加速系数 τ 的值。

图 6 为不同 FTN 加速系数和滚降系数情况下主信道的可靠性测试，其中码元长度为2 048，主信道的门限为 $\delta_{Bob} = 10^{-5}$，升根余弦脉冲 FTN 加速系数分别为 $\tau = 0.85$ 和 $\tau = 0.8$，对应的频谱效率提升量分别为 17.6% 和 25.0%。由图 6 可知，当主信道采用 FTN-polar-wiretap 方式传输信息时，重传帧的比例较低，主信道的可靠性能够得到保证。

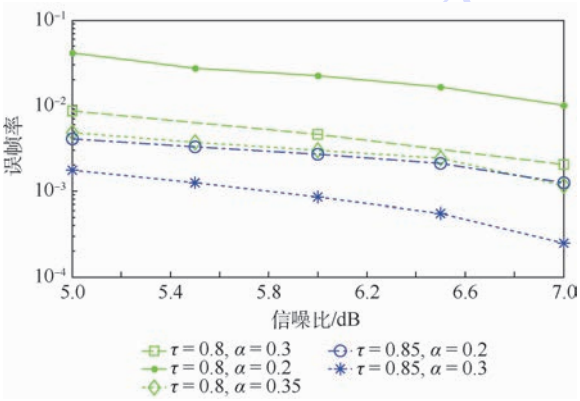


图 6　FTN-polar-wiretap 系统在不同加速系数和滚降系数条件下主信道误帧率

Fig. 6　Frame error rate of main channel for FTN-polar-wiretap system under different acceleration coefficients and roll-off factors

3.3　帧间安全结构的安全性

本文算法的安全性来自于 2 个方面。在码元分集时，一部分对于主信道低噪而对窃听信道高噪的码元被划入混淆集。一方面，由于窃听信道退化导致的误码，将在 Eve 解混淆时扩散至所有码元。另一方面，Alice 在对 $\boldsymbol{U}_s$ 进行混淆时加入了来自前帧混淆集的密钥 $\boldsymbol{K}_a$。若窃听者在之前帧中出现因信道退化导致的错误解混淆，即使传输本帧时窃听信道相对主信道没有退化，窃听者也会因为不知道混淆密钥 $\boldsymbol{K}_a$ 而无法通过解混淆获得正确的结果。

假设窃听信道满足高斯分布，本节将从窃听信道的均值和方差 2 个角度仿真信道的安全性。图 7 为窃听信道波动方差为 1 时，不同均值条件下链式加密结构中窃听者的平均误码率；图 8 为窃听信道的波动均值相对于主信道退化程度为 0 dB时，不同方差下窃听信道的误码率。仿真采用 100 帧平均，其中主信道的信噪比为 8 dB，码长为 2 048。

图 7 中，窃听信道相对于主信道的平均退化程度越大，Eve 出现误码的帧越靠前，而 Eve 一旦出现误码帧，由于帧间链式加密的原因，Eve 将无法获得密钥，也将失去对其后各帧的跟踪。图 8 反映了当窃听信道平均信噪比与主信道相等时，由窃听信道的波动引发的窃听信道误码率变化，当波动方差较大时，窃听端所获得的效果等同于信道退化。

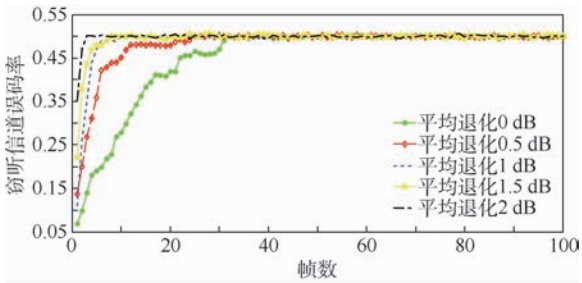


图 7　不同窃听信道平均退化程度下的误码率

Fig. 7　Bit error rate of wiretap channel under different average degree of degeneration

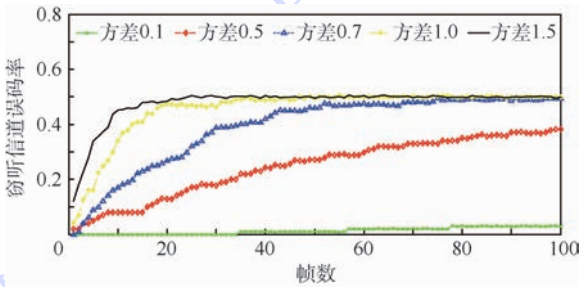


图 8　不同窃听信道信噪比方差条件下的误码率

Fig. 8　Bit error rate of wiretap channel under different SNR variance

3.4　FTN 参数对安全性的影响

图 9 为不同升根余弦滚降系数和加速系数条件下，当窃听信道相对于主信道平均退化 0.5 dB 时窃听信道误码率随帧数变化的情况。从仿真结果可以看出，在不同 FTN 参数组合的情形下窃听信道的误码率曲线差别可以忽略不计。因此 FTN 参数的改变可以改变频谱利用率，但对混淆结构的安全性能没有影响。

3.5　帧间安全结构复杂度分析

本文帧间安全结构每一轮加密分为密钥异或、序列依次异或、随机交织和非线性映射 4 部

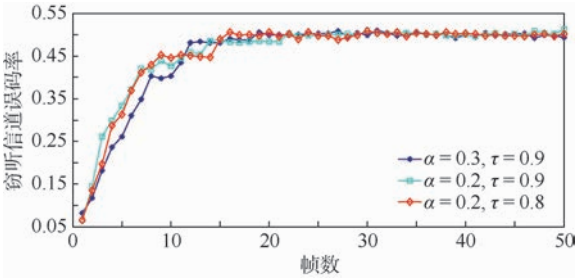


图 9 不同升根余弦滚降系数和加速系数下窃听信道误码率

Fig. 9 Bit error rate of wiretap channel under different root raised cosine roll-off factors and acceleration coefficients

分。其中密钥异或的复杂度为 $O(\text{length}(\boldsymbol{K}_a))$，序列依次异或的复杂度为 $O(\text{length}(\boldsymbol{U}_s))$。随机交织和非线性映射相当于映射表，其计算复杂度为 $O(1)$。随机交织和非线性映射的最差条件空间复杂度为 $O(\text{length}(\boldsymbol{U}_s)^2)$。本文安全结构的计算复杂度为 $O(k \cdot \text{length}(\boldsymbol{U}_s))$，最差条件空间复杂度为 $O(\text{length}(\boldsymbol{U}_s)^2)$。

4 结 论

本文针对在 FTN 条件下传输的极化码，提出了一种基于物理层 wiretap 模型的码元分类方法和混淆加密算法。分析和仿真结果表明本文算法可在合法收发双方不知窃听信道的信噪比时，以更高的频谱效率传输信息，并通过帧内和帧间的信道差异隔离潜在的窃听者。

参考文献（References）

[1] WYNER D. The wiretap channel[J]. Bell System Technical Journal, 1975, 54(8): 1355-1387.

[2] ARIKAN E. Channel polarization: A method for constructing capacity-achieving codes for symmetry binary-input memoryless channels[C]// 2008 IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1173-1177.

[3] MAHDAVIFAR H, VARDY A. Achieving the secrecy capacity of wiretap channels using polar codes[C]// 2010 IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 913-917.

[4] MAHDAVIFAR H, VARDY A. Achieving the secrecy capacity of wiretap channels using polar codes[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2011, 57(10): 6428-6443.

[5] SASOGLU E, VARDY A. A new polar coding scheme for strong security on wiretap channels[C]// 2013 IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1117-1121.

[6] WEI Y P, ULUKUS S. Polar coding for the general wiretap channel with extensions to multiuser scenarios[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2016, 34(2): 278-291.

[7] SI H, KOYLUOLU O O, VISHWANATH S. Achieving secrecy without any instantaneous CSI: Polar coding for fading wiretap channels[C]// 2015 IEEE International Symposium on information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2161-2165.

[8] YOUNGSIK K, JONGHWAN K, SANGHYO K. A secure information transmission scheme with a secret key based on polar coding[J]. IEEE Communications Letters, 2014, 18(6): 937-940.

[9] ZHAO Y Z, ZOU X C, LU Z J, et al. Chaotic encrypted polar coding scheme for general wiretap channel[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration Systems, 2017, 25(12): 3331-3340.

[10] MOSTAFA S, RONGKE L, CHENYU Z. A novel scrambler design for enhancing secrecy transmission based on polar code[J]. IEEE Communications Letters, 2017, 21(8): 1679-1682.

[11] MAZO J E. Faster-than-Nyquist signaling[J]. Bell System Technical Journal, 1975, 54(8): 1451-1462.

[12] ANDERSON J B, RUSEK F, OWALL V. Faster-than-Nyquist signaling[J]. Proceedings of IEEE, 2013, 101(8): 1817-1830.

[13] JOAN D. Computational aspects of the expected differential probability of 4-round AES and AES-like ciphers[J]. Computing, 2009, 85(1): 85-104.

[14] JOAN D. New criteria for linear maps in AES like ciphers[J]. Cryptography and Communications, 2009, 1(1): 47-69.

[15] ELUMALAI R. Improving diffusion power of AES Rijindael with 8×8 MDS matrix[J]. International Journal on Computer Science and Engineering, 2011, 3(1): 246-253.

作者简介：

张晨宇 男，硕士研究生。主要研究方向：极化码物理层安全、超奈奎斯特传输技术、空天信息网络。

刘荣科 男，教授，博士生导师。主要研究方向：空天信息网络、多媒体通信与计算、专用集成电路设计。

北航学报 赠阅

Inter-block physical layer security structure design for polar code under FTN transmission

ZHANG Chenyu, LIU Rongke*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Wiretap channel is a widely-used model to describe physical layer security and polar code shows potential in wiretap channel model due to its polarization characteristic. A new inter-block encryption security scheme without the need of acquiring signal-to-noise ratio (SNR) is designed for the polar code under faster-than-Nyquist (FTN) transmission condition. With the scrambling module and the channel degradation of the wiretap model, the bits noiseless for the legal receiver but noisy for the eavesdropper are diffused and a one-time-pad secret key can be generated in each block. The physical layer difference of the main channel and the wiretap channel is applied to generate secret key sequence with is decipherable for the legal receiver and undecipherable for the eavesdropper. The secret key sequence is applied for encrypting the next block, achieving inter-block security transmission within secrecy capacity. The simulation result shows that under the circumstance of FTN signaling, when the channel SNR of eavesdropper is fluctuating from that of the main channel, the inter-block secrecy scheme proposed for the polar code can achieve confidential information transmission even when the average channel degradation of the wiretap channel is 0 dB.

Keywords: polar code; wiretap channel; faster-than-Nyquist (FTN); physical layer; inter-block security structure

北京航空航天大学学报

Received: 2018-01-08; **Accepted**: 2018-04-08; **Published online**: 2018-05-03 10:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180502.1706.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91438116)

* **Corresponding author**. E-mail: rongke_liu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0791

微重力下相变储能单元融化过程数值模拟

阮世庭，张济民，曹建光*，王江，徐涛
（上海卫星工程研究所，上海 201109）

摘 要：为探究微重力环境中，通过肋片强化了传热的相变储能单元中相变材料融化过程，通过数值模拟方法探究了微重力作用时相变材料融化过程中传热特性。通过地面实验与重力作用下数值模拟结果对比验证数值模拟方法的准确性，对比重力和微重力作用2种情况下数值模拟结果以揭示微重力环境中相变材料融化过程的特性。结果表明，当相变储能单元受微重力作用时，相变材料融化速率明显下降，热量主要通过热传导传递，融化的相变材料从顶端膨胀溢出向空间扩散，局部低温区域在相变储能单元中上部。

关 键 词：融化过程；微重力；数值模拟；实验验证；温度分布；固-液两相分布
中图分类号：TK02
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)10-2224-08

航天器在轨运行时，轨道外热流周期性变化导致某些载荷的热环境也呈现周期性变化[1]。相变热控技术特别适用于具有周期性工作的设备和部件[2]。

当相变材料与发热部件的接触界面温度高于相变材料的熔点时，相变材料融化并吸收发热部件释放的热量，使界面温度保持在相变点附近；当接触界面温度低于相变材料的熔点时，相变材料凝固并释放潜热，维持界面温度基本不变[3]。Leimkuehler 等[4-5]选择纯水作为相变材料，针对在低月轨道的航天器和月球车所处的工作环境分别设计了相变温控单元以及相变热沉。Ye 等[6-7]研究了金属肋片强化传热的相变热沉内部传热与流动过程。Ismail 等[8]和 Abduljalil 等[9]研究肋片对环状相变材料传热性能的影响。Assis 等[10-11]研究了球状相变材料融化与凝固过程，通过量纲分析研究液相质量分数和热流密度随时间的关系。

但是，大部分研究人员没有对微重力环境中相变过程进行数值模拟或实验研究。基于此，本文通过数值模拟方法探究微重力环境下相变过程中的传热与流动特性，并对比重力作用下相变过程，为航天器相变热控技术提供参考依据。

1 物理模型与数值方法

1.1 物理模型

数值模拟的物理模型如图1所示。相变储能单元由基座、肋片、相变材料以及具有一定真空度的空气组成。气体和相变材料的体积比为1∶4。空气的压力为相变材料在此温度下的饱和蒸汽压（约为100 Pa），预留空气以便观察相变材料融化后体积膨胀过程。选用铝作为基座与肋片材料，增加肋片以强化相变材料与加热面之间的传热，相变材料选用十八烷。计算单元左右两侧设定为对称面，顶部设为绝热壁面，底部为温度加热面。

计算单元尺寸如图1(b)所示。肋片与相变

收稿日期：2017-12-25；**录用日期**：2018-03-16；**网络出版时间**：2018-03-28 08:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180327.1736.003.html
基金项目：国家自然科学基金（51406122）
*通信作者. E-mail：cao_jianguang@163.com

引用格式：阮世庭，张济民，曹建光，等. 微重力下相变储能单元融化过程数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(10)：2224-2231. RUAN S T，ZHANG J M，CAO J G，et al. Numerical simulation of melting process of phase change energy storage unit under microgravity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(10)：2224-2231 (in Chinese).

材料的宽度比为1∶1，肋片高度h_{fin}为22 mm，

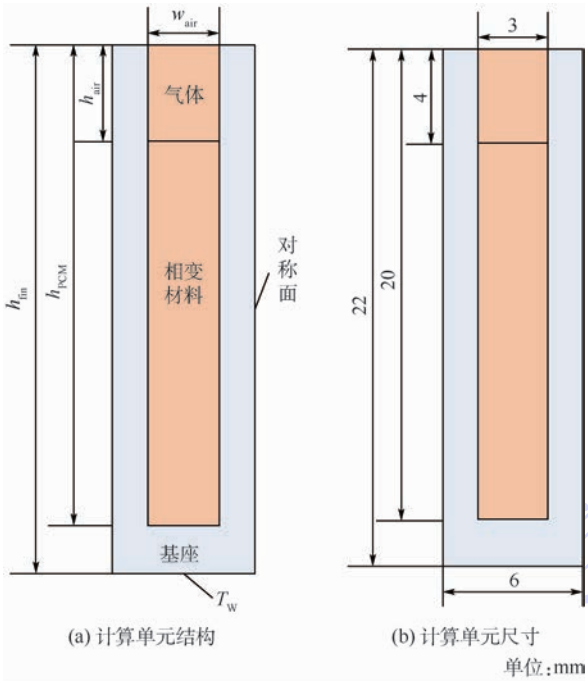


图 1　计算单元

Fig. 1　Computational unit

相变材料腔体高度h_{PCM}为 20 mm，气体高度h_{air}为 4 mm，气体宽度w_{air}为 3 mm。十八烷没有严格的相变温度，定义其相变温度区间为 27 ~ 29℃。相对于一个固定的相变点，相变温度区间更加符合真实的物理现象。十八烷的密度随温度变化，当温度T低于27℃时，密度$\rho = 814\ \mathrm{kg/m^3}$，当温度高于27℃时，密度表达式为

$$\rho = \frac{\rho_1}{\beta(T - T_1) + 1} \tag{1}$$

式中：ρ_1为温度处于T_1时相变材料的密度；β为相变材料的热膨胀系数。

当27℃ < T < 29℃时，相变材料处于多孔介质状态，取$\beta = 0.025$，在这个过程中，相变材料密度近乎线性地从 814 kg/m^3 变化到 775.2 kg/m^3。当T > 29℃时，取$\beta = 0.001$[12]。铝、空气以及相变材料的其他物性参数如表 1 所示。

计算单元初始温度为 25℃，相变材料处于过冷状态。加热面处给定的恒定温度边界条件T = 48℃，边界温度与相变材料平均相变温度温差ΔT = 20℃。

表 1　各物质物性参数

Table 1　Physical parameters of various materials

物　质	导热系数/(W·m^{-1}·K^{-1})	密度/(kg·m^{-3})	比热/(J·kg^{-1}·K^{-1})	动力黏度/(kg·m^{-1}·s^{-1})	相变温度/℃	相变潜热/(kJ·kg^{-1})
十八烷	0.1507	$\dfrac{\rho_1}{\beta(T-T_1)+1}$	2 160	0.003 46	27 ~ 29	244
铝	202.4	2 719	871			
空气	2.42×10^{-5}	$1.2\times10^{-8}T^2 - 1.134\times10^{-5} + 3.498\times10^{-3}$	1.006			

1.2　控制方程

采用焓-多孔介质模型求解相变材料的相变过程，多孔介质区域的每个单元内设置相同的流动阻力。对于全凝固区域和全融化区域，多孔性分别为 0 和 1。Bertrand 等[13]将多种数值模拟方法运用于相变过程的数值模拟中，相变过程中考虑自然对流对融化的影响，并且覆盖 2 个系列的 Prandtl 准则数，这 2 个系列的准则数分别对应金属和有机材料。结果表明，焓-多孔介质模型能够很好地应用在具有移动界面的固-液相变问题中。

控制方程如下：

连续方程

$$\frac{\mathrm{d}\alpha_n}{\mathrm{d}t} = 0 \tag{2}$$

式中：α_n为计算单元中第 n 种流体的体积分数；t为时间。

动量方程

$$\rho\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}}{\mathrm{d}t} = -\nabla P + \mu\nabla^2\boldsymbol{v} + \rho\boldsymbol{g} + \boldsymbol{S} \tag{3a}$$

$$\rho\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}}{\mathrm{d}t} = -\nabla P + \mu\nabla^2\boldsymbol{v} + \boldsymbol{S} \tag{3b}$$

式(3a)为受重力作用时动量方程；式(3b)为不受重力作用时动量方程；$\boldsymbol{v}$为速度，P为压力，μ为动力黏度，$\boldsymbol{g}$为重力加速度，$\boldsymbol{S}$为动量源项。

能量方程

$$\rho\frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} = k\nabla^2 T \tag{4}$$

式中：k为热传导系数，h为比焓，其是显热焓$h_s = h_{ref} + \int_{T_{ref}}^{T} c_p \mathrm{d}T$和由相变产生的潜热焓$\gamma L$之和，$h_{ref}$为在参考温度$T_{ref}$下的参考焓，数值模拟中，取$T_{ref}$ = 288.15 K，此时h_{ref} = 0 kJ/kg，c_p为相变材料比热容，L为相变材料的潜热焓，γ为相变过程中液态体积分数，定义如下：

$$\begin{cases} \gamma = 0 & T < T_s \\ \gamma = \dfrac{T - T_s}{T_1 - T_s} & T_s \leqslant T \leqslant T_1 \\ \gamma = 1 & T > T_1 \end{cases} \tag{5}$$

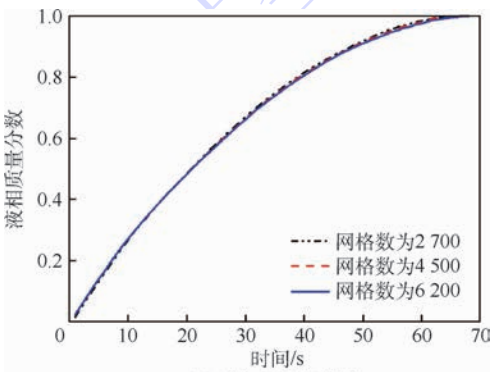
北航学报 赠阅

动量方程中的源项 $\boldsymbol{S} = -A(\gamma)\boldsymbol{v}$，其中 $A(\gamma)$ 为 Brent 等[14]定义的“多孔函数”。定义 $A(\gamma)$ 使得动量方程能够模拟多孔介质中流动的 Carman-Kozeny(卡尔曼-科泽尼)方程。定义如下：

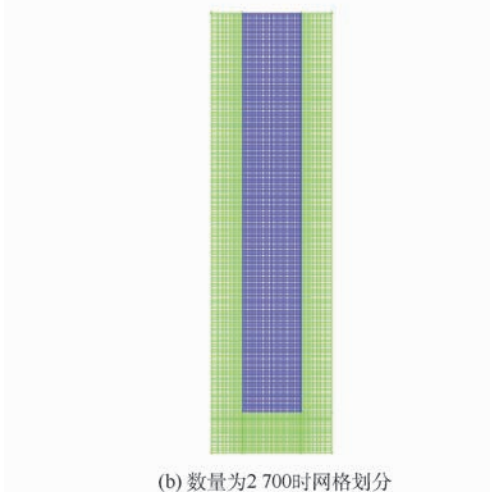
$$A(\gamma) = \frac{C(1-\gamma)^2}{\gamma^3 + \varepsilon} \tag{6}$$

式中：ε 为恒等于 0.001 的计算小量，用来消除分母为 0 时产生的振荡；C 为反映融化前沿形态的模糊区常数，一般取 $10^4 \sim 10^7$，本文取 $C = 10^5$[15]。

采用 Fluent14.5 进行求解，使用双精度求解器和 SIMPLE 算法进行压力-速度的耦合。选取 3 种不同网格数量进行网格独立性验证，分别是 2 700、4 500 和 6 200。图 2(a)显示 3 种不同的网格数量下，相变材料液相质量分数随时间变化情况，从图 2(a)可以看出，不同网格数对相变过程的影响差别很小，本文选取网格数为 2 700 进行数值模拟，具体网格划分见图 2(b)。非稳态时间步长等于比特征长度除以比特征时间，本文取时间步长 $\Delta t = 0.005$s。每个时间步长内，确保连续性方程和动量方程残差小于 10^{-6}，能量方程残差小于 10^{-10}。



(a) 网格无关性验证



(b) 数量为2 700时网格划分

图 2 网格无关性验证和网格划分

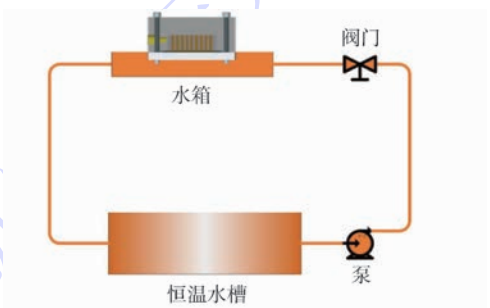
Fig. 2 Grid independence verification and grid partition

1.3 实验验证

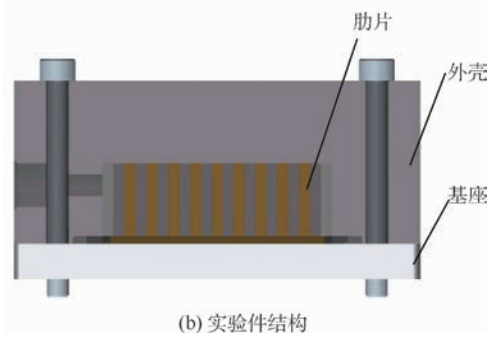
因为实验条件限制，无法搭建微重力条件下的实验台。搭建地面实验台，观察受重力影响时相变储能单元相变过程。实验装置如图 3 所示。实验开始前，先对实验件进行抽真空处理，抽完真空后，往实验件中填充体积分数为 80% 的相变材料。待实验件充装完毕后，将其放置在水箱中。接着，打开泵和阀门，从恒温水槽内通入 48℃ 热水，从而达到恒定温度边界条件。通过相机拍摄实验结果。

恒温水槽采用 DC-1030 低温恒温槽，温度范围为 $-10 \sim 90$℃，相机为佳能 EOS70D 单反相机。

选取相变过程中 8 个时间节点作对比，分别是 0、$\Delta t_{melt}/7$、$2\Delta t_{melt}/7$、$3\Delta t_{melt}/7$、$4\Delta t_{melt}/7$、$5\Delta t_{melt}/7$、$6\Delta t_{melt}/7$、Δt_{melt}，Δt_{melt} 为相变材料完全融化的时间。实验与数值模拟如图 4 所示，其中白色区域是固态相变材料，黑色部分是液态相变材料，由于部分固态相变材料存在于液态相变材料后面，影响观察结果，导致部分固-液相变界面比较模糊，不过仍可以从图 4 看出，数值模拟结果与实验结果相吻合，数值模拟结果具有参考价值。



(a) 实验台示意图



(b) 实验件结构

图 3 实验装置

Fig. 3 Experimental setup

北航学报 赠阅

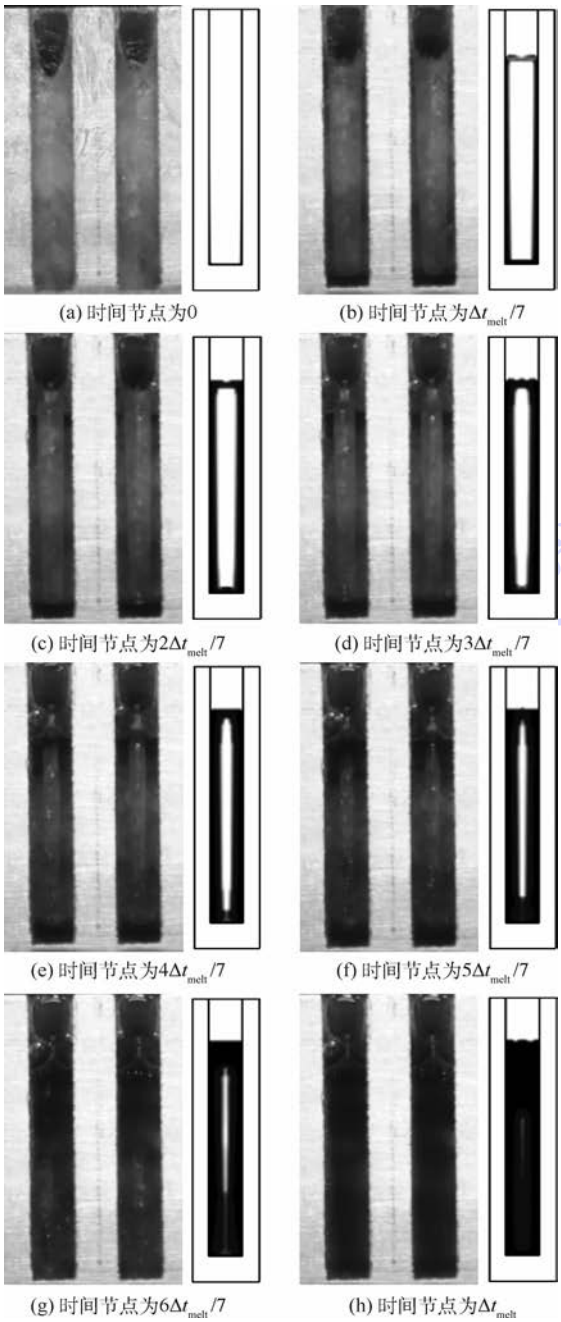


图 4　相变材料融化过程数值模拟与实验结果对比

Fig. 4　Comparison of numerical simulation and experimental results for melting process of phase change material

2　结果分析与讨论

为了更加深入了解微重力环境下，相变材料融化过程中各时刻状态变化，将同一计算单元进行受重力影响和受微重力影响 2 种情况的数值模拟，对比分析 2 种情况下相变材料融化过程的异同。给定恒定的温度边界条件 $T=48℃$，初始温度 $T_0=25℃$。

2.1　融化速率与热流密度

图 5 和图 6 是 2 种情况下，相变材料液相质量分数和边界热流密度对比情况，边界热流密度为加热壁面传递给相变储能单元的热流密度。

从图 5 可以看出，当相变储能单元受重力作用时，其完全融化耗时 70 s；当相变储能单元受微重力作用时，其完全融化耗时 90 s。相对于受重力作用，当相变储能单元受微重力作用时，相变材料融化速率明显下降。融化速率受边界热流密度影响，当相变储能单元受微重力作用时，其边界热流密度明显小于相变储能单元受重力作用时的热流密度。

当时间 $t<15$ s 时，2 种情况下液相质量分数和边界热流密度没有明显的区别；当时间 $t>15$ s 且 $t<20$ s 时，2 种情况下液相质量分数没有明显的差异，但是受重力作用的相变储能单元边界热流密度明显大于受微重力作用的相变储能单元边界热流密度，说明此阶段中，受重力影响的相变储能单元内相变材料吸收更多的热量，并将这部分热量转化为相变材料的显热。

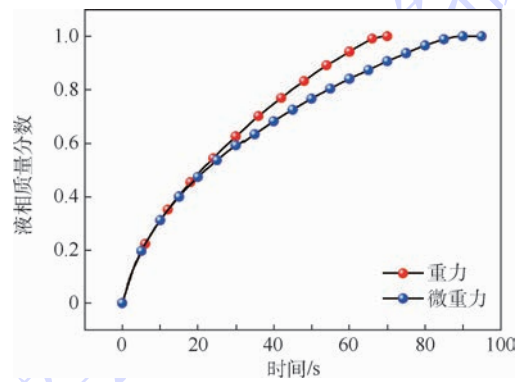


图 5　液相质量分数随时间变化

Fig. 5　Liquid fraction versus time

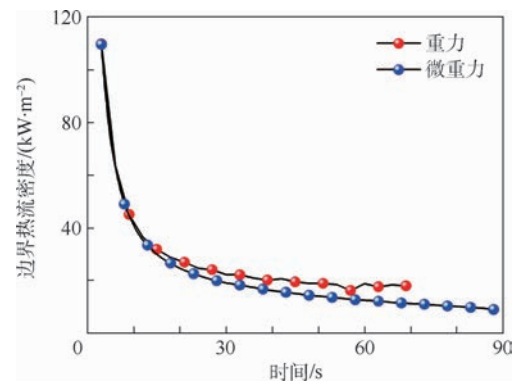


图 6　边界热流密度随时间变化

Fig. 6　Heat flux density versus time

北航学报 赠阅

2.2 速度分布

图 7 为 2 种情况下相变储能单元内相变材料的速度分布,取液相质量分数 ϕ = 0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 等 5 个时刻表示整个融化过程。

从图 7 可以看出,有无重力作用对相变储能单元内部速度分布起决定性作用。当相变储能单元受重力作用时,肋片处液相相变材料内部产生自然对流,并且对流换热是主要的换热形式[6]。当相变储能单元受微重力影响时,液态相变材料速度由相变材料膨胀产生,其数量级大概为1.0×10^{-5} m/s,无对流换热,热量主要通过热传导传递。

2.3 温度分布

图 8 为 2 种情况下相变储能单元内相变材料的温度分布图,同样取液相质量分数 ϕ = 0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 等 5 个时刻表示整个融化过程。

相变过程初始阶段,相变储能单元内部温度分布并没有明显的区别。当融化进行到一定阶段,二者开始出现差异。当相变储能单元受重力影响时,内部自然对流使得温度较低、密度较大的相变材料进入底部,底部出现局部低温区域。当相变储能单元受微重力影响时,内部温度分布无自然对流影响,局部低温区域出现在相变材料顶端,由于相变储能单元顶部预留部分气体,此部分气体比热容很小,温度上升快,所以相变材料低温区域出现在相变储能单元中上部区域。

2.4 固-液两相分布

2 种情况下相变储能单元固-液两相分布如图 9 所示,当相变储能单元受重力影响时,融化的相变材料膨胀从顶端溢出,受重力作用后,液相相变材料覆盖于顶部;当相变储能单元受微重力影响时,融化的相变材料从顶端膨胀溢出,无重力作用时,向空间扩散。受重力作用时,未融化的相变材料下沉;无重力作用时,未融化相变材料悬浮于已融化相变材料中间,不出现下沉。

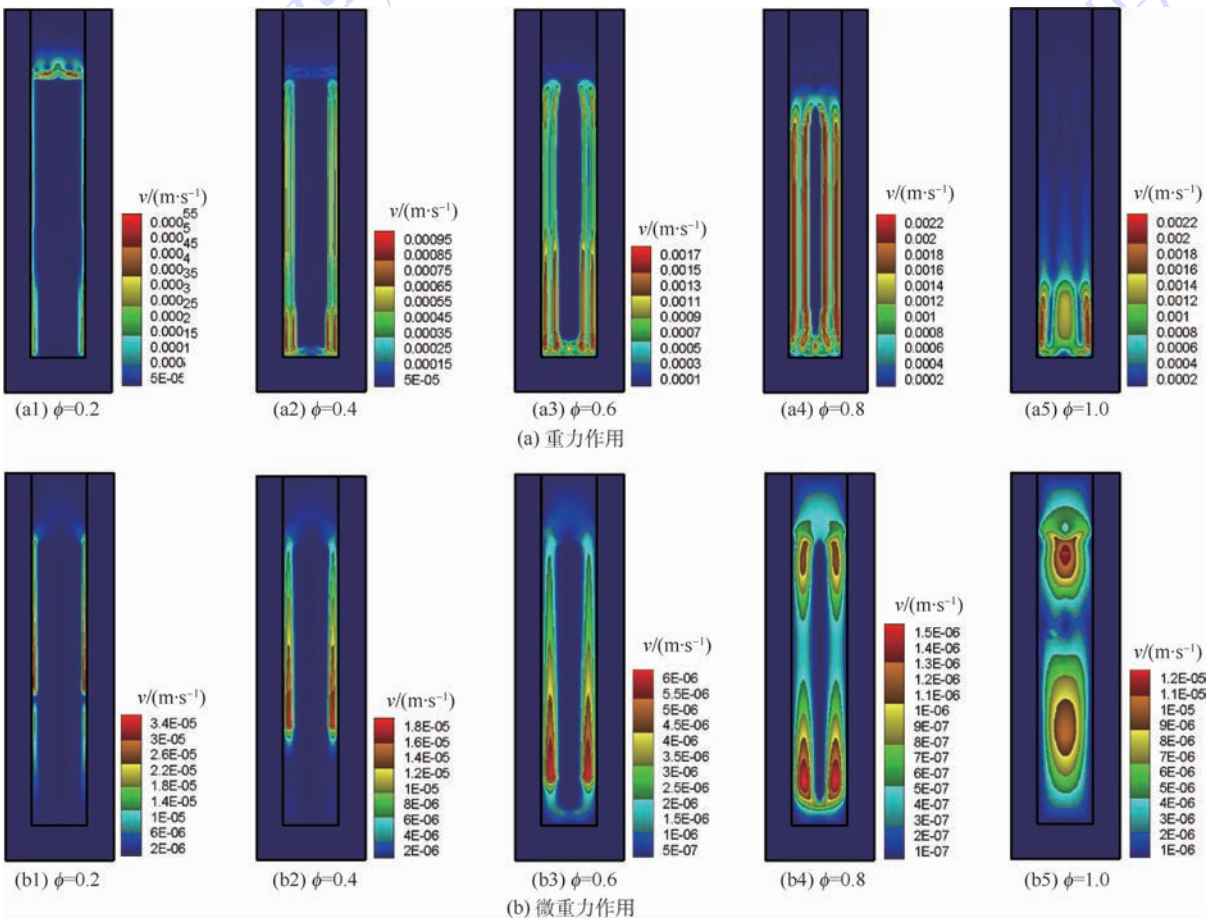


图 7 相变材料融化过程中速度分布

Fig. 7 Velocity distribution for melting process of phase change material

北航学报 赠阅

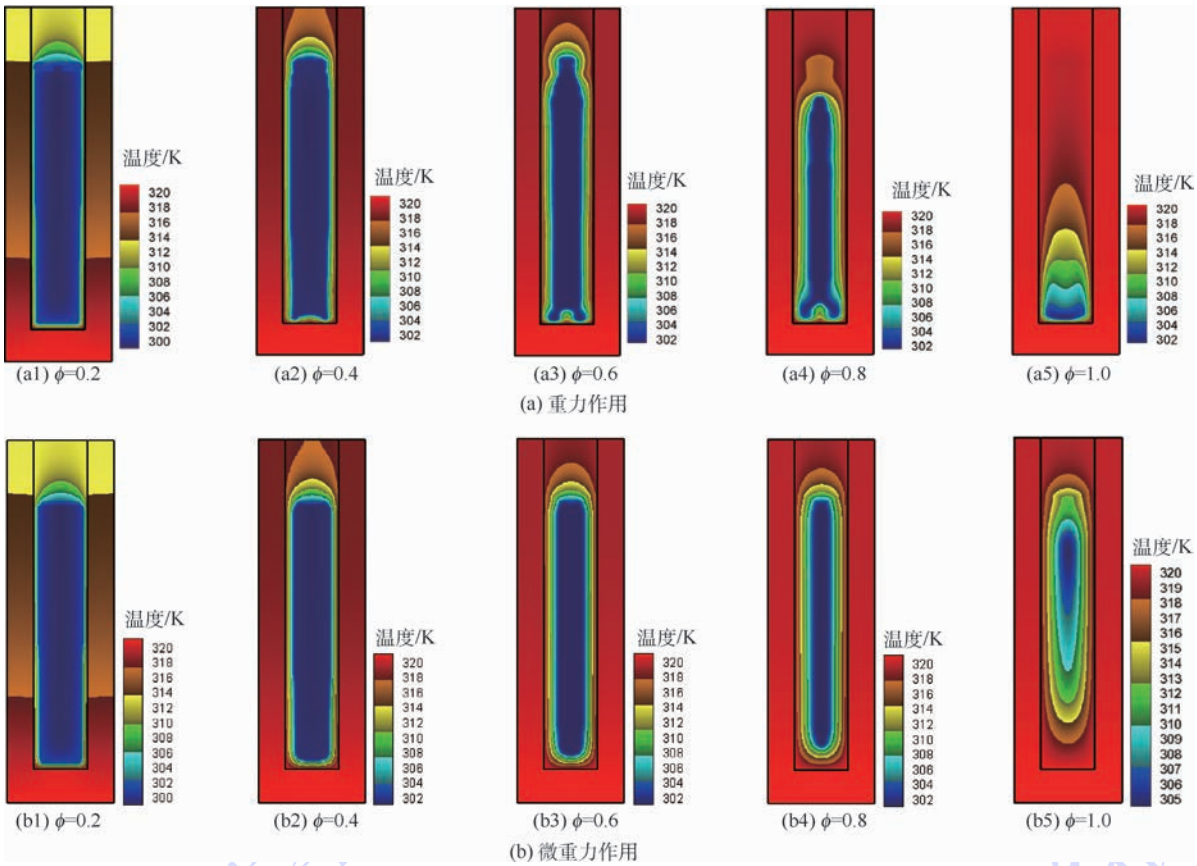


图 8　相变材料融化过程中温度分布

Fig. 8　Temperature distribution for melting process of phase change material

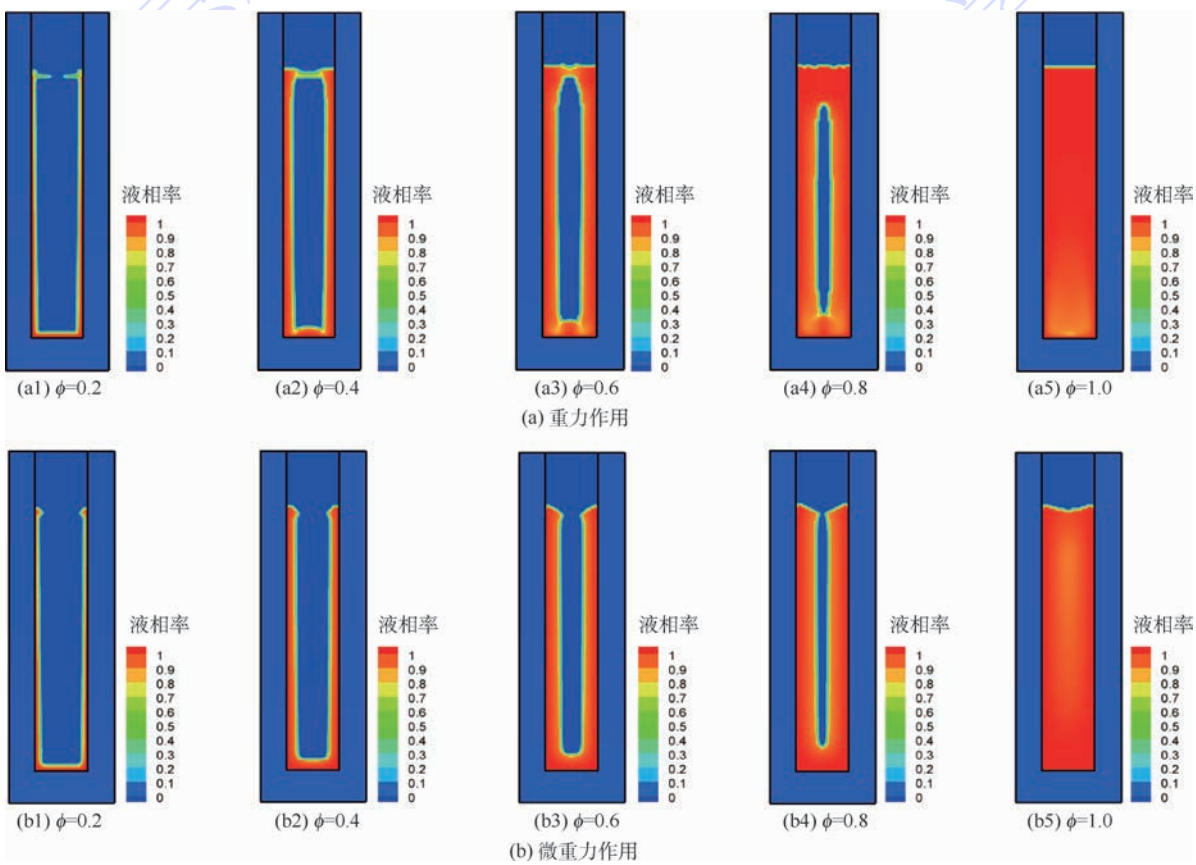


图 9　相变材料融化过程中固-液两相分布

Fig. 9　Solid-liquid distribution for melting process of phase change material

北航学报 赠阅

3 结 论

通过数值模拟方法对相变过程在重力和微重力作用的 2 种情况进行研究,并对受重力作用的相变过程数值模拟结果进行实验验证。数值模拟结果表明:

1)相对于受重力作用,当相变储能单元无重力作用时,相变材料融化速率明显下降。融化速率受边界热流密度影响,当相变储能单元受微重力作用时,其边界热流密度明显小于相变储能单元受重力作用时的热流密度。

2)当相变储能单元受重力作用时,肋片附近液相相变材料内部产生自然对流,并且对流换热是主要的换热形式。当相变储能单元受微重力影响时,液态相变材料速度是由于相变材料膨胀产生,无对流换热,热量主要通过热传导传递。

3)当相变储能单元受重力影响时,内部自然对流使得温度较低、密度较大的相变材料进入底部,底部出现局部低温区域;当相变储能单元受微重力影响时,内部温度分布无自然对流影响,局部低温区域在相变储能单元中上部。

4)当相变储能单元受重力影响时,融化的相变材料膨胀从顶端溢出,受重力作用后,液相相变材料覆盖于顶部;当相变储能单元受微重力影响时,融化的相变材料从顶端膨胀溢出,微重力作用时,向空间扩散。受重力作用时,未融化的相变材料下沉;无重力作用时,未融化相变材料悬浮于已融化相变材料中间,不下沉。

参考文献(References)

[1] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998:320-357.
MIN G R, GUO S. Thermal control technology of spacecraft[M]. Beijing: Science Press, 1998: 320-357(in Chinese).

[2] 王磊,营鲁京. 相变材料在航天器上的应用[J]. 航天器环境工程,2013,30(5):522-528.
WANG L, JIAN L J. Application of phase change materials in spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(5): 522-528(in Chinese).

[3] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术原理及其应用[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007:177-188.
HOU Z Q, HU J G. Principle and application of thermal control technology of spacecraft[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 177-188(in Chinese).

[4] LEIMKUEHLER T O, STEPHAN R A, HANSEN S. Development, testing, and failure mechanisms of a replicative ice phase change material heat exchanger[C]// 40th International Conference on Enviromental Systems. Reston: AIAA, 2010: 1-14.

[5] LEE S A, LEIMKUEHLER T O, STEPHAN R A, et al. Thermal vacuum test of ice as a phase change material integrated with a radiator[C]// 40th International Conference on Enviromental Systems. Reston: AIAA, 2010: 1-10.

[6] YE W B, ZHU D S, WANG N. Numerical simulation on phase-change thermal storage/release in a plate-fin unit[J]. Applied Thermal Engineering, 2011, 31(1): 3871-3884.

[7] YE W B, ZHU D S, WANG N. Fluid flow and heat transfer in a latent thermal energy unit with different phase change material (PCM) cavity volume fractions[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 42(3): 49-57.

[8] ISMAIL K A R, ALVES C L F, MODESTO M S. Numerical and experimental study on the solidification of PCM around a vertical axially finned isothermal cylinder[J]. Applied Thermal Engineering, 2001, 21(1): 53-77.

[9] ABDULJALIL A A, MAT S, SOPIAN K, et al. Numerical study of PCM solidification in a triplex tube heat exchanger with internal and external fins[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 61(1): 684-695.

[10] ASSIS E, KATSMAN L, ZISKIND G, et al. Numerical and experimental study of melting in a spherical shell[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(9-10): 1790-1804.

[11] ASSIS E, ZISKIND G, LETAN R. Numerical and experimental study of solidification in a spherical shell[J]. Journal of Heat Transfer, 2009, 131(2): 273-289.

[12] HUMPHRIES W R, GRIGGS E I. A design handbook for phase change thermal control and energy storage devices[M]. New York: NASA Scientific and Technical Information Office, 1977: 155-160.

[13] BERTRAND O, BINET B, COMBEAU H, et al. Melting driven by natural convection. A comparison exercise: First results[J]. International Journal of Thermal Science, 1999, 38(1): 5-26.

[14] BRENT A D, VOLLER V R, REID K J. Enthalpy-porosity technique for modeling convection-diffusion phase change: Application to the melting of a pure metal[J]. Numerical Heat Transfer, 1988, 13(3): 297-318.

[15] SHATIKIAN V, ZISKIND G, LETAN R. Numerical investigation of a PCM-based heat sink with internal fins[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(17): 3689-3706.

作者简介:

阮世庭 男,硕士研究生。主要研究方向:航天器相变热控技术。

曹建光 男,博士,研究员,硕士生导师。主要研究方向:航天器热控技术。

北航学报 赠阅

Numerical simulation of melting process of phase change energy storage unit under microgravity

RUAN Shiting, ZHANG Jimin, CAO Jianguang*, WANG Jiang, XU Tao

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to explore the melting process of phase change materials in the phase change energy storage unit with fins in microgravity environment, the heat transfer and flow characteristics of phase change materials in microgravity environment are investigated by numerical simulation. The accuracy of the numerical simulation was verified by comparing the numerical simulation results and experimental results in gravity environment. The numerical simulation results under both gravity and microgravity effects were compared to reveal the characteristics of the phase change material melt process in microgravity environment. The results show that when the phase change energy storage unit is in microgravity environment, the melting rate of the phase change material obviously decreases, and the heat is mainly transferred by the heat conduction. The expansion of the melted phase change material extends from the top to the space, and the local low temperature zone is in the upper-middle of the phase change energy storage unit.

Keywords: melting process; microgravity; numerical simulation; experimental verification; temperature distribution; solid-liquid distribution

北京航空航天大学学报

Received: 2017-12-25; **Accepted**: 2018-03-16; **Published online**: 2018-03-28 08:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180327.1736.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51406122)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0020

复杂背景下目标散射信号测量与提取技术

梁丽雅, 原赛赛, 许小剑 *
(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在复杂环境条件下的宽带雷达目标散射特性测量中,场地周围环境产生的零多普勒杂波(ZDC)会严重影响目标测量数据的准确性。为了有效地抑制背景杂波、提高目标散射信号的测量精度,提出了一种基于最大概率提取技术。该技术首先通过方位滑窗平均得到每个频点的初始固定背景杂波估计,然后对每个频点的杂波初始估计进行统计直方图处理得到最大概率幅度统计量,并依据该统计量完成门限处理得到最终的杂波估计值,从而消除方位滑窗平均处理中的剩余目标信号分量、实现精确的背景提取与抵消。对典型目标的外场测量数据处理结果验证了本文方法的有效性。

关 键 词: 目标; 散射; 零多普勒杂波(ZDC); 背景杂波; 背景相减; 雷达散射截面(RCS)

中图分类号: TN95

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2232-06

美国佐治亚技术研究所(GTRI)电磁测试场采集了 T72 坦克的一系列三维成像数据,并将其作为 MSTAR(Man-portable Surveillance and Target Acquisition Radar)公用数据库予以发布[1]。在数据采集过程中,雷达置于一个固定高塔的电梯平台上,转台置于距离高塔 150 ft(1 ft = 0.304 8 m)的地面上,其上可放置大型被测目标,并以一定的转速旋转,从而实现对被测目标 360°全方位雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)数据的获取[2-3]。

GTRI 测试场周边环境复杂,除被测目标外,周围存在草地、树木等构成无法移除的固定背景。在 RCS 测量中,较宽的天线波束照射到目标周围的固定背景区域,导致较强的背景杂波连同目标回波信号一起进入雷达接收机。一方面,被测目标始终随转台转动,其回波相位随方位旋转而快速变化,因此目标信号具有较高的多普勒频率。另一方面,目标区周边环境等背景是静止的,因此背景杂波具有零多普勒频率的特点[4-9]。

文献[4-6]提出通过对每个频率点上的测量数据采用方位滑窗平均处理,可得到零多普勒杂波(Zero Doppler Clutter, ZDC)估计值,即固定背景杂波估计值。文献[10]在此基础上提出了一种改进的 ZDC 抑制技术,主要是通过门限处理将 ZDC 估计中的剩余目标分量置零,从而达到提高 ZDC 估计精度的目的。本文在文献[10]工作的基础上,提出了一种基于最大概率统计的提取技术,在消除传统 ZDC 处理中剩余目标信号分量的同时,对每个方位上的固定背景进行最大概率幅度统计估计和门限处理,提高了后续背景抵消处理的有效性。

1 固定背景提取原理

设雷达回波数据由目标回波和固定背景杂波 2 个分量组成,可表示为[11]

收稿日期: 2018-01-11; **录用日期**: 2018-05-18; **网络出版时间**: 2018-05-29 09:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180526.1104.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61371005)
* **通信作者**. E-mail: xiaojianxu@buaa.edu.cn

引用格式: *梁丽雅, 原赛赛, 许小剑. 复杂背景下目标散射信号测量与提取技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2232-2237. LIANG L Y, YUAN S S, XU X J. Measurement and extraction technique of scattered signals for targets under complex background[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2232-2237 (in Chinese).*

$$\boldsymbol{X}(f,\theta) = \boldsymbol{X}_{\mathrm{T}}(f,\theta) + \boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(f) \tag{1}$$

式中：f 为步进频率；θ 为方位角；$\boldsymbol{X}_{\mathrm{T}}(f,\theta)$ 为目标回波信号；$\boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(f)$ 为固定背景杂波。

在给定频率下，有[12]

$$\boldsymbol{X}_{\mathrm{T}}(\theta) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{T}}(\theta)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{T}}(\theta)} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{T}}(\theta)(\cos(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{T}}(\theta)) + \mathrm{j}\sin(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{T}}(\theta))) \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{A}_{\mathrm{T}}(\theta)$ 为目标回波幅度；$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{T}}(\theta)$ 为目标回波相位。$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{T}}(\theta)$ 在转台旋转过程中随方位角 θ 呈现剧烈变化，因此采用小方位窗口对数据进行滑窗统计平均处理时，其数学期望仍然满足[13]

$$\underset{\theta\in\theta_k\pm\Delta}{E}[\boldsymbol{X}_{\mathrm{T}}(\theta)] \approx 0 \tag{3}$$

式中：$\underset{\theta\in\theta_k\pm\Delta}{E}[\,]$ 表示方位窗口为 $\theta_k-\Delta\leqslant\theta\leqslant\theta_k+\Delta$ 内的所有测量数据的数学期望，θ_k 为第 k 个方位角位置，2Δ 为以 θ_k 为中心、对散射回波数据做平均处理的方位滑窗宽度。

固定背景杂波的幅度和相位是不随方位角变化的，因此有

$$\underset{\theta\in\theta_k\pm\Delta}{E}[\boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(\theta)] = A_{\mathrm{B}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_{\mathrm{B}}} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(\theta)$ 为固定背景杂波信号；A_{B} 为固定背景杂波幅度；φ_{B} 为固定背景杂波相位。两者都为常数项。

综上，总的雷达回波数据的数学期望为

$$\underset{\theta\in\theta_k\pm\Delta}{E}[\boldsymbol{X}(f,\theta)] = \underset{\theta\in\theta_k\pm\Delta}{E}[\boldsymbol{X}_{\mathrm{T}}(f,\theta)] + \boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(f) = \boldsymbol{X}_{\mathrm{B}}(f) \tag{5}$$

由上述推导可知：只要被测目标在转台中心附近不存在重要的散射中心，则通过对回波信号采用小方位角范围滑窗平均处理，可直接得到固定背景杂波分量[3,9-10]。

2　基于最大概率的背景提取与相减技术

采用方位滑窗平均得到的固定背景杂波中存在被测目标本身残余的散射回波信号，其结果不但影响背景提取的精度，而且在后续背景抵消处理中可能使部分目标信息也被减缩。为此，本文提出一种新的背景提取技术，即基于最大概率的背景提取与相减技术对测量数据进行处理[14]。其基本依据是：固定背景杂波是不随方位角变化的，当采用 ZDC 处理时，受目标残余信号影响的背景估计仅在少部分方位角上发生，故通过沿方位向求取最大概率幅度统计量，并用此量替换超过一定阈值的背景幅值估计，这样能有效滤除目标残余信号分量，从统计意义上而言，所得到的固定背景杂波估计更准确，从而达到较好的背景抵消效果。基于最大概率的背景提取与相减技术处理流程如图 1 所示，基本测量与背景提取处理的步骤如下：

步骤 1　数据获取。将目标置于转台上，作 360°全方位旋转测量，获得不同方位角下的窄带或宽带散射回波幅度和相位数据，从而得到“目标 + 固定背景”的混合回波带宽测量样本，称为“全方位宽带 RCS 测量原始幅相数据”。

步骤 2　固定背景提取。针对“全方位宽带 RCS 测量原始幅相数据”中每个测量频点，选择一定宽度的方位窗口做方位滑窗平均处理，得到每个方位下的固定背景杂波估计值。

步骤 3　最大概率幅度统计量计算。通过概率统计直方图处理，求取固定背景杂波幅度估计的全方位统计量，得到最大概率幅度估计 $A_{\mathrm{pmax}}(f_i)$，$i=1,2,\cdots,N_f$。

步骤 4　基于最大概率幅度统计量的门限处理。依据上述最大概率幅度统计量设定门限因子，针对每个频点和每个方位的固定背景杂波幅

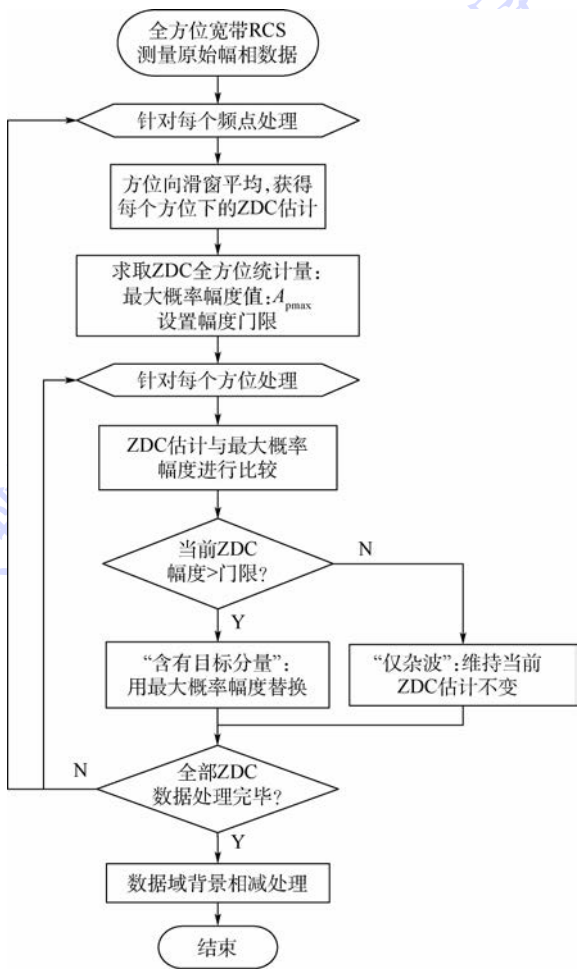


图 1　基于最大概率的背景提取与相减流程图

Fig. 1　Flowchart of background extraction and subtraction based on maximal probability

北航学报 赠阅

度估计,完成门限处理,即:如果当前幅度估计值与最大概率幅度 $A_{\mathrm{pmax}}(f_i)$ 之间的差异超过门限值,则该处的幅度值用最大概率幅度 $A_{\mathrm{pmax}}(f_i)$ 值替换。如此,得到每个频点和方位下的最终固定背景杂波的估计值。

步骤 5 背景相减处理。原始测量数据与固定背景杂波估计数据之间作向量相减,得到背景抵消后的目标回波数据。

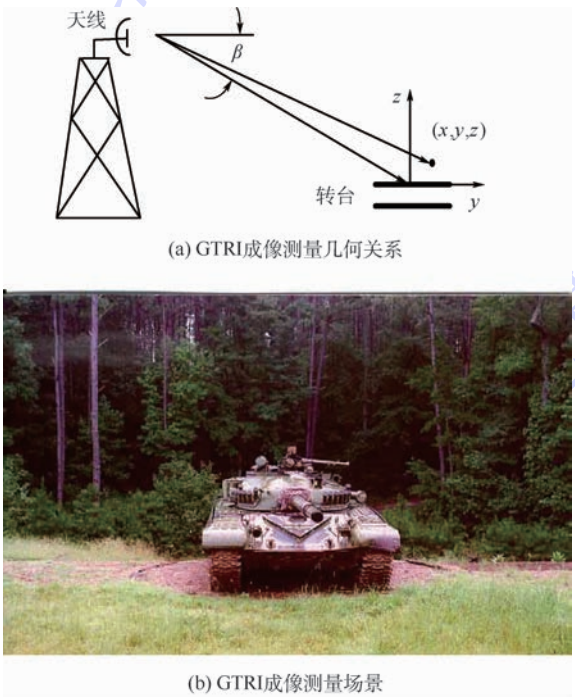
3 结果及分析

以 MSTAR 公布的 T72 坦克的雷达成像数据为实验数据进行处理。测试条件为:中心频率 9.6 GHz,带宽 660 MHz,360°全方位测量,角度间隔 0.05°。获取成像数据的测试场转台雷达测量几何关系及测试场景如图 2 所示。

图 3 为数据域中的结果对比。其中,图 3(a)是原始测量数据,可见固定背景杂波对数据的影响十分严重;图 3(b)是采用方位滑窗平均技术提取的背景;图 3(c)是通过基于最大概率处理得到的背景,可以看到原本位于图 3(b)中方位角 0°和 ±90°附近的剩余目标分量被全部滤除;图 3(d)是将图 3(a)与(c)作矢量相减得到的背景抵消后的结果。

为了进一步分析背景抵消前后对目标RCS的影响,图4给出了一组在给定频率下,采用基于最大概率的背景提取与相减技术进行背景抵消前后的 RCS 随方位变化的结果对比,可以发现在本例中固定背景杂波对目标 RCS 的影响非常严重,经固定背景提取与抵消处理后,坦克目标的 RCS 随方位的变化特性得到了很好的恢复。

为了更清晰地观察背景提取与抑制的效果,

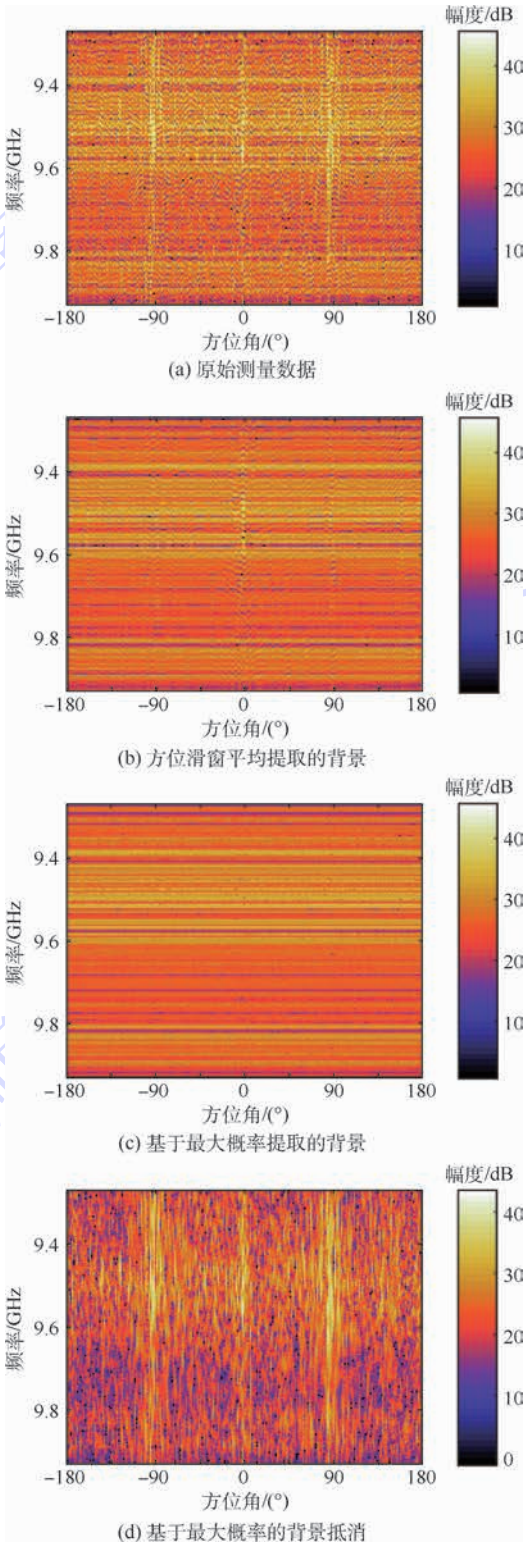


(a) GTRI成像测量几何关系

(b) GTRI成像测量场景

图 2 GTRI 成像测量几何关系和测试场景

Fig. 2 GTRI imaging measurement geometry and test scene



(a) 原始测量数据

(b) 方位滑窗平均提取的背景

(c) 基于最大概率提取的背景

(d) 基于最大概率的背景抵消

图 3 数据域结果对比

Fig. 3 Comparison of results in data domain

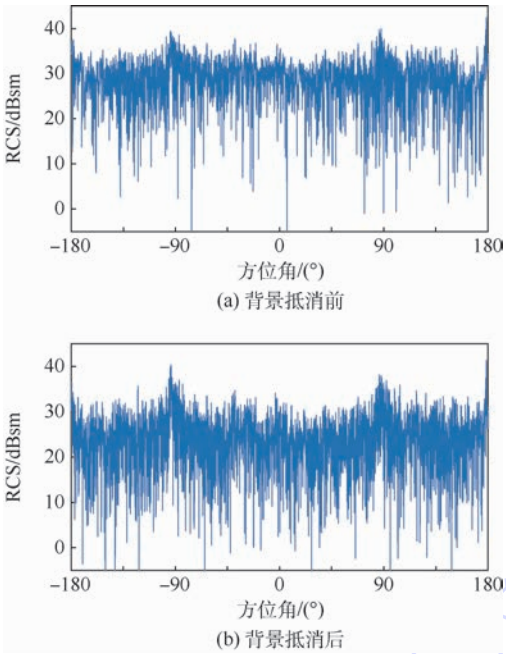


图 4　背景抵消前后 RCS 随方位角变化结果

Fig. 4　RCS versus azimuth before and after background subtraction

对图 3(a) ~ (c)分别作快速傅里叶逆变换(IFFT),得到各自对应的一维距离像(HRRP)[15],如图 5(a) ~ (d)所示。其中,图 5(a)为原始测量数据的 HRRP,图 5(b) ~ (d)分别为采用滑窗 ZDC 处理、文献[10]提出的目标残余分量置零的方法以及本文方法提取得到的背景信号的 HRRP。对比图 5(b) ~ (d),可以明显地看到采用基于最大概率的背景提取技术能够更有效地消除背景估计中的目标残余分量,提高背景提取的准确性。

图 6(a) ~ (c)给出了分别采用传统方位滑窗平均、文献[10]提出的置零处理和最大概率提取技术得到固定背景杂波估计并进行背景抵消后的 HRRP 结果对比。与图 5(a)对比可见,图 6(a)在方位角为 0°和 ±90°的位置丢失了部分目标信号,而图 6(b)和(c)都保留了较完整的目标特征信号,但是图 6(c)的效果更好。

作为最后一个例子,图 7 展示出了采用金属支架的 RCS 测试场的实验结果。测试条件为:频率范围 1 ~ 3 GHz,360°全方位测量,天线极化为 VV 极化。图 7(a)为原始测量数据的 HRRP,图 7(b)和(c)分别为采用方位滑窗平均和最大概率提取技术得到固定背景杂波的 HRRP,图 7(d)和(e)分别为采用方位滑窗平均技术和基于最大概率提取技术进行背景抵消后的 HRRP。对比

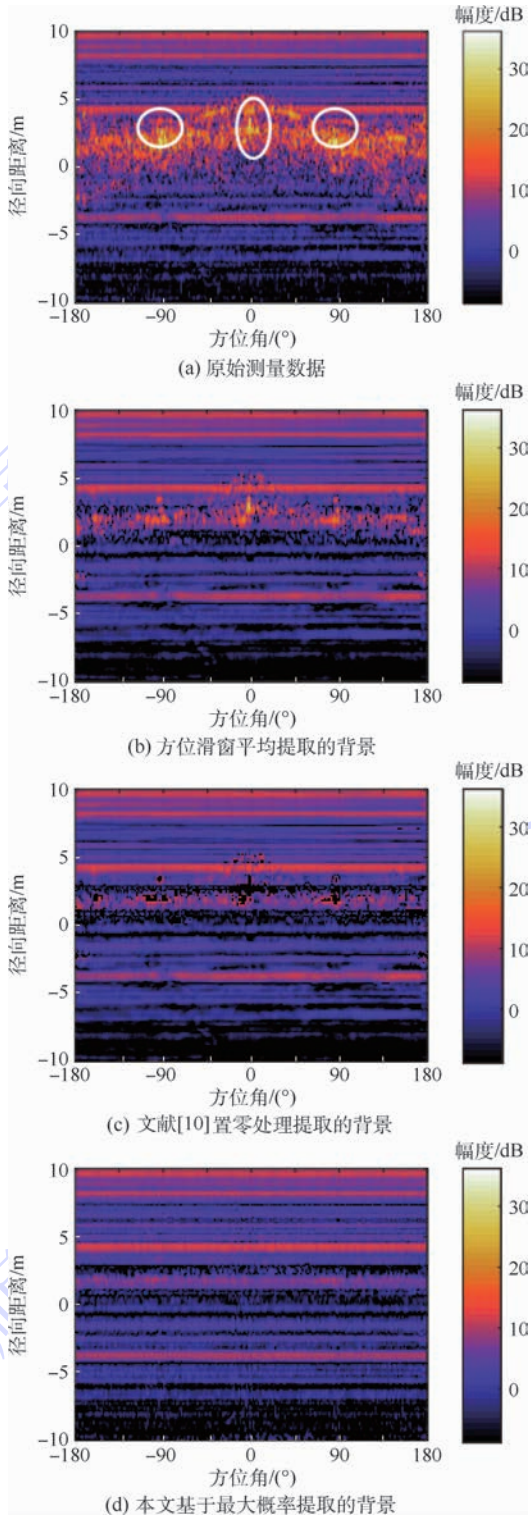


图 5　时域结果对比

Fig. 5　Comparison of results in time domain

图 7(a)、(d)和(e)可见,采用方位滑窗平均技术进行背景抵消后会丢失部分目标信号,这是由于背景估计中的目标残余分量造成的;而采用基于最大概率的背景提取与抵消技术在滤除背景杂波的同时,保留了较完整的目标特征信号。

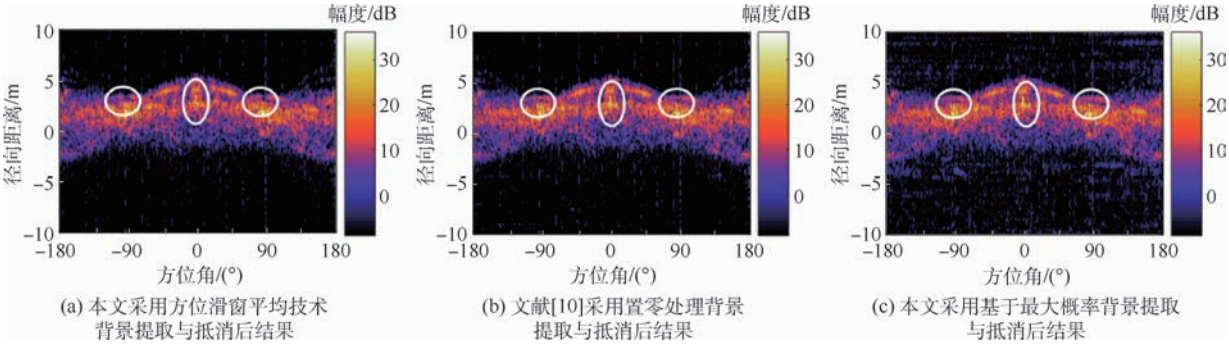


图 6 采用不同处理技术背景抵消后的 HRRP 结果对比

Fig. 6 Comparison of HRRP results of different processing techniques for background subtraction

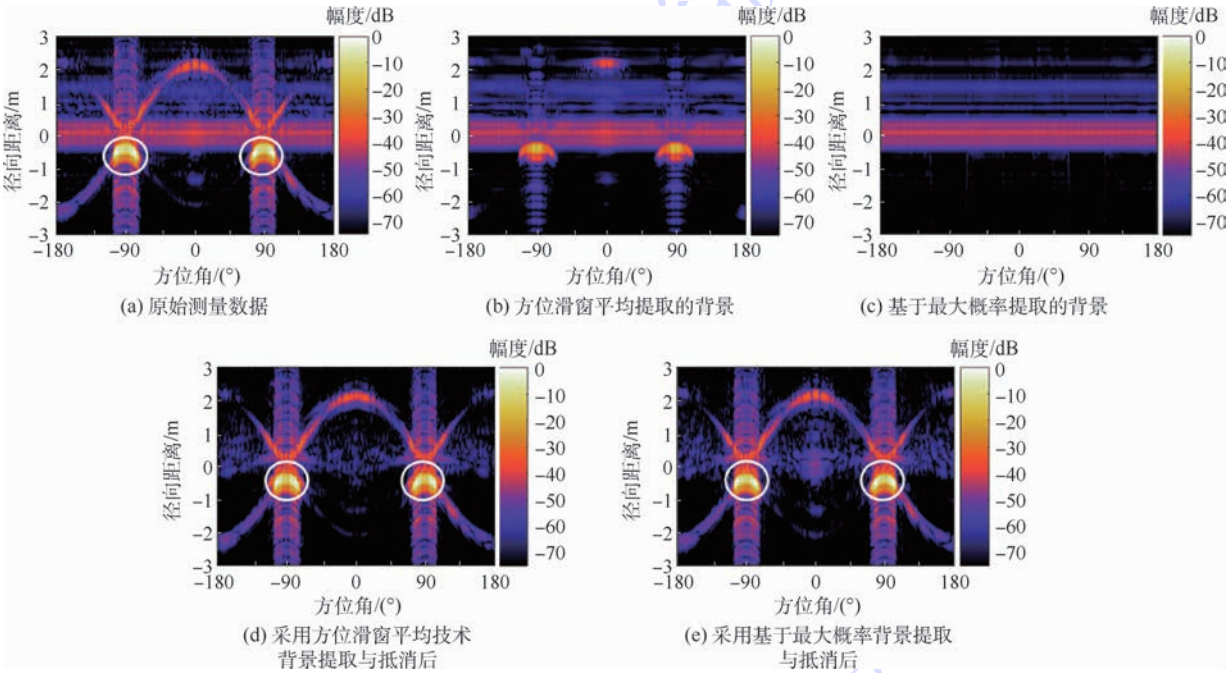


图 7 采用金属支架测量数据的 HRRP 结果对比

Fig. 7 Comparison of HRRP results of measurement data by metal pylon

4 结 论

针对目标散射特性测量中存在的固定背景杂波,提出了一种基于最大概率的背景提取与相减技术:

1)在数据域中,采用基于最大概率的背景提取技术可以消除固定背景杂波中的残余目标信号分量。

2)采用基于最大概率的背景提取技术并通过背景相减处理后得到的 HRRP 中,滤除固定背景杂波的同时,保留了较完整的目标特征信号。

参考文献(References)

[1] https://www.sdms.afrl.af.mil.

[2] 栾瑞雪,许小剑. 周期性凹口数据的雷达图像修复[J]. 信号处理,2009,25(3):493-496.
LUAN R X, XU X J. ISAR image reconstruction from periodically gapped data[J]. Signal Processing, 2009, 25(3): 493-496 (in Chinese).

[3] 栾瑞雪. 高背景电平下转台 ISAR 成像数据处理技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2008:33-42.
LUAN R X. ISAR imagery data processing for turntable objects in strong background clutters[D]. Beijing: Beihang University, 2008: 33-42 (in Chinese).

[4] SHOWMAN A, SANGSTON K, RICHARDS M. Correction of artifacts in turntable inverse synthetic aperture radar images [C]// Proceedings SPIE-3066, Radar Sensor Technology Ⅱ. Bellingham: SPIE, 1997: 40-51.

[5] SHOWMAN A, SANGSTON K, RICHARDS M. Comparison of two algorithms for correcting zero-Doppler clutter in turntable ISAR imagery [C] // IEEE Conference Record of the Thirty-Second Asilomar Conference on Signal, System and Computers. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 411-415.

[6] LAHAIE I J, LEBARON E I, ROUSSI C J, et al. Processing techniques for the removal of target support contamination [C]// IEEE Antennas and Propagation Society International

北航学报 赠阅

Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1993: 488-491.

[7] COMPUQUEST C M. Range domain filtering: Application to zero and high Doppler removal[C]// Proceedings of 35th Antenna Measurement Techniques Association Symposium, 2013.

[8] FOWLER J D, TEMPLE M A, HAVRILLA M J, et al. Characterization of zero-Doppler clutter removal techniques for ISAR applications[C]// 2007 IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 800-804.

[9] 梁丽雅. 目标一维高分辨距离像测量中的杂波滤除技术[D]. 北京:中国农业大学, 2016: 4-23.
LIANG L Y. Clutter removal technique in one-dimensional high resolution images of target measurement[D]. Beijing: China Agricultural University, 2016: 4-23 (in Chinese).

[10] LIANG L Y, XU X J. An improved procedure for ZDC reduction in high resolution imaging of rotating targets[C]// 2016 IEEE 13th International Conference on Signal Proceedings. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1467-1479.

[11] XU X J. A background and target signal separation techniques for exact RCS measurement[C]// Information Conference on Electromagnetics in Advanced Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 891-894.

[12] XU X J. A new approach for background clutter extraction in radar cross section measurement[C]// 2016 IEEE/ACES International Conference on Wireless Information Technology and Systems (ICWITS) and Applied Computational Electromagnetics (ACES). 2016: 1-2.

[13] 周萌清. 随机过程理论[M]. 2 版. 北京:电子工业出版社, 2009: 20-21.
ZHOU M Q. Stochastic process theory[M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 20-21 (in Chinese).

[14] 许小剑. 目标 RCS 测量中背景提取与抵消的最大概率数据域处理方法: 201610764900.2[P]. 2016-08-30.
XU X J. Background extraction and subtraction method based on maximal probability for target RCS measurement in data domain: 201610764900.2[P]. 2016-08-30 (in Chinese).

[15] 许小剑, 黄培康. 雷达系统及其信息处理[M]. 北京:电子工业出版社, 2010: 222-225.
XU X J, HUANG P K. Radar system and information process[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 222-225 (in Chinese).

作者简介:

梁丽雅　女,硕士研究生。主要研究方向:信号与信息处理。

原赛赛　女,硕士研究生。主要研究方向:雷达信号处理。

许小剑　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:遥感特征建模、雷达成像与目标识别等。

Measurement and extraction technique of scattered signals for targets under complex background

LIANG Liya, YUAN Saisai, XU Xiaojian*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Zero-Doppler clutter (ZDC) caused by the surrounding environment of an outdoor measurement field is one of the major factors which degrade the accuracy of the target scattering signatures in wideband radar cross section measurement. A new technique for ZDC estimation based on maximal probability is proposed to effectively suppress background clutter and improve the measurement uncertainty. In this technique, an initial ZDC estimate for each frequency is obtained by sliding windowed average of the samples over azimuthal angles. The maximal probability amplitudes of the initial ZDC estimates are then calculated for each frequency. Refined ZDC estimates are finally obtained through threshold processing based on the maximal probability amplitude statistics. In this way, the residual target signal components in the initial ZDC estimates are greatly suppressed. As a consequence, accurate background clutter extraction and subtraction are achieved. The experimental results of outdoor data processing for typical targets are presented to demonstrate the effectiveness of the proposed technique.

Keywords: target; scattering; zero-Doppler clutter (ZDC); background clutter; background subtraction; radar cross section (RCS)

Received: 2018-01-11; **Accepted**: 2018-05-18; **Published online**: 2018-05-29 09:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180526.1104.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61371005)

* **Corresponding author**. E-mail: xiaojianxu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0756

改进 BA 优化的 MKSVDD 航空发动机工作状态识别

何大伟[1], 彭靖波[1,*], 胡金海[1], 宋志平[2]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 西安交通大学, 西安 710054)

摘 要: 为了提高航空发动机工作状态识别准确率和效率,避免人工识别中存在的误判和耗时耗力问题,提出了基于混沌脉冲蝙蝠算法(CRBA)优化的多核支持向量数据描述(CRBA-MKSVDD)智能识别方法。研究了多核支持向量数据描述(MKSVDD)改进策略,引入混沌脉冲发射率提高了蝙蝠算法(BA)的收敛速度和收敛精度,得到了CRBA;通过 CRBA 优化 MKSVDD 的惩罚因子和核参数,同时对飞参数据进行了特征提取;基于特征飞参数据训练了 CRBA-MKSVDD 分类器,并对某型发动机一个飞行架次的工作状态进行了识别。结果表明,该方法识别准确率达到 97.5479%,可用于与发动机工作状态的相关研究和应用。

关 键 词: 多核支持向量数据描述(MKSVDD); 改进蝙蝠算法; 航空发动机; 工作状态识别; 飞参数据
中图分类号: V235.13
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)10-2238-09

航空发动机是提供飞机飞行所需推力的装置。按照推力的大小,通常航空发动机工作状态可划分为停车、慢车、中间及中间以上、最大工作状态,在不同的工作状态下,航空发动机采用不同的调节规律提供推力,其性能参数在不同工作状态下表现出不同的函数形式和映射关系[1]。判别航空发动机工作状态,是分析发动机性能、检验发动机可靠性、在使用条件下正确利用发动机寿命等的前提和基础[2],同时,也是计算发动机控制品质的关键步骤,具有重要的研究意义和价值。

通过读取、分析飞参系统控制器记录的发动机状态参数(飞参数据),是判断航空发动机工作状态的有效途径。一般的判断方法是通过油门杆位置,但该参数难以精确区分稳态与过渡态,特别是对于军用飞机,需要在各种复杂大气条件下完成各类战斗动作,导致该参数波动较大,因此通常需要综合油门杆位置和其他参数共同进行发动机工作状态识别。在外场工作中,发动机工作状态识别由人工完成,每架次飞行记录的发动机数据量大、规律性弱,人工识别耗时耗力,因此大多存在错判、漏判等问题。

航空发动机工作状态识别从数学原理上分析属于多分类问题。支持向量数据描述(Support Vector Data Description, SVDD)[3]的本质是通过映射在高维空间的支持向量构造最小超球体使得尽可能多的目标样本包含在其中,从而达到分类的目的。该算法是基于支持向量机(SVM)发展出的一种高效的单分类方法,同样适用于多分类问题,由于该方法具有计算速度快、鲁棒性强、算法复杂度低等特点,近年来在多视点建模[4]、故

收稿日期: 2017-12-06; **录用日期**: 2018-02-25; **网络出版时间**: 2018-03-08 12:28
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180308.1016.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51506221); 陕西省自然科学基础研究计划(2015JQ5179)
* **通信作者**. E-mail: pjb1209@126.com

引用格式: 何大伟, 彭靖波, 胡金海, 等. 改进BA优化的MKSVDD航空发动机工作状态识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2238-2246. HE D W, PENG J B, HU J H, et al. Aero-engine working condition recognition based on MKSVDD optimized by improved BA[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2238-2246 (in Chinese).

北航学报 赠阅

障诊断[5]、模式识别[6]和异常检测[7]等领域得到了广泛应用。

在模式识别中,已有学者将 SVM 和 SVDD 应用在航空发动机工作状态识别方面,文献[8]基于最小二乘 SVM 比较了一对一、一对多、纠错输出编码 3 种分类方法,并采用纠错输出编码方法对某架次发动机工作状态进行了识别;文献[9]基于快速 SVDD 识别方法,构建了一种基于超椭球分类面支持向量数据描述(HE-SVDD)分类器,具有从大规模飞行数据中快速识别发动机工作状态的能力。上述文献所提方法均采用高斯核函数进行高维映射,对核参数的选取采用交叉验证的方法,但由于航空发动机飞参数据的异构性且为多数据源,采用单核函数往往达不到预期效果,而核参数的选择直接影响了 SVDD 的性能,同时,交叉验证方法耗时较长,且只为经验上的最优值。

为此,本文研究了多核支持向量数据描述(Multi Kernel Support Vector Data Description, MKSVDD)分类算法,结合所提出的基于混沌脉冲蝙蝠算法(Chaotic Rate Bat Algorithm, CRBA),以航空发动机工作状态识别准确率为目标函数,对多核函数权重、惩罚因子、核参数进行优化,进一步提高了分类器性能,建立了改进蝙蝠算法优化的多核支持向量数据描述(CRBA-MKSVDD)分类器,并对某型航空发动机的工作状态进行了准确识别,为发动机状态的在线或离线监控提供了应用参考。

1　多核支持向量数据描述

1.1　支持向量数据描述基本原理

设样本集合为 $X=\{\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^d\mid i=1,2,\cdots,n\}$,其中 n 为样本数目,$\boldsymbol{x}_i$ 为 d 维的原始数据,为了提高数据的可分性和紧凑性,SVDD 在构造最小超球面前使用非线性映射 φ 将原始低维样本特征的集合 X 映射至高维空间,映射后的特征向量为 $\varphi(X)=\{\varphi(\boldsymbol{x}_i)\mid i=1,2,\cdots,n\}$。

根据 SVDD 需要将描述样本作为整体建立封闭而紧凑的目标区域可知,对最小超球体的求解实质上是一个约束凸优化问题,引入松弛因子 ξ_i $(\xi_i\geqslant 0, i=1,2,\cdots,n)$ 使得算法具有较好的鲁棒性,优化问题的数学描述如下:

$$\min F(R,\boldsymbol{a})=R^2+C\sum_{i=1}^{n}\xi_i$$
$$\text{s.t.}\begin{cases}\|\varphi(\boldsymbol{x}_i)-\boldsymbol{a}\|^2\leqslant R^2+\xi_i\\ \xi_i\geqslant 0\\ i=1,2,\cdots,n\end{cases}\tag{1}$$

式中:R 为超球体的半径;C 为控制最小超球体体积与非目标类数目之间的惩罚因子;$\boldsymbol{a}$ 为最小超球体的球心。SVDD 原理示意图如图 1 所示。

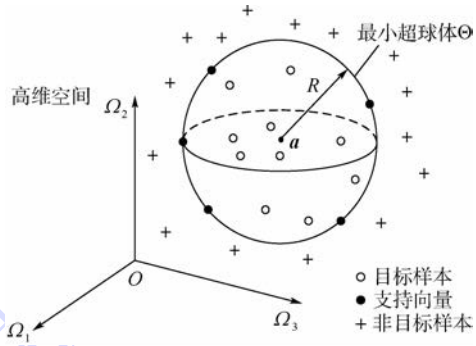


图 1　SVDD 原理示意图

Fig. 1　Schematic diagram of SVDD principle

引入拉格朗日乘子 $\alpha_i(\alpha_i\geqslant 0)$、$\beta_i(\beta_i\geqslant 0)$,在式(1)的基础上构造拉格朗日函数,可得数学形式如下:

$$L(\boldsymbol{a},R,\xi_i,\alpha_i,\beta_i)=R^2+C\sum_{i=1}^{n}\xi_i-\beta_i\sum_{i=1}^{n}\xi_i-\sum_{i=1}^{n}\alpha_i(R^2+\xi_i-\|\varphi(\boldsymbol{x}_i)-\boldsymbol{a}\|^2)\tag{2}$$

对式(2)求极值,即对 R、$\boldsymbol{a}$ 和 ξ_i 的偏导数为 0,分别得到如下约束条件:

$$\begin{cases}\sum_{i=1}^{n}\alpha_i=1\\ \boldsymbol{a}=\sum_{i=1}^{n}\alpha_i\varphi(\boldsymbol{x}_i)\end{cases}\tag{3}$$
$$C-\alpha_i-\beta_i=0\Rightarrow 0\leqslant\alpha_i\leqslant C\tag{4}$$

将式(3)和式(4)代入式(2),得到优化问题的对偶形式:

$$\max L=\sum_{i=1}^{n}\alpha_i\varphi(\boldsymbol{x}_i)\varphi(\boldsymbol{x}_i)-\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\alpha_i\alpha_j\varphi(\boldsymbol{x}_i)\varphi(\boldsymbol{x}_j)\tag{5}$$

寻找满足 Mercer 定理[10]的核函数,使得 $K(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)=\langle\varphi(\boldsymbol{x}_i),\varphi(\boldsymbol{x}_j)\rangle$,将内积运算转化为核函数运算:

$$\max L=\sum_{i=1}^{n}\alpha_iK(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i)-\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\alpha_i\alpha_jK(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)$$
$$\text{s.t.}\sum_{i=1}^{n}\alpha_i=1,0\leqslant\alpha_i\leqslant C,i=1,2,\cdots,n\tag{6}$$

由 KKT(Karush-Kuhn-Tucher)条件[11]对 α_i 的优化结果可知,训练集中满足 $\alpha_i=0$ 的点处于超球体内部;$0<\alpha_i<C$ 为边界上的点;$\alpha_i=C$ 为超球体外部的点。边界点即为支持向量 $\boldsymbol{x}_{sv}$,超球体半径 R 由此求得

$$R^2=K(\boldsymbol{x}_{sv},\boldsymbol{x}_{sv})-2\sum_{i=1}^{n}\alpha_iK(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_{sv})+\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\alpha_i\alpha_jK(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)\tag{7}$$

北航学报 赠阅

对于一个新样本,到超球体球心的距离为

$$g(\boldsymbol{x}) = \|\varphi(\boldsymbol{x}_{\text{test}}) - \boldsymbol{a}\|^2 = K(\boldsymbol{x}_{\text{test}},\boldsymbol{x}_{\text{test}}) - 2\sum_{i=1}^{n}\alpha_i K(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_{\text{test}}) + \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\alpha_i\alpha_j K(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j) \tag{8}$$

判断是否属于目标样本,可根据如下列条件:

$$\text{Sh}(\boldsymbol{x}) = I(g(\boldsymbol{x}) \leqslant R^2) \tag{9}$$

式中:指示函数 $I(\cdot)$,定义如下:

$$I(A) = \begin{cases} 1 & A \text{ 为真} \\ 0 & A \text{ 为假} \end{cases} \tag{10}$$

1.2 多核函数的构造

实际数据的异构性导致单核函数往往存在局限性,不同分布类型的数据满足不同类型的核函数映射。多核函数的优点在于不同核函数的内推和外推能力不同,因而学习能力各有优劣,将不同类型的核函数组合之后兼具良好的学习能力和较好的推广能力,体现了 SVDD 在学习能力和推广能力之间寻求折中的思想。

因此如何构造出有效多核函数是本节研究重点。文献[12]对核函数构造的基本形式进行了研究,为了对异构数据实现更好分类效果,结合核函数使用经验,本文采用线性组合核函数的方法构造多核函数 K_{multi},多核函数因子为

$$\begin{cases} k_{\text{poly}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = [(\boldsymbol{x}\cdot\boldsymbol{y}) + 1]^d \\ k_{\text{gauss}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = \exp\left(-\dfrac{\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{x}_j\|^2}{2\sigma^2}\right) \\ k_{\text{sigmoid}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = \tanh(k_1\boldsymbol{x}^{\text{T}}\boldsymbol{y} + k_2) \end{cases} \tag{11}$$

式(11)依次为单核多项式核函数、高斯核函数、sigmoid 核函数。d 为多项式核函数参数;σ 为高斯核函数参数;k_1 和 k_2 为 sigmoid 核函数参数。文献[13]已经证明对核函数进行变形,能改进核函数的性能,得到更好的分类效果,且 sigmoid 核函数为高斯核函数的一种形式,分类效果基本相同。文献[14]根据核映射伸缩率的性质,对传统高斯核函数进行改进:

$$\tilde{k}_{\text{gauss}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = (\boldsymbol{x}-\boldsymbol{a})^{\text{T}}(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{a})\exp\left(-\frac{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{y}\|^2}{2\sigma^2}\right) \tag{12}$$

改进后的高斯核函数能够确保伸缩率 $\text{rot}(x) > 1$ 即在保证所有特征向量最小超球半径不变大的前提下,使得输入空间点的距离变大,具有更好的分类性能,同时通过实验表明改进后的高斯核函数比传统高斯核函数降低了 VC 维(Vapnik-Chervonenkis Dimension)[14]。

综上分析,由于 sigmoid 核函数与高斯核函数的相似性,考虑使用高斯函数与多项式核函数线性结合的形式,结合改对高斯核函数的改进策略,本文提出建立如下多核函数:

$$K_{\text{multi}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) = pk_{\text{poly}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) + q\tilde{k}_{\text{guass}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) \tag{13}$$

式中:$p(p \geqslant 0)$ 和 $q(q \geqslant 0)$ 为多核函数的权值,$p+q=1$。

2 基于混沌脉冲的蝙蝠算法

2.1 蝙蝠算法基本原理

蝙蝠算法(Bat Algorithm, BA)是由 Yang[15] 于 2010 年提出的一种新型元启发式群体智能优化算法。该算法通过模拟蝙蝠群体利用超声波遍历空间、探测目标、捕获目标、避免障碍物的生物学过程,多次迭代更新蝙蝠种群的速度、位置、最佳适应度函数值,最终得到寻优问题的全局最优解或近似全局最优解。

每一只蝙蝠在搜索空间的位置对应解空间的一个解,具有相应的速度和适应度函数值,蝙蝠群体通过更新发出频率、脉冲发射速率和声波响度产生新的解集,并逐渐进化到包含全局最优解或近似全局最优解的状态。迭代过程的数学表达式如下:

$$F_i = F_{\min} + (F_{\max} - F_{\min})\text{RN} \quad \text{RN} \in [0,1] \tag{14}$$

$$V_i^l = V_i^{l-1} + (X_i^{l-1} - X_{\text{best}})F_i \tag{15}$$

$$X_i^l = X_i^{l-1} + V_i^{l-1} \tag{16}$$

式中:F_i 为第 i 只蝙蝠的发出频率;$F_{\min}$ 与 $F_{\max}$ 分别为蝙蝠种群发出频率的最小值与最大值;RN 为在 $[0,1]$ 均匀分布的随机变量;$F_i \in [F_{\min}, F_{\max}]$;$V_i^l$ 与 X_i^l 分别为在第 l 次迭代中,第 i 只蝙蝠在搜索空间的运动速度与位置,$i = 1,2,\cdots,N$;X_{best} 为当前全局位置最优解。

在算法收敛至最优解区域时,对最优位置进行微扰动,从而达到再次局部搜索的目的,确保最优解的遍历性,更新公式如下:

$$X_{\text{new}} = X_{\text{best}} + \alpha A^l \tag{17}$$

式中:α 为在 $[-1,1]$ 区间的随机数[16];A^l 为此代蝙蝠种群的声波响度平均值。

在式(17)的基础上,脉冲发射率 R_i 与脉冲声波响度 A_i 随着迭代的进行而更新,更新公式如下:

$$A_i^{l+1} = \omega A_i^l \tag{18}$$

$$R_i^{l+1} = R_i^0(1 - \exp(-\beta t)) \tag{19}$$

式中:β 和 ω 为常数,$\beta > 0, 0 < \omega < 1$。

通过对上述数学模型的分析可知,BA 具有

北航学报 赠阅

结构简单、输入参数少、可读性强等特点,实现了动态控制全局搜索和局部搜索的相互转换[17],且已被证明在求解无约束优化问题时性能要优于遗传算法(GA)和粒子群优化(PSO)算法[16],具有广泛的应用拓展空间[18-19]。虽然该算法有诸多优点,但其也存在着易陷入局部最优、收敛精度偏低和收敛速度较慢的问题。

针对这些缺点,国内外学者对其进行了研究改进,如 Rahimi 等[20]提出一种自适应学习的蝙蝠启发式算法,提高了 BA 的收敛精度;李煜等[21]融合均匀变异与高斯变异机制对蝙蝠位置进行选择性变异更新,使改进后算法的寻优精度、收敛速度均有提高;刘长平和叶春明[22]提出利用混沌优化来帮助 BA 实现更好的遍历性,避免局部最优值。虽然上述文献对 BA 进行了一定程度的改进提高,但均是对蝙蝠位置、速度更新公式的优化,没有考虑脉冲发射率与声波响度对模型及结果的影响,而脉冲发射率和声波响度是式(17)进行局部遍历寻优的触发条件和重要度量参数,蝙蝠种群回声定位的能力由脉冲发射率和声波响度控制[23],故而对脉冲发射率和声波响度进行优化和研究对提高算法整体效能具有重要意义和价值。

2.2　混沌脉冲发射率的优化策略

在 BA 中,脉冲发射率的更新迭代如式(18)和式(19)所示,即 $R_i^{l+1} \leqslant R_i^0$,$A_i^{l+1} \leqslant A_i^0$,算法在局部搜索的遍历性与 R_i^0 和 A_i^0 的初值选取直接相关,初值选取具有一定的随机性和不确定性,从而不利于算法的优化过程。为了解决该问题,实现对脉冲发射率的改进,本文结合 Yang[16]的研究建议与正弦反曲映射[24]对脉冲发射率 R_i^{l+1} 和声波响度 A_i^{l+1} 进行如下改进:

$$\begin{cases} R_i^{l+1} = \tau (R_i^l)^2 \sin(\pi R_i^l) \\ \tau = 2.3 \\ R_0 = 0.7 \\ A_0 = 0.9 \end{cases} \tag{20}$$

式中:τ 为脉冲发射率中的迭代参数;A_0 和 R_0 分别为初始声波响度和脉冲响度值;R_i^{l+1} 为混沌脉冲发射率。

正弦反曲映射可将 R_i^{l+1} 的变化范围控制在 0.5 ~ 1之间,从而具有混沌遍历性,式(20)使得脉冲发射率兼具对初始值的敏感性和混沌变化范围的确定性,避免陷入局部最优值,同时对初始值敏感性可提高算法的全局搜索能力,R_i^{l+1} 的变化范围如图 2 所示。

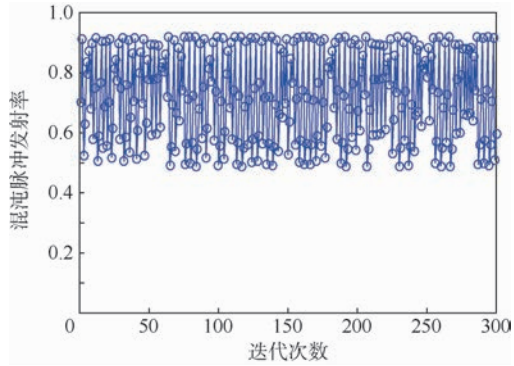


图 2　混沌脉冲发射率变化范围

Fig. 2　Value range of chaotic pulse rate

2.3　验证性分析

为了测试本文算法的寻优性能,选取 GA、PSO 算法、BA 和本文提出的 CRBA,通过测试函数进行对比仿真,本文在此仅列举两项函数的测试结果。

Sphere 函数:

$$f(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{x}_i^2 \tag{21}$$

该函数在(0,…,0)处取得最小值 0。

Rosenbrock 函数:

$$f(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^{n} [100 (\boldsymbol{x}_{i+1} - \boldsymbol{x}_i^2)^2 + (\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{I})^2] \tag{22}$$

式中:$\boldsymbol{I} = (1,\cdots,1)$,该函数在(0,…,0)处取得最小值 0。

测试函数的复杂度会随着维数和迭代次数的增加而增加,适合测试算法的寻优性能。

4 种算法参数设置基本保持一致,同时考虑到 BA 与其他智能算法之间存在最优种群参数带来的影响,迭代次数 I_{ter} 依次选取为 50、100、150、200,种群规模 N 依选取为 10、20、30、40、50。为体现 CRBA 的优越性,BA 与 CRBA 的脉冲发射率、声波响度保持一致 $R_0 = 0.7$,$A_0 = 0.9$,4 种算法的初始位置的最大、最小值均相同 Pop_Min = −15,Pop_Max = 15,初始速度根据初始位置随机生成,在此仅列出 $I_{\text{ter}} = 200$、$N = 20$ 的收敛曲线,如图 3 所示,其他组合种群参数的收敛结果与此趋势相同。

由图 3 可见,4 类算法中 GA 算法具有最快的收敛速度,接近垂直下降,但其鲁棒性较差,尤其在对 Sphere 函数的寻优中,还有较大的振荡,BA 与 PSO 算法的寻优效果大体保持一致,BA 在收敛精度上略有提高,本文提出的 CRBA 算法在 4 类算法中兼具较快的收敛速度和最高的收敛精度,且具有鲁棒性,与其他 3 类算法相比较,CRBA 算法拥有最优的综合性能。

北航学报 赠阅

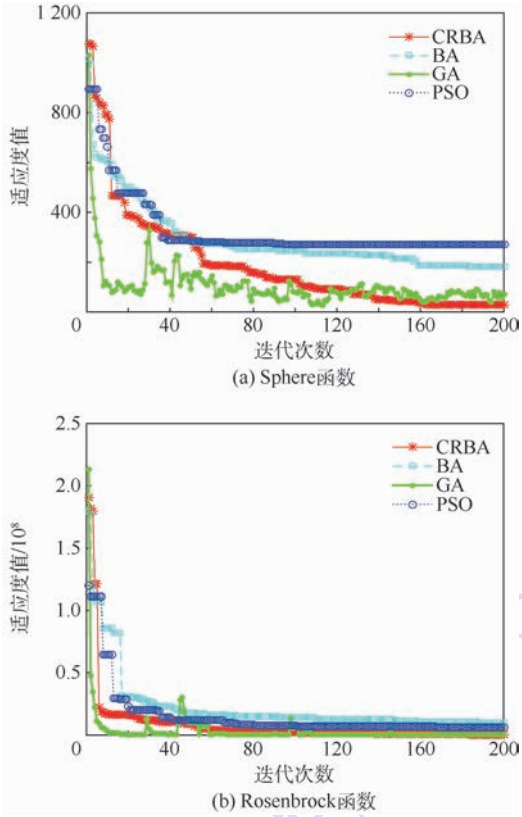


图 3 测试函数的收敛曲线

Fig. 3 Convergence curves of test function

3 基于改进 BA 算法的 MKSVDD 参数优化机制

多核权重对分类效果的影响不大[13],且多项式核参数越小其外推能力越强[14],因此 MKSVDD 对异构数据的分类识别效果主要由高斯核参数、惩罚因子两者共同决定。根据第 1 节和第 2 节的分析,为使 MKSVDD 分类器达到最优的分类能力,本文设定多项式核参数 $d=1$、多核权重 $p=0.6$,采用 CRBA,以分类器识别率为目标函数,对高斯核参数 σ,惩罚因子 C 进行寻优计算,得到最优参数和分类器,具体步骤归纳如下:

步骤 1 随机初始化改进 BA 的蝙蝠种群参数:初始位置最大值 Pop_Max、最小值 Pop_Min 并由此生成相应的种群位置 X_i 和速度 V_i;设定脉冲发射率($R_0=0.7$)、声波响度($A_0=0.9$)、算法维数(DIM=2)、脉冲发射率迭代参数($\tau=2.3$)、频率范围;设置惩罚因子 C 的范围为$[1/m,1]$,m 为样本数量,改进高斯核参数为$[0.1,1\,000]$,蝙蝠个体 $X_i=(C,\sigma)$ 与种群位置对应。

步骤 2 输入训练集样本,并根据算法生成的参数值(C,σ)计算第一次迭代中每只蝙蝠的目标函数值,即 CRBA-MKSVDD 的对训练集样本的分类准确率,并找出最优值(为符合 SVDD 寻优最小值准则,最优值为分类准确率的负值),记录最优值蝙蝠个体的位置 X_{best}。

步骤 3 蝙蝠种群通过式(14)计算该迭代次数内每只蝙蝠的发出频率;根据式(15)和式(16)更新速度和位置,并对速度、位置进行越界处理。

步骤 4 生成均匀分布随机数 rand 和 Epsilon,若 rand $>R$,则对当前最优解使用 Epsilon 进行微扰动,产生一个新的全局最优解,并对新解进行越界处理,计算新的目标函数值。

步骤 5 生成均匀分布随机数 rand,若随机数 rand $<A_i$ 且 $f(X_i)<f(X_{best})$,则接受步骤 4 中产生的新解,并按照式(18)和式(20)对声波响度、混沌脉冲发射率进行更新。

步骤 6 对所有蝙蝠个体的目标函数值进行排序,找出当前种群内的最优值,并记录最优值的位置。

步骤 7 重复步骤 3 ~ 步骤 6 直至满足设定的最优解条件或算法达到最大迭代次数。

步骤 8 输出全局最优值(即分类准确率)和最优解(CRBA-MKSVDD 参数值)。

4 航空发动机工作状态识别

4.1 特征飞参数据选取

本文在引言部分已指出,航空发动机工作状态识别的有效手段是读取分析飞参数据。通常需要综合油门杆位置和其他参数共同进行发动机工作状态识别,为此本节主要研究影响发动机工作状态识别的特征飞参数据选取。

特征飞参数据的选取遵循如下原则:

1)以发动机通用规范中明确规定的技术指标及达到相应状态直接相关的主要参数为准。如在最大工作状态(简称最大状态)下要求 $N=N_{max}$;在慢车工作状态(简称慢车状态),转速 N_{idl} 通常为 $0.4N_{max}\sim0.6N_{max}$ 等。

2)在所需参数缺记的情况下,选取近似的参数代替,如若没有涡轮前燃气温度 T_4^* 的记录数据,则选取有记录的涡轮后燃气温度 T_6^* 作为特征飞参数据。

3)特征飞参数据之间若存在耦合性,则选取相对与工况强相关的参数。如高压转速与低压转速之间存在关联,考虑高压到高压转速具有较强敏感性,选取高压转速作为特征飞参数据。

综上原则,选取高压转速(N_2)、油门杆位置(PLA)、涡轮后燃气温度(T_6)、燃油流量(W)、涡

北航学报 赠阅

轮后出口压力(P_6)作为判断航空发动机工况的特征飞参数据。

4.2　飞参数据预处理

通过外场调研,收集到某型航空发动机某架次飞行高度在 0 ~ 10 km 的飞参数据,格式如表 1 所示。根据提供数据源方的说明,该架次飞机未进行加力飞行,对本架次航空发动机工作状态:停车、慢车、节流、中间及中间以上、最大 5 种工作状态设置标签(0 ~ 4),由于发动机停车状态可由转速为 0 直接判断,故本文仅针对慢车、节流、中间及中间以上、最大 4 种工作状态进行识别。

提取特征飞参数据:高压转速(N_2)、油门杆位置(PLA)、涡轮后燃气温度(T_6)、燃油流量(W)、涡轮后出口压力(P_6),参考文献[10]的数据处理方法,作如下预处理:

1)异常点剔除。一是由于控制品质衰退的影响,导致在飞参数据存在漂移点和明显偏离正常工作点的情况;二是飞参系统本身的记录数据本身存在系统误差。

2)同步化处理。如表 1 所示,飞参数据记录时长为 0.1 s/帧,各特征飞参数据由于其在飞机上的分布位置不同导致采样频率存在一定的差异,各参数在时间上不同步。对此,本文采用在 0.5 s 内取平均值的方法对飞参数据进行同步。

3)归一化修正。飞参数据为异构数据,各参数的量纲不同,直接进行使用会导致数据值小的参数被忽略,因而将所有参数归一化至 0 ~ 1 之间。

综合该型发动机的技术资料,并按照上述预处理方法对收集到的飞参数据进行处理,最终得到 24 475 个样本数据,其中慢车状态数据 10 129 个、节流状态数据 13 748 个,中间及以上状态数据 408 个、最大状态数据 190 个。

表 1　某型航空发动机飞参数据格式

Table 1　Flight parameter format of a type of aero-engine

参　数	名　称
记录时间/0.1s	记录时长
N_1/%	低压转速
N_2/%	高压转速
T_6/℃	涡轮后燃气温度
A_1/(°)	风扇进口可调叶片角度
T_1/K	发动机进口总温
T_{25}/K	风扇内涵出口总温
P_{31}/kPa	压气机出口压力
P_6/kPa	涡轮后出口压力
PH/kPa	发动机舱压
PLA/(°)	油门杆位置
H/km	飞行高度
A_2/(°)	压气机进口可调静子叶片角度
W/kg	主燃油流量给定值
A_8/cm^2	喷口面积

4.3　基于 CRBA-MKSVDD 分类器的训练与测试

由于 CRBA-MKSVDD 为单分类器,故而对慢车、节流、中间及中间以上、最大 4 个工作状态的识别需分别建立分类器。本节以预处理得到的四类样本数据为基础,各取 70% 作为训练集,剩余样本作为测试集,分别检验慢车、节流、中间及中间以上、最大状态分类器的分类效果。

实验过程中,依次以训练集中一类工作状态(如节流)样本为目标样本,其他 3 类样本(如慢车、中间及中间以上、最大)为非目标样本,对分类器进行训练,并用得到的分类器对测试集进行检验,选取 SVDD 和所提出的 MKSVDD 建立分类器,并采用交叉验证方法(CV)、BA、CRBA 对 2 种分类器参数进行优化,体现分类器识别效果的受试者工作特征(ROC)曲线如图 4(a) ~ (d)所示。

通过对图 4 的分析比较可知,在相同算法进行参数优化的条件下,与 SVDD 相比,所提出的 MKSVDD 对慢车、节流、中间及以上、最大状态的飞参数据具有更高的目标样本接受率和较低的非目标样本接受率,更适合作为分类器来进行模式识别。此外,CRBA 具有更好的综合参数寻优性能,在相同优化对象的条件下,对比 CV 和 BA,CRBA 具有最快寻优速度和寻优精度;但由于 MKSVDD 相较于 SVDD 的算法复杂度较高,导致在测试时间上 BA-SVDD 具有最快的运算速度。

在对不同工作状态的飞参数据进行识别的过程中,CRBA-MKSVDD 对 4 种发动机工作状态的识别率均达到 90% 以上,尤其在发动机中间及以上工作状态和最大工作状态的辨识中,CRBA-MKSVDD 相比其他方法组合在分类效果上具有较大的提升。由于飞参数据在最大状态和中间以上工作状态下的分布范围广、振荡性、波动性强,导致所有分类器在该 2 种状态中的分类准确率均低于慢车、节流状态;此外,由于慢车、节流工作状态数据量较大,导致分类器在测试时间上高于对中间及以上和最大工作状态的识别。5 种优化算法与分类器的组合测试结果如表 2 所示。

4.4　发动机工作状态识别实例

航空发动机工作状态识别属于多分类问题,4.3 节建立的 CRBA-MKSVDD 属于单分类器,为

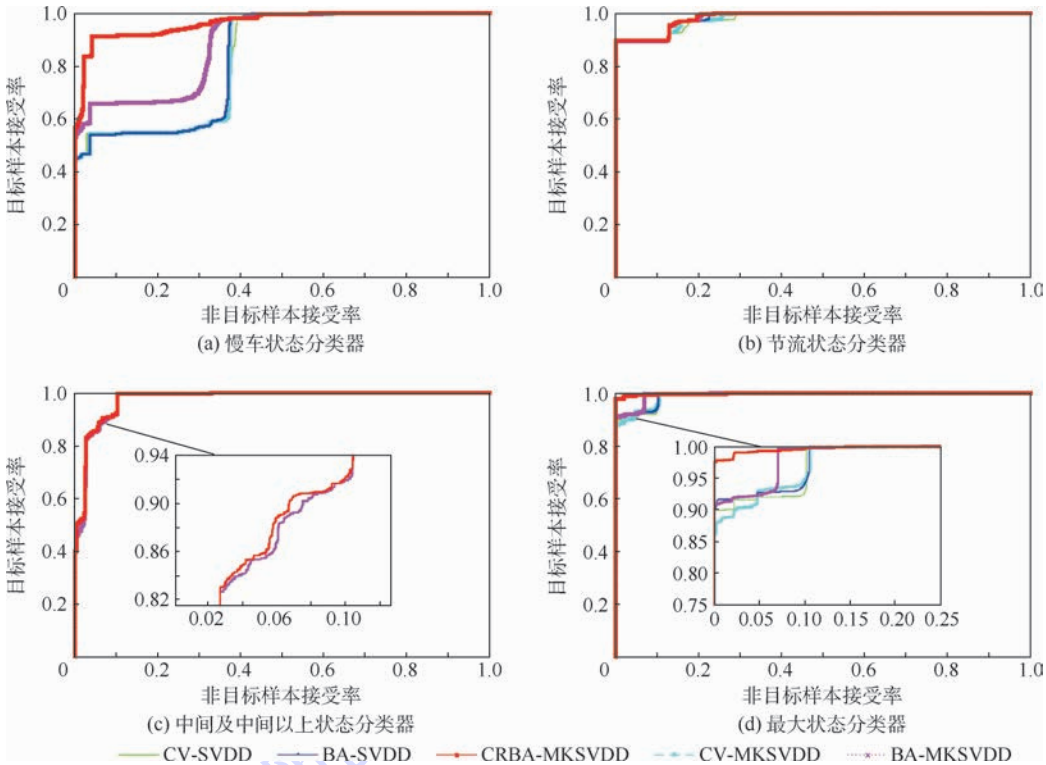


图 4 不同工作状态分类器的 ROC 曲线

Fig. 4 ROC curves of different working condition classifier

表 2 分类器测试结果

Table 2 Test results of classifiers

分类器	惩罚因子				核参数			
	慢车	节流	中间及以上	最大	慢车	节流	中间及以上	最大
CV-SVDD	0.793 3	0.782 7	0.992 6	0.044 7	221.07	322.26	91.07	100.70
CV-MKSVDD	0.022 2	0.487 8	0.514 9	0.993 0	576.72	677.08	827.71	161.73
BA-SVDD	0.153 1	0.010 0	0.524 5	0.583 2	561.73	656.93	280.13	327.91
BA-MKSVDD	0.260 8	0.497 0	0.551 2	1.000	481.60	595.19	499.96	520.38
CRBA-MKSVDD	0.195 6	0.394 9	0.739 7	0.372 6	463.24	638.42	440.23	957.35

分类器	识别准确率/%				测试时间/s			
	慢车	节流	中间及以上	最大	慢车	节流	中间及以上	最大
CV-SVDD	95.91	94.29	81.41	84.37	29.85	39.14	15.75	14.20
CV-MKSVDD	97.04	96.16	83.57	90.22	37.93	45.71	16.26	16.51
BA-SVDD	95.66	96.55	84.65	86.14	16.08	20.06	8.67	5.40
BA-MKSVDD	98.00	94.42	88.31	92.74	19.46	27.06	12.65	8.64
CRBA-MKSVDD	98.67	97.93	92.05	93.36	18.27	25.31	10.15	7.66

此采用组合分类器的方法对发动机工况进行识别：

1）对采集到的飞参数据进行预处理。

2）预处理后的某时刻未知类别样本数据 z，分别输入 4 个状态下的 CRBA-MKSVDD 进行决策，得到 4 个决策值，即 $\{f_k(z), k = 1,2,3,4\}$（k 为标签类别），采用最小决策值对应的标签类别作为 t 时刻样本数据的标签（发动机的工作状态 k_t）。判别公式为

$$k_t = \arg\min[f_k(z)] \quad k \in [1,4] \tag{23}$$

在上述建立好的组合多分类器的基础上，对某架次航空发动机的飞参数据进行状态识别，结果显示，本文方法对发动机工作状态的识别准确率为 97.547 9%，识别效果图如图 5 所示。

该型发动机先后经历由停车状态加速至最大工作状态、在节流状态和中间及以上状态之间转换、由中间状态收油门降落至停车，整个飞行过程的工作状态识别率为 97.547 9%，基本符合发动

北航学报 赠阅

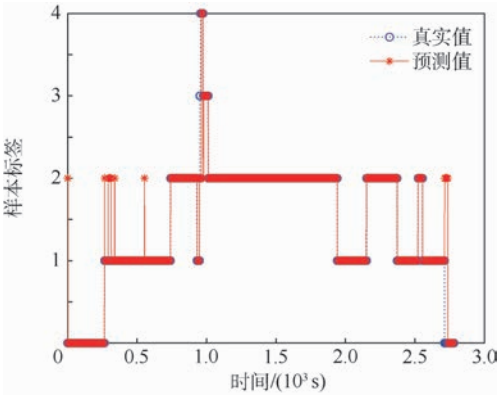


图 5　某架次航空发动机状态识别结果

Fig. 5　Result of one sortie aero-engine working condition recognition

机的实际工况,体现了本文方法的有效性。

5　结　论

本文提出了一种基于 CRBA-MKSVDD 的航空发动机工作状态识别方法。

1) 提出了新的 SVDD 多核策略;通过引入正弦反曲映射改进脉冲发射率,提高了算法的寻优精度和速度。

2) 对飞参数据进行了预处理,并以此构建基于 2 种新方法的 CRBA-MKSVDD 分类器模型,针对发动机的不同工作状态建立了单分类器;组合不同工作状态单分类器建立多分类器,并对某架次航空发动机的飞参数据进行了状态识别。

3) 实验结果表明,CRBA-MKSVDD 能够有效识别出航空发动机的工作状态,可应用于基于发动机状态的相关研究。

参考文献 (References)

[1] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006:236-237.
HE L M. Aircraftpropulsion system principles[M]. Beijing:National Defence of Industry Press,2006:236-237(in Chinese).

[2] SIMON D L,LITT J S. A data filter for identifying steady-state operating points in engine flight data for condition monitoring applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2011,133(7):1-8.

[3] TAX D M J,DUIN R P W. Support vector data description[J]. Machine Learning,2004,54(1):45-66.

[4] 丁昊,李旭东,赵慧洁. 基于 SVDD 的三维目标多视点视图建模[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(11):1517-1521.
DING H,LI X D,ZHAO H J. Method of multi-view modeling for 3D target based on SVDD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(11):1517-1521(in Chinese).

[5] 唐明珠,王岳斌,阳春华. 一种改进的支持向量数据描述故障诊断方法[J]. 控制与决策,2011,26(7):967-972.
TANG M Z,WANG Y B,YANG C H. Modified support vector data description for fault diagnosis[J]. Control and Decision,2011,26(7):967-972(in Chinese).

[6] 唐炬,林俊亦,卓然,等. 基于支持向量数据描述的局部放电类型识别[J]. 高电压技术,2013,39(5):1046-1053.
TANG J,LIN J Y,ZHUO R,et al. Partial discharge type recognition based on support vector data description[J]. High Voltage Engineering,2013,39(5):1046-1053(in Chinese).

[7] PENG X J,XU D. Efficient support vector data descriptions for novelty detection[J]. Neural Computing & Applications,2012,21(8):2023-2032.

[8] 曲建岭,李晓娟,司敬国,等. 基于飞参数据的发动机工作状态识别方法研究[C]// 第 32 届中国控制会议. 西安:西北工业大学,2013:3565-3569.
QU J L,LI X J,SI J G,et al. On recognitionmethod of aero-engine working conditions based on flight data[C]// Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2013:3565-3569(in Chinese).

[9] 周胜明,曲建岭,高峰,等. 基于 HE-SVDD 的航空发动机工作状态识别[J]. 仪器仪表学报,2016,37(2):308-315.
ZHOU S M,QU J L,GAO F,et al. Aero-engine working condition recognition based on HE-SVDD[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2016,37(2):308-315(in Chinese).

[10] ASHKEZARI A D,MA H,SAHA T K,et al. Application of fuzzy support vector machine for determining the health index of the insulation system of in-service power transformers[J]. IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation,2013,20(3):965-972.

[11] JORDI MUNOZ-MARI L B,CAMPS-VAILS G. A support vector domain description approach to supervised classification of remote sensing images[J]. Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2007,45(8):2683-2692.

[12] 卢明,刘黎辉,吴亮红. 多核支持向量数据描述分类方法研究[J]. 计算机工程与应用,2016,52(18):68-73.
LU M,LIU L H,WU L H. Research on multi-kernel support vector data description method of classification[J]. Computer Engineering and Applications,2016,52(18):68-73(in Chinese).

[13] 刘明. 支持向量机中 Sigmoid 核函数的研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2010:34-35.
LIU M. The study on Sigmoid kernel function in support vector machine[D]. Xi'an:Xidian University,2010:34-35(in Chinese).

[14] ZHOU S S,LIU H W,YE F. Variant of Gaussian kernel and parameter setting method for nonlinear SVM[J]. Neurocomputing,2009,72(13):2931-2937.

[15] YANG X S. A new metaheuristic bat-inspired algorithm[C]// Nature Inspired Cooperative Strategies for Optimization (NISCO 2010). Berlin:Springer-Verlag,2010,284:65-74.

[16] YANG X S. Nature inspired meta-heuristic algorithms[M]. 2nd ed. Frome:Luniver Press,2010:97-104.

[17] 李枝勇,马良,张惠珍. 蝙蝠算法收敛性分析[J]. 数学的实践与认识,2013,43(12):182-190.

北航学报 赠阅

LI Z Y, MA L, ZHANG H Z. Convergenceanalysis of bat algorithm[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2013, 43(12): 182-190(in Chinese).

[18] ADARSH B R, RAGHUNATHAN T, JAYABARATHI T, et al. Economic dispatch using chaotic bat algorithm[J]. Energy, 2016, 96(2): 666-675.

[19] KARRI C, JENA U. Fast vector quantization using a bat algorithm for image compression[J]. Engineering Science & Technology, an International Journal, 2016, 19(2): 769-781.

[20] RAHIMI A, BAVAFA F, AGHABABAEI S, et al. The online parameter identification of chaotic behaviour in permanent magnet synchronous motor by self-adaptive learning bat-inspired algorithm[J]. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, 2016, 78(6): 285-291.

[21] 李煜,裴宇航,刘景森. 融合均匀变异与高斯变异的蝙蝠优化算法[J]. 控制与决策, 2017, 32(10): 1775-1781.
LI Y, PEI Y H, LIU J S. Bat optimal algorithm combined uniform mutation with Gaussian mutation[J]. Control and Decision, 2017, 32(10): 1775-1781(in Chinese).

[22] 刘长平,叶春明. 具有混沌搜索策略的蝙蝠优化算法及性能仿真[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(6): 1183-1195.
LIU C P, YE C M. Batalgorithm with chaotic search strategy and analysis of its property[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(6): 1183-1195(in Chinese).

[23] JAVAD H, REZA S, NEDA N. Weighted support vector data description based on chaotic bat algorithm[J]. Applied Soft Computing, 2017, 60: 540-551.

[24] GANDOM A H, YANG X S. Chaotic bat algorithm[J]. Journal of Computational Science, 2014, 5(2): 224-232.

作者简介:

何大伟 男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制品质辨识。

彭靖波 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:航空发动机分布式控制。

胡金海 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:信号处理与故障隔离。

宋志平 男,博士,高级研究员。主要研究方向:航空发动机及控制系统建模、发动机故障诊断技术。

Aero-engine working condition recognition based on MKSVDD optimized by improved BA

HE Dawei[1], PENG Jingbo[1,*], HU Jinhai[1], SONG Zhiping[2]

(1. Air Force Engineering University, Faculty of Aeronautical Engineering, Xi'an 710038, China;
2. Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710054, China)

Abstract: In order to ameliorate the accuracy and efficiency of aero-engine working condition identification, and to avoid the misjudgment and time-consuming problems in manual identification of aero-engine working condition, an intelligent recognition method, multi-kernel support vector data description based on chaotic rate bat algorithm (CRBA-MKSVDD), is proposed. The improved strategy of multi-kernel support vector data description (MKSVDD) is researched. The chaotic rate method is introduced to improve the convergence speed and convergence accuracy of the bat algorithm (BA), and the chaotic rate bat algorithm (CRBA) is obtained with this method. The penalty factor and kernel parameter of MKSVDD are optimized by CRBA and the characteristics of the flight parameters have been extracted. The CRBA-MKSVDD classifiers are trained based on the characteristics of flight parameters, and the working condition of a certain type of aero-engine in one sortie is identified by the proposed method. The results show that the accuracy of aero-engine working condition identified by the proposed method is 97.547 9%, which means that the method can be used in the research and application related to aero-engine working condition.

Keywords: multi-kernel support vector data description (MKSVDD); improved bat algorithm; aero-engine; working condition recognition; flight parameters

Received: 2017-12-06; **Accepted**: 2018-02-25; **Published online**: 2018-03-08 12:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180308.1016.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51506221); Basic Science and Technology Program of Shaanxi Province, China (2015JQ5179)

* **Corresponding author**. E-mail: pjb1209@126.com

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部
办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间
电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426
E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

北航学报
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 44 卷 第 10 期　2018 年 10 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.44 No.10　October 2018

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010)　82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics　(BUAA)
(Beijing　100083,　P.　R.　China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010)　82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965　CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596182 10>